СУХОЙ
ГРАЖДАНСКИЕ САМОЛЕТЫ
Компания "Сухого" и "Алении Аэронаутики"



САМОЛЕТ RRJ-95B

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
(в четырех частях)

M7.92.FCOM.000.000.RU
Ревизия A

ЧАСТЬ 1
ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

01.00 СОДЕРЖАНИЕ

01.00 СОДЕРЖАНИЕ 1

01.10 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ 1

ПРЕДИСЛОВИЕ 1

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА 1

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ 2

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ 3

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ 4

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ 5

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ 6

01.20 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ 1

01.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

01.40 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

01.50 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ 2

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ 23

01.60 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ 1

01.70 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

01.10 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ПРЕДИСЛОВИЕ

Руководство по летной эксплуатации самолета (РЛЭ) разработано на основании Летного руководства, одобренного Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета.

ЗАО«ГСС» стремится к тому, чтобы информация, опубликованная в РЛЭ, соответствовала информации, содержащейся в Летном руководстве.

При обнаружении разночтений приоритет должен быть отдан Летному руководству.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА

РЛЭ распространяется на самолеты RRJ-95B.

Данные, приведенные на странице РЛЭ, применимы к самолетам, серийный заводской номер которых указан в поле нижнего колонтитула страницы и соответствуют конфигурации, которую имел самолет при выпуске с завода с учетом доработок, выполненных по сервисным бюллетеням.

© ЗАО «ГСС»

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ

РЛЭ разработано для использования летным составом, имеющим соответствующую общую летную и техническую подготовку и обладающий знаниями и навыками необходимыми для эксплуатации многодвигательного самолета, его систем и оборудования, в объеме, определяемом условиями допуска к полетам на самолете данного типа.

Летный состав должен обладать знаниями английского языка не ниже II-го уровня по требованиям ИКАО.

Руководство предназначено для использования при выполнении полета или для подготовки летного состава при повышении квалификации.

РЛЭ не предназначено для использования в качестве документа для первоначального обучения летного состава

СТРУКТУРА РЛЭ

Содержание РЛЭ разделено на четыре части:

ЧАСТЬ 1 : Подготовка и выполнение полета
ЧАСТЬ 2 : Эксплуатация систем и оборудования
ЧАСТЬ 3 : Вычислительная система самолётовождения
ЧАСТЬ 4 : Оперативный сборник экипажа

© ЗАО «ГСС»

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ

ФОРМЫ ПОВЫШЕНИЯ ВНИМАНИЯ

Для выделения в тексте РЛЭ отдельных указаний или их частей, требующих повышенного внимания, используют следующие формы повышения внимания:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ НЕСЧАСТНЫМ СЛУЧАЯМ СО СМЕРТЕЛЬНЫМ ИСХОДОМ.

ВНИМАНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ИХ ПОВРЕЖДЕНИЮ.

Примечание: Применяется к летным процедурам или эксплуатационным требованиям по использованию систем самолета, его оборудования и т.д., которые необходимо существенным образом выделить.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

РЛЭ включает в себя техническую информацию, требуемую для обучения, которая так же предоставляется в качестве дополнительной информации.

- если тексту или иллюстрации предшествует, условное обозначение **ДЛЯ ИНФОРМАЦИИ**, это значит, что предоставленная информация полезна для лучшего понимания основного материала. Контроль знания этой информации не требуется при оценке уровня квалификации летного состава.
- текстовые сообщения системы аварийной, предупреждающей и уведомительной сигнализации объединены в таблицы, которые размещены в разделе Сигнализация в конце каждой главы Части 2 РЛЭ

© ЗАО «ГСС»

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ



Серийный заводской номер:

95007,95008	:	страница применима к самолетам с серийными заводскими номерами 95007 и 95008
95008-95010	:	страница применима ко всем самолетам с серийными заводскими номерами, начиная с 95008 по 95010 включительно
ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ	:	страница применима ко всем самолетам.

Авторское право

Содержание документа является собственностью ЗАО «ГСС».

Любое распространение, копирование, воспроизведение или другое использование документа в целом или любой из его частей без письменного разрешения ЗАО «ГСС» запрещено.

© ЗАО «ГСС» 2010г. Все права защищены.

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения изменений.

Изменение издается взамен или в дополнение соответствующего материала в виде отдельных листов и рассылается держателям РЛЭ.

РЛЭ соответствует своему назначению при условии, что оно своевременно приводится в соответствие с вводимыми изменениями.

Ответственность за своевременное и правильное внесение изменений, в соответствии с установленным порядком, несет держатель РЛЭ.

ИЗМЕНЕНИЯ

Для внесения поправок, дополнений и новых данных не срочного характера, периодически издаются изменения.

Одновременно с листами изменения рассылаются сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих страниц».

Все изменения должны быть отражены в «Листе регистрации изменений».

ВРЕМЕННЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ

В случае необходимости внесения срочного изменения, в период между периодически издаваемыми изменениями, издается временное изменение, листы которых печатаются на бумаге желтого цвета.

Одновременно с листами временного изменения рассылается сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих временных изменений».

Все временные изменения должны быть отражены в «Листе регистрации временных изменений».

© ЗАО «ГСС»

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ

УКАЗАНИЯ ПО ВНЕСЕНИЮ ИЗМЕНЕНИЯ

При внесении изменения руководствоваться следующим:

Изъять : Лист должен быть изъят.

Этот лист может быть заменен на новый лист, если такая процедура предусмотрена, если нет, то лист изымается без замены.

Вставить : Вводится новый лист

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

После внесения изменения, перед уничтожением изъятых страниц, рекомендуется выполнить контрольную проверку правильности внесения изменения, используя «Перечень действующих страниц», в котором перечислены все страницы, действующие после внесения изменения.

В «Перечне действующих станиц» новые страницы обозначены символом **Н**, а страницы с изменениями символом **И**.

© ЗАО «ГСС»

01.20 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Изменение		Внесено		Примечание

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

01.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

© ЗАО «ГСС»

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

01.40 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№ временного изменения	Дата	Содержание временного изменения	Применимость

Временных изменений нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

01.50 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На самолете RRJ 95B установлены системы и оборудование иностранных производителей. Названия этих систем и оборудования, на английском языке, использованы в конструкторской документации. Все надписи, трафареты и все виды индикации на самолете, используемые при эксплуатации этих систем и оборудования, выполнены на английском языке. При отражении этой информации в РЛЭ, для исключения случаев ее неоднозначного понимания летным экипажем в данном разделе изложены принципы, определяющие порядок применения аббревиатур и сокращений в тексте РЛЭ.

Все определения англоязычных аббревиатур и сокращений на русском языке приведены в соответствии с действующими документами ИКАО, ГОСТ (ОСТ) РФ и уже используемыми в ГА РФ.

Примечание: Применение аббревиатур и сокращений на русском языке в тексте РЛЭ сведено к использованию минимального количества общепринятых в гражданской авиации.

© ЗАО «ГСС»

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатуры на английском языке размещаются после первого упоминания ее русского определения, прописными буквами английского алфавита, заключенными в квадратные скобки. Далее по тексту для сокращения объема РЛЭ допускается использование аббревиатуры как отдельного слова, следующего за ключевым, используемым в русском определении.

Пример:

- первое упоминание: Блок электронного управления двигателем [DECU].
- последующее применение: … Блок DECU.

В тексте РЛЭ сокращение на английском языке размещается после первого упоминания его перевода на русском языке, прописными буквами английского алфавита. Далее допускается использование сокращения на английском языке как отдельного слова, если это обеспечивает однозначное толкование текста или совместно с ключевым словом, используемом в русском переводе.

Пример:

- первое упоминание: …выбрать автоматический режим AUTO.
- 1 вариант, последующее применение: режим AUTO
- 2 вариант, последующее применение: … ELEC 2A……..AUTO

A		
A/C	Aircraft	Воздушное судно
A/T	Auto throttle	Автомат тяги
AC	Alternating Current	Переменный ток
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACC	Accumulator	Аккумулятор
ACCIS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью

© ЗАО «ГСС»

ACCUM	Hydraulic accumulator	Гидроаккумулятор
ACE	Actuator Control Electronic Module	Блок управления и контроля приводов
ACMP	Alternating current motor pump	Насосная станция переменного тока
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число самолета
ACP	Audio Control Panel	Пульт управления аппаратуры внутренней связи
	Air Cooling Pack	Устройство охлаждения воздуха
ACS	Air Conditioning System	Система кондиционирования воздуха
ADC	Air Data Computer	Вычислитель системы ADS
ADF	Automatic Direction Finder	Автоматический Радио Компас
ADIRS	Air Data and Inertial Reference System	Пульт управления системой ADS и системой IRS
ADM	Air Data Module	Модуль воздушных сихналов
ADS	Air Data System	Система воздушных сигналов
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast	Автоматическое Зависимое Наблюдение в режиме радиоВещания
AEV	Avionics Exhaust Valve	Клапан аварийной вентиляции авионики
AEVMS	Advanced Engine Vibration Monitoring System	Система контроля вибрации двигателя
AFAN	Afterward Avionics Fan	Задний вентилятор охлаждения блоков авионики
AFCS	Automatic Flight Control System	Система автоматического управления полетом
AFT	Afterward	Задний
AGL	Above ground level	Над уровнем земли
AH	Attendant Handset	Телефонная трубка бортпроводника

© ЗАО «ГСС»

A-ICE	Ice and Rain Protection	Противооблединительная система
AIL	Aileron	Элерон
ALT	Altitude	Высота
ALTN	Alternate	Резервный/запасной
AMS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью
ANP	Actual Navigation Performance	Фактические навигационные характеристики
AOA	Angle Of Attack	Угол атаки
AP	Autopilot or Automatic Pilot	Автопилот
APM	Aircraft Personality Module	Модуль конфигурации персональный
APPR	Approach	Заход на посадку, подход к зоне аэропорта
APU	Auxiliary Power Unit	Вспомогательная силовая установка
ASAP	As soon as possible	При первой возможности
ASDA	Accelerate-stop distance available	Располагаемая дистанция прерванного взлета
ASU	Air Starter Unit	Установка воздушного запуска
ATA	Air Transport Association	Ассоциация воздушного транспорта США
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
ATT	Attendant	Бортпроводник
ATT	Attitude	Пространственное положение самолета в воздухе
AUTO	Automatic	Автоматический
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
AVAIL	Available	Доступный, пригодный, располагаемый
AVS	Avionics System	Авиационная электронная система

© ЗАО «ГСС»

	B	
BARO	Barometric	Барометрический
BAS	Bleed Air System	Система отбора воздуха
BAT	Battery	Аккумуляторная батарея
BCU	Brakes Control Unit	Блок управления тормозами колес
BFAN	Blower Fan	Нагнетательный вентилятор
BLKD	Blocked	Запертое положение
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRK	Brake	Тормоза
BRT	Brightness	Яркость
BSV	Burner Staging Valve	Клапан контуров форсунок
	C	
C/B	Circuit breaker	Автомат защиты сети
CAB	Cabin	Пассажирская кабина
CAC	Core Avionics Cabinet	Основной системный блок Авионики
CANC	Cancel	Отменить
CAPT	Captain	Командир Воздушного Судна
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CAS	Crew Alerting System	Система предупреждения экипажа
CBV	Cross Bleed Valve	Клапан линии перекрестного отбора воздуха
CDI	Course Deviation Indicator	Навигационный курсовой прибор директорной системы
CDL	Configuration Deviation List	Перечень отклонений в конфигурации
CDS	Cockpit Display System	Система отображения информации

© ЗАО «ГСС»

CDU	Control Display Unit	Пульт управления и индикации
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Столкновение исправного ВС с землей
CG	Center-of-Gravity	Центр тяжести самолета
CHKL	Checklist	Карта контрольных проверок
CKPT	Cockpit	Кабина экипажа
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)
CPA	Collision Prediction and Allerting	Предупреждение столкновения
CPCS	Cabin Pressure Control System	Система Автоматического Регулирования Давления
CPIOM	Core Processing and Input/Output Module	Центральный процессор и модуль ввода/вывода
CRCP	Cabin Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива в кабине
CRS	Course	Курс
CTL	Control	Контролировать
CTR	Center	Центральный
CVR	Cockpit Voice Recorder	Бортовой речевой самописец
	D	
DA	Drift Angle	Угол сноса
DA/H	Decision Altitude/Height	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DC	Direct current	Постоянный ток
DC BUS	Direct Current Bus	Основная шина постоянного тока
DC ESS	Direct Current Essential Bus	Аварийная шина постоянного тока

© ЗАО «ГСС»

DCMP	Direct Current Motor Pump	Насосная станция постоянного тока
DECR	Decrease	Уменьшение
DECU	Digital Engine Control Unit	Блок электронного управления двигателем
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DESEL	Deselected	Отмена выбора
DEST	Destination	Пункт назначения
DISC	Disconnect	Отключить
DISCH	Discharge	Разрядка
DLU	Data Loader Unit	Устройство загрузки данных
DME	Distance Measuring Equipment	Дальномерное оборудование
D-PRESS	Depressurization	Разгерметизация
DTK	Desired Track	Линия заданного пути
DTO	Derated Take-off	Взлет с ограниченной тягой
DU	Display Unit	Дисплей
	E	
E	East	Восток (восточная долгота)
E/W	East/West	Восток/запад (восточная/западная долгота)
EAS	Equivalent Airspeed	Индикаторная скорость
ECL	Electronic Checklist	Электронная карта контрольных проверок
ECP	EICAS Control Panel	Пульт управления EICAS

© ЗАО «ГСС»

ECU	Engine Control Unit	Блок управления двигателем (APU)
EDP	Engine Driven Pump	Насос с приводом от двигателя
EFB	Electronic Flight Bag	Электронный полетный планшет
EFCP	Electronic Flight Control Panel	Пульт управления полетными электронными индикаторами
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Электронная система полетной информации
EGT	Exhaust Gas Temperature	Температура выходящих газов
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	Электронный индикатор навигационной обстановки в горизонтальной плоскости
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System	Система индикации работы двигателя и предупреждения экипажа
EIU	Engine Interface unit	Блок концентратора данных
ELEC	Electrical	Электрический
ELEV	Elevator	Руль высоты
ELT	Emergency Locator Transmitter	Аварийный радиомаяк
EMER EXTN	Emergence Extention	Аварийный выпуск
ENG	Engine	Двигатель
EOSU	Engine Overspeed Unit	Блок защиты двигателя от раскрутки
EQPT	Equipment	Оборудование
ESS	Essential	Основной
ETOPS	Extended range operations by twin-engined aeroplane	Полёт увеличенной дальности с двумя двигателями

© ЗАО «ГСС»

EVAC	Evacuation	Эвакуация пассажиров
EWD	Engine/Warning Display	Дисплей двигателя и предупреждений
EXT	External	Внешний, наружный, выносной
EXT PWR	External Power	Внешний источник питания
	F	
F/O	First Officer	Второй пилот
FAA	Federal Aviation Administration	Федеральная Авиационная Администрация/Управление (США)
FADEC	Full Authority Digital Engine Controller	Система автоматического управления двигателем
FBWCS	Fly-by-Wire Control System	Электронная система дистанционного управления
FCP	Flight Control Panel	Пульт управления полетом
FCTL	Flight Control	Управление полетом
FCV	Flow Control Valve	Заслонка регулирования воздуха
FD	Flight Director	Система директорного (траекторного) управления
FDJP	Flight Deck Joint Panel	Пульт подключения экипажа к внутренней связи
FDR	Flight Data Recorder	Регистратор полетной информации
FF	Fuel Flow	Расход топлива
FFAN	FWD Avionics Fan	Передний вентилятор охлаждения блоков авионики
FL	Flight Level	Эшелон полета
FLAPS	Flap/Slat Selector Lever	Ручка управления механизацией крыла
FWS	Flight warning system	Система предупреждения о критических режимах полёта

© ЗАО «ГСС»

FLOOD	Flood	Заливающее
FLX	Flexible	Режим адаптированной взлетной тяги
FMA	Flight mode annunciator	Индикатор режимов полета
FMS	Flight Management System	Вычислительная система самолетовождения
FMU	Fuel Metering Unit	Блок управления расходом топливом
FMV	Fuel Metering Valve	Клапан расхода топлива
FPA	Flight Path Angle	Угол траектории полёта
FPM	Feet per minute	Футы в минуту
FQIC	Fuel Quantity Indicating Computer	Вычислитель системы измерения количества топлива
FQIS	Fuel Quantity Indicating System	Система измерения количества топлива
FRCP	Fuselage Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива на фюзеляже
FRV	Fuel Return Valve	Топливный возвратный клапан
FSCU	Fuel System Control Unit	Блок управления топливной системой
FT, ft	Feet	Фут, футы (единица длины)
FWD	Forward	Передний
	G	
GA	Go-Around	Уход на второй круг
GAPCU	Ground and Auxiliary Power Control Unit	Блок управления аэродромным /вспомогательным электропитанием
GCAM	Ground Collision Avoidance Module	Модуль предотвращения столкновения с земной поверхностью
GCJP	Ground Crew Joint Panel	Панель подключения СПУ наземного персонала

© ЗАО «ГСС»

GCU	Generator Control Unit	Блок управления генератором
GEN	Generator	Генератор
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
GND SPLRS	Ground Spoiler	Тормозные щитки
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования (США)
GPU	Ground Power Unit	Аэродромный пусковой агрегат
GPWS	Ground Proximity Warning System	Система предупреждения о близости земли
GREEN DOT	Green dot	Наивыгоднейшая эксплуатационная скорость набора высоты и снижения в конфигурации 0 при отказе одного двигателя
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GS	Glide Slope	Глиссада
GSA	Ground Spoiler Actuator	Гидромеханический привод тормозных щитков
GSCS	Ground Service Control System	Система вызова наземного персонала
GV	Ground Valve	Наземный клапан
	H	
HDG	Heading	Курс самолета
HF	High Frequency	Высокая частота
HP	High pressure	Высокое давление
HPGC	HP Ground Connector	Наземный штуцер линии высоко давления
HPSOV	High Pressure Shut-off Valve	Отсечной клапан высокого давления

© ЗАО «ГСС»

HPTACC	High Pressure Turbine Active Clearance Control	Система активного регулирования зазорами турбины высокого давления
HS	Hydraulic System	Гидравлическая система
HSCU	Hydraulic System Control Unit	Блок управления и контроля гидросистемы
HYD	Hydraulic	Гидравлический
Hz	Hertz	Герц
	I	
IAS	Indicated Airspeed	Приборная воздушная скорость
IASC	Integrated Air System Controller	Вычислитель системы кондиционирования воздуха
IDG	Integrated Drive Generator	Встроенный привод-генератор
IESI	Integrated Electronic Standby Instrument	Интегрированный электронный резервный прибор
IFDMU	Integrated Flight Data Management Unit	Встроенный блок управления полетными данными
IFR	Instrumental Flight Rules	Правила полета по приборам
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
IM	Inner Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с тремя маркерами)
INCR	Increase	Увеличение
INOP	Inoperative	Неработоспособный
INT	Inter	Внутренняя связь
INT	Interrupt	прерывистый
INT	Integrity	Целостность
INTEG	Integral	Встроенное
INV	Inverter	Статический преобразователь
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная система
IRU	Inertiial Refference Unit	Блок инерциальной системы
ISA	International Standard Temperature	Международная стандартная атмосфера

© ЗАО «ГСС»

	J	
	K	
KG, kg	Kilogram	Килограмм (единица массы)
KT, kt	Knot(s)	Узел(ы) (единица скорости
	L	
L	Left	Левый
L/G	Landing Gear	Шасси
LAT	Latitude or Lateral	Широта
LB, Lb	Pound	Фунт (единица веса)
LCV	Load control valve	Клапан управления нагрузкой
LDA	Landing Distance Available	Располагаемая посадочная дистанция
LDG	Landing	Посадка
LFS	Low Flow Sensor	Датчик расхода воздуха с пониженным давлением
LG	Landing Gear	Шасси
LGCS	Landing Gear Control System	Система управления уборкой и выпуском шасси
LGSCU	Landing Gear & Steering Control Unit	Блок электронного управления шасси
LMU	Load Management Unit	Блок выключателей-предохранителей
LNAV	Lateral NAVigation	Навигация в горизонтальной плоскости
LOC	Localizer	Курсовой радиомаяк
LOCB	LOCalizer Backcourse approach	Заход на посадку по курсовому маяку обратного курса
LONG	Longitude	Долгота
LP	Low Pressure	Низкое давление

© ЗАО «ГСС»

LPGC	Low Pressure Ground Connection	Штуцер подсоединения наземного кондиционера
LRU	Line Replaceable Unit	Компонент, заменяемый в условиях эксплуатации
LSK	Line Select Key	Кнопка выбора строки
LT	Light	Освещение
	M	
M, m	Meter	Метр
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Средняя аэродинамическая хорда
MACE	Motor and Actuator Control Electronic	Контроллер управления приводами
MAN	Manual	Ручной
MAT	Maintenance Access Terminal	Сервисный пульт наземного обслуживания
MAX	Maximum	Максимум
MCDU	Multipurpose Control and Display Unit	Многофункциональный пульт управления и индикации
MCL	Max Climb	Режим максимальной тяги в наборе высоты
MCT	Maximum Continuous Thrust	Режим максимальной продолжительной тяги
MDA/H	Minimum Descent Altitude/Height	Минимальная абсолютная/относительная высота снижения
MFD	Multi Functional Display	Многофункциональный дисплей
MIN	Minimum	Минимум
MKR	Marker	Маркерный маяк
MLS	Microwave Landing System	Микроволновая система посадки
MM	Middle Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с двумя маркерами)
MPS	Meters Per Second	Метры в секунду

© ЗАО «ГСС»

MTOW	Maximum Take-off Weight	Максимальная взлетная масса
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальная рулежная масса
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальная масса самолета без топлива
	N	
N	North	Север (северная широта)
N/A	Not Applicable	Не применяется
N/W STRG	Nose wheel steering	Выключатель системы управления поворотом колес
N1		Обороты ротора низкого давления
N2		Обороты ротора высокого давления
NAIV	Nozzl Anti-Ice Valve	Клапан противообледенительной системы воздухозаборников двигателя
NAV	Navigation	Навигационное оборудование
ND	Navigation display	Навигационный дисплей
NDB	Non-directional Beacon	Отдельная приводная радиостанция
NM, nm	Nautical Mile	Навигационная (морская) миля (единица длины)
NP	Navigation Performance	Навигационная характеристика
NPA	Non-Precision Approach	Неточный заход на посадку
NWSS	Nose Wheel Steering System	Система управления поворотом колёс
	O	
OAT	Outside Air Temperature	Температура наружного воздуха
OBS	Observer	Инспектор
OEI	One Engine Inoperative	Неработоспособность одного двигателя

© ЗАО «ГСС»

OEW	Operational Empty Weight	Масса пустого снаряженного самолета
OFF	Switch off	Отключить
OFST	Offset	Смещение
OFV	Outflow valve	Выпускной клапан
OM	Outer Marker	Дальний маркер
ON	Switch on	Включить
OT	Other Traffic	Другой самолет
OXY	Oxygen	Кислород
oz, OZ	Ounce	Унция (единица массы)
	P	
PA	Passenger Address	Связь с пассажирской кабиной
PAA	Passenger Adress Amplifier	Усилитель системы связи с салоном
PACIS	Passenger Address and Communication Intercom System	Система связи с пассажирским салоном
PARK	Parking	Стояночный
PCN	Pavement Classification Number	Классификационное число прочности покрытия
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Pilot Flying	Пилотирующий пилот
PFCU	Primary Flight Control Unit	Вычислитель системы управления верхнего уровня
PFD	Primary Flight Display	Индикатор основной полетной информации
PHC	Probe Heat Computer	Вычислитель обогрева приемников воздушных сигналов

© ЗАО «ГСС»

PMA	Permanent Magnet Alternator	Генератор переменного тока с постоянным магнитом
PNF	Pilot Not Flying	Непилотирующий пилот
PNU	Pneumatic System	Пневматическая система
PPOS	Present Aircraft Position	Текущее местоположение самолета
PRSOV	Pressure regulating and shat-off valve	Регулятор давления
Ps	Static Pressure	Величина статического давления
psi, PSI	Pound on square inch (pound/inchl)	Фунт на квадратный дюйм (единица давления)
Pt	Total Pressure	Величина полного давления
PT	Proximity Traffic	Ближнее ВС
PTT	Push-to-talk	Кнопка для ведения радиосвязи
PTU	Power transfer unit	Блок передачи мощности
PURS	Purser	Стюард
PWR	Power	Мощность, энергия
	Q	
QTY	Quantity	Количество
	R	
R	Right	Правый
RA	Resolution Advisory	Рекомендация по разрешению угрозы столкновения
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAD	Radio	Радиосвязь
RAT	Remote Air Turbine	Ветрогенератор
RAV	Ram Air Ventilation	Вентиляция набегающим потоком воздуха
RCAU	Remote Control Audio Unit	Блок усиления и коммутации

© ЗАО «ГСС»

RCP	Reconfiguration Control Panel	Пульт управления реконфигурацией
RECIRC	Recirculation	Рециркуляция
RMP	Radio Management Panel	Пульт управления радиосредствами
RNAV	aRea NAVigation	Зональная навигация
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
RRJ	Russian Regional Jet	Российский региональный самолёт
RSU	Rate Sensor Unit	Блок Датчиков угловых скоростей
RSVR	Reservoir	Резервуар
RTO	Rejected Take Off	Прерванный взлет
RUD	Rudder	Руль направления
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum (300 m (1 000 ft)) between FL 290 and FL 410	Сокращенный минимум вертикального эшелонирования (300м (1000 ft)) между FL 290 и FL 410
RVR	Runway Visual Range	Дальность видимости на ВПП
RWY	Runway	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг (южная широта)
SAT	Static Air Temperature	Температура неподвижного воздуха
SAT	Satellite	Спутник
SAT COM	Satellite Communications	Система спутниковой связи
SAV	Starter Air Valve	Клапан воздушного турбостартера
SCV	Surge Control Valve	Противопомпажный клапан
SELCAL	Selective calling System	Система избирательного вызова
SFV	Safety Valve	Предохранительный клапан
SID	Standard Instrument Departure	Стандартный маршрут вылета по приборам

© ЗАО «ГСС»

SOV	Shut-off valve	Отсечной кран/клапан (Вентиль)
SOV	Firewall Shut-off Valve	Перекрывной противопожарный клапан
SPD	Speed	Скорость
SPD BRK	Speedbrake	Воздушные тормоза
SPKR	SPEAKER	Громкоговоритель
SS	Side Stick	Боковая ручка управления самолетом
SSEC	Static Source Error Correction	Инструментальная поправка датчика статического давления
ST INV	Static Inverter	Статический преобразователь
STAB	Stabilizer	Стабилизатор
STAR	Standard Instrument Arrival	Стандартный маршрут прибытия по приборам
STBY	Standby	Резервный
SWS	Stall warning system	Система сигнализации о приближении к сваливанию
SWM	Switch Module	Модуль коммутатора
	T	
T^2CAS	Terrain and Traffic Collision Avoidance System	Система предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе и сближения с землей
TA	Traffic Advisory	Консультативная информация о воздушном движении
TAS	True Air Speed	Истинная воздушная скорость
TAT	Total Air Temperature	Температура набегающего потока
TAV	Trim Air Valve	Клапан воздушного подмеса
TAWS	Terrain Awareness Warning System	Система предупреждения о сближении с землей

© ЗАО «ГСС»

TBV	Transit Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора высокого давления
THR LEVER	Thrust Lever	Рычаг управления двигателем
TKE	Track Angle Error	Боковое отклонение от заданного путевого угла
TO	Take off	Взлет
TO/GA	Take-Off/Go-Around	Режим взлёта/ухода на 2-ой круг
TODA	Take-off distance available	Располагаемая взлетная дистанция
TORA	Take-off Run Available	Располагаемая длина разбега для взлета
TOW	Take-off Weight	Взлетная масса
TPDR	Transponder	Ответчик
TR	Thrust Reverser	Реверс тяги
TRANS	Transition	Переход
TRK	Track	Линия пути
TRU	Transformer Rectifier Unit	Выпрямительное устройство
TSE	Total System Error	Суммарная ошибка самолетовождения
	U	
UHF	Ultra High Frequency	Ультравысокая частота
ULB	Under water Locator Beacon	Подводный радиомаяк
UNLK	Unlock	Снятие с замков/промежуточное положение
UNLKD	Unlocked	Незамкнутый/незакрытый
UTC	Coordinated universal time	Всемирное координированное время

© ЗАО «ГСС»

V		
V	Volt	Вольт
V_1	Critical-Engine-Fail/Decision Speed	Скорость принятия решения при взлете
V_2	Scheduled Take-off Speed	Безопасная скорость взлета
V_A	Design Maneuvering Speed	Расчетная скорость маневрирования
V_{APP}	Approach Speed	Скорость конечного этапа захода на посадку
VBV	Variable Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора низкого давления
VENTS	Ventilation temperature sensor	Вентилируемый датчик температуры
V_{FE}	Flaps Extended Speed	Максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками
VFR	Visual Flight Rules	Правила визуального полета
VHF	Very High Frequency	Ультракороткие волны
VHF COM	VHF Communication	УКВ связь
VIB	Vibration	Вибрация
V_{LE}	Maximum Landing Gear Extended Speed	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
V_{LO}	Maximum Landing Gear Operating Speed	Максимальная скорость, при которой может производиться выпуск и уборка шасси
V_{LOF}	Lift-off Speed	Скорость отрыва на взлете
V_{LS}	Lowest selectable speed	Минимальная выбираемая скорость
V_{MCA}	Minimum Control speed in the Air	Минимальная эволютивная скорость взлёта
V_{MCG}	Minimum Control Speed Ground	Минимальная эволютивная скорость разбега
V_{MCL}	Minimum Control speed during approach and Landing with all engines operating	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку

© ЗАО «ГСС»

VNAV	Vertical NAVigation	Навигация в вертикальной плоскости
VOR	VHF Omni-directional Radio Range	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
V_R	Rotation Speed	Скорость в момент (начала) подъема передней опоры самолета
V_{REF}	Reference landing approach speed, all engines operating	Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
VS	Vertical Speed	Вертикальная скорость
VSI	Vertical Speed Indicator	Индикатор вертикальной скорости
VSV	Variable Stator Vane	Система поворотных направляющих лопаток
	W	
W	West	Запад (западная долгота)
WHC	Windshield Heater Controller	Блок управления электрообогревом стекол
WOW	Weight On Wheels	Сигнал «Шасси обжато»
WXR	Weather Radar	Метеорологический локатор
WXR		
	X	
X-BLEED	Cross Bleed	Перекрестный отбор воздуха
X-FEED	Cross Feed	Кран кольцевания топлива
XFR	Transfer	Перенос/ передача
XTK	Cross Track	Фактическое боковое уклонение от трека
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива

© ЗАО «ГСС»

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатура на русском языке размещается после первого упоминания, прописными буквами, заключенными в круглые скобки.

Пример:

- первое упоминание: Командир воздушного судна (КВС)
- последующее применение: КВС

В тексте РЛЭ сокращение на русском языке пишутся прописными буквами в соответствии с установленными правилами русского языка.

Пример: ОТКЛ, КАК ТРЕБ

АР МАК	Авиационный Регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
БГО	Багажно грузовой отсек
ВИ	Временное изменение
ВКЛ	Включить
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ГЛОНАСС	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
ГПМО	Главный Перечень Минимального состава Оборудования
ЗАО «ГСС»	Закрытое акционерное общество Гражданские самолеты Сухого
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
КАК ТРЕБ	Как требуется
КАРТА	Карта контрольных проверок
КВС	Командир воздушного судна
КПТ	Концевая полоса торможения
ЛР	Летное руководство
ЛТХ	Летно-технические характеристики
МСА	Международная стандартная атмосфера

© ЗАО «ГСС»

НОТАМ	Извещение для пилотов
НП	Непилотирующий пилот
ОСЭ	Оперативный сборник экипажа
ОТКЛ	Отключить
ПВП	Правила визуальных полетов
ПОС	Противообледенительная система
ПП	Пилотирующий пилот
ППП	Правила полетов по приборам
ПРОВ	Проверены
2/П	Второй пилот
РВД	Располагаемая взлетная дистанция
РДР	Располагаемая длина разбега
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации самолета
РПД	Располагаемая посадочная дистанция
РУД	Рычаг управления двигателем
САХ	Средняя аэродинамическая хорда
СДУ	Электронная система дистанционного управления
УВД	Управление воздушным движением

© ЗАО «ГСС»

01.60 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ

Масса	:	1 килограмм = 2,2046 фунта 1 фунт = 0,4536 килограмма
Длина	:	1 метр = 3,2808 фута 1 фут = 0,3048 метра 1 километр = 0,54 морской мили 1морская миля =1,852 километра
Скорость	:	1 метр в секунду=196,8504 футов в минуту 1 фут в минуту =0,0051 метра в секунду 1 километр в час = 0,54 узла 1 узел =1,852 километра в час
Давление	:	1 миллибар= 0,0145 фунта на дюйм квадратный 1 фунт на дюйм квадратный = 68,95 миллибар
Объем	:	1 литр (л) = 0,2642 галлона США 1 галлон США = 3,7854 литра 1 метр кубический = 264,17 галлона США 1 галлон США = 0,0038 метра кубического
Температура	:	t (^{o}C) = 5/9 (t (^{o}F) – 32) t (^{o}F) = t (^{o}C) x 1,8 + 32

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

01.70 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
1.01.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.21	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.22	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.23	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.24	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.26	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.27	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.28	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.29	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.34	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.35	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.49	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	55		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	56		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	57		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	58		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	59		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	60		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	61		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	62		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	63		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	64		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.15	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.25	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.35	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.45	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.52	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.55	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.57	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.62	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.65	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.67	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.72	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.75	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.77	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.82	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.87	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.92	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.95	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04.97	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.05.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.05.25	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.05.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.05.49	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.05.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.05.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.06.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.06.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.06.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.06.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.06.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.00 СОДЕРЖАНИЕ

02.10 ВВЕДЕНИЕ 1

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ 1

НАЗНАЧЕНИЕ И ВИДЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ 1

02.20 ОБЩИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ 1

МИНИМАЛЬНЫЙ СОСТАВ ЛЁТНОГО, КАБИННОГО ЭКИПАЖА И МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ЛЮДЕЙ НА БОРТУ САМОЛЁТА 1

ДОПУСТИМЫЕ ЦЕНТРОВКИ 1

ДОПУСТИМЫЕ ЦЕНТРОВКИ 2

ПРЕДЕЛЬНЫЕ МАССЫ САМОЛЕТА 3

ДОПУСТИМЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ 3

УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ 3

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО АЭРОДРОМУ 3

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЗЛЁТЕ И ПОСАДКЕ 4

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВХОДНЫХ (СЛУЖЕБНЫХ) ДВЕРЕЙ И ДВЕРЕЙ БГО 4

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЗАПУСКЕ, РУЛЕНИИ И БУКСИРОВКЕ 4

ПРОЧНОСТЬ ПОКРЫТИЯ ВПП 5

СОСТОЯНИЕ ВПП 5

МИНИМУМЫ ДЛЯ ВЗЛЕТА 6

МИНИМУМЫ ДЛЯ ПОСАДКИ 6

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ 7

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ 12

СЕРТИФИКАЦИОННЫЕ УРОВНИ ШУМА 13

© ЗАО «ГСС»

02.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА....1
02.22 ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ....1
02.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ....1
02.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ....1
02.26 пожарное оборудование....1
02.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ....1
02.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА....1
02.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА....1
02.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ....1
02.35 КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА....1
02.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА....1
02.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА....1
02.90 ПРИЛОЖЕНИЕ....1
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ....1

© ЗАО «ГСС»

02.10 ВВЕДЕНИЕ

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Раздел содержит основные эксплуатационные ограничения, связанные с эксплуатацией самолета в целом и эксплуатацией его систем, несоблюдение которых недопустимо по условиям безопасности полета при исправной работе систем и оборудования.

В данном разделе приведены индикаторные земные скорости полета (CAS). Аэродинамические поправки для перевода скорости CAS в приборную скорость (IAS) см. РЛЭ 1.02.90.

НАЗНАЧЕНИЕ И ВИДЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Самолет спроектирован, построен и сертифицирован как гражданский пассажирский самолет транспортной категории для следующих видов эксплуатации, если на нем установлено требуемое оборудование и приборы:

Допускаются полеты:

- в условиях обледенения;
- над водным пространством с удалением от берега не более 30 минут полета при наличии спасательного оборудования;
- на аэродромы, расположенные на широтах северного и южного полушарий в диапазоне от 70° северной до 55° южной широты;
- по трассам, оборудованным вторичными обзорными радиолокаторами (ВОРЛ), работающими в режиме «RBS», с допустимыми разрывами в полях МВ связи, определенными для 80% эффективного радиогоризонта:
- не более 5 мин полета при отсутствии ДКМВ радиостанций на борту;
- не более 1 часа полета при наличии одной ДКМВ радиостанции на борту;
- более 1 часа полета при наличии двух ДКМВ радиостанций на борту
- в условиях BRNAV (RNP-5), по трассам шириной ± 5 км, ±10 км;
- в условиях минимума вертикального эшелонирования 300м (1000ft) (RVSM).

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.20 ОБЩИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

МИНИМАЛЬНЫЙ СОСТАВ ЛЁТНОГО, КАБИННОГО ЭКИПАЖА И МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ЛЮДЕЙ НА БОРТУ САМОЛЁТА

Минимальный состав лётного экипажа – два пилота:

- командир воздушного судна
- второй пилот

Минимальный состав кабинного экипажа

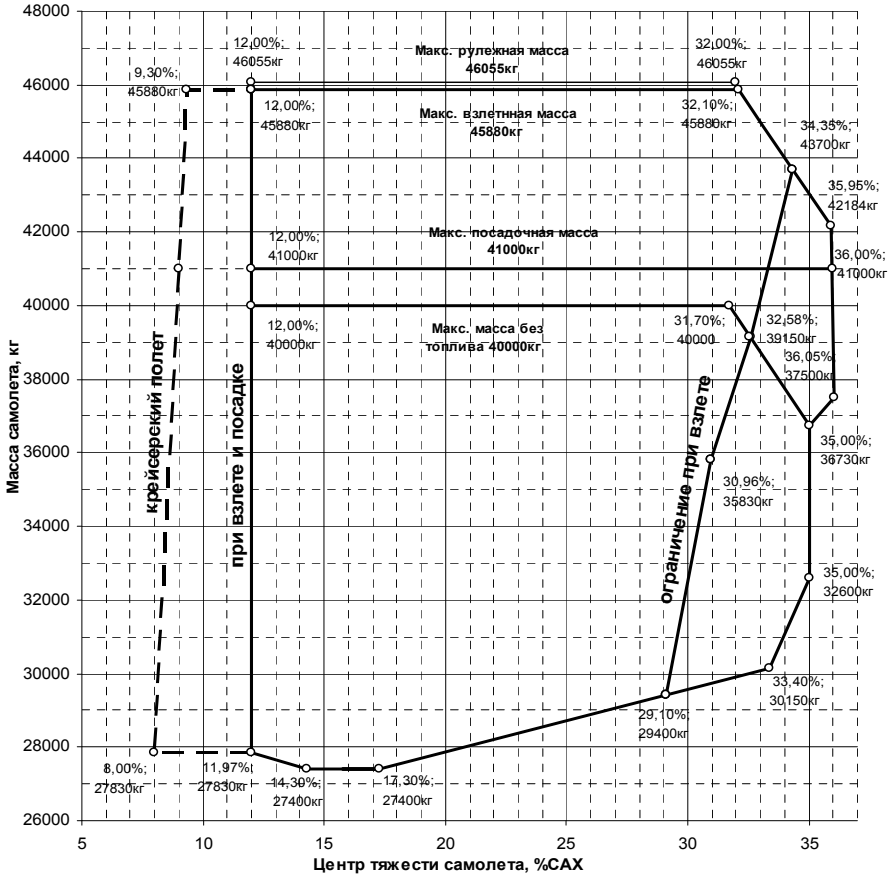
- при наличии пассажиров – два бортпроводника.

Максимальное количество людей на борту – в соответствии с местами, снабжёнными привязными ремнями и аварийным кислородным оборудованием, общим количеством не более 103.

© ЗАО «ГСС»

ДОПУСТИМЫЕ ЦЕНТРОВКИ

ГРАФИК ДИАПАЗОНА ЦЕНТРОВОК САМОЛЕТА



© ЗАО «ГСС»

ПРЕДЕЛЬНЫЕ МАССЫ САМОЛЕТА

Максимальная рулежная масса (MTW)……46055 кг
Максимальная взлетная масса (MTOW)……...45880 кг
Максимальная посадочная масса (MLW)……..41000 кг
Максимальная масса без топлива (MZFW)……..40000 кг
Минимальная полётная масса (MFW)……27400 кг

ДОПУСТИМЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

Максимальная эксплуатационная перегрузка……...+ 2.5
Минимальная эксплуатационная перегрузка……-1.0
Максимальная эксплуатационная перегрузка во взлетно-посадочной конфигурации……+ 2.0
Минимальная эксплуатационная перегрузка во взлетно-посадочной конфигурации……0.0

УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Максимальная высота полета……40000 ft
Максимальная температура воздуха (H= 0 м)……..+40°C
Минимальная температура воздуха (H= 0 м)……..–40°C

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО АЭРОДРОМУ

Максимальный уклон ВПП……..± 2%
Высота аэродрома по барометрическому давлению от минус 300 м до 1500 м
Ширина ВПП, не менее……42 м
Ширина рулежной дорожки, не менее……..15 м

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЗЛЁТЕ И ПОСАДКЕ

Максимальная скорость ветра:
– встречная составляющая……..25 м/с
– попутная составляющая……..5 м/с
– боковая составляющая ветра на сухой и влажной ВПП вне условий обледенения……15 м/с
– боковая составляющая ветра в зависимости от коэффициента сцепления:

- При выполнении посадки после полёта в условиях обледенения на сухую или влажную ВПП при μ > 0,55 –10 м/с
- При выполнении посадки после полёта в отсутствии обледенения на ВПП с учётом коэффициента сцепления, использовать приведённую ниже таблицу.

μ	0,30	0,31	0,32	0,33	0,34	0,35	0,36	0,37	0,38	0,39	0,40
м/с	5,0	5,3	5,6	5,9	6,2	6,5	6,8	7,1	7,4	7,7	8,0

μ	0,41	0,42	0,43	0,44	0,45	0,46	0,47	0,48	0,49	0,50	0,51
м/с	8,5	8,9	9,4	9,9	10,3	10,8	11,3	11,7	12,2	12,7	13,1

μ	0,52	0,53	0,54	0,55 и более
м/с	13,6	14,1	14,5	15,0

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВХОДНЫХ (СЛУЖЕБНЫХ) ДВЕРЕЙ И ДВЕРЕЙ БГО

При эксплуатации входных (служебных) дверей……..……20 м/с
При открытии двери БГО……20 м/с
При закрытии двери БГО……20 м/с

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЗАПУСКЕ, РУЛЕНИИ И БУКСИРОВКЕ

При рулении……..……18 м/с
При развороте на 180^0 на ВПП шириной 42 м……..15 м/с
При буксировке……25 м/с

При запуске двигателя на земле:
– Боковая составляющая скорости ветра до……15 м/с
– Попутная составляющая скорости ветра не более……5 м/с

© ЗАО «ГСС»

ПРОЧНОСТЬ ПОКРЫТИЯ ВПП

Возможность эксплуатации самолета на аэродромах определяется сопоставлением классификационного числа воздушного судна [ACN] с классификационным числом покрытия [PCN]. Воздушное судно может эксплуатироваться на аэродроме без ограничений, если выполняется условие: ACN <= PCN.

Значения классификационных чисел ACN самолёта RRJ-95B в зависимости от массы самолёта и категории прочности покрытий ВПП представлены в таблице.

Масса самолёта, т	Давление в шинах, МПа	ACN							
		Жёсткие покрытия (R)				Нежёсткие покрытия (F)			
		A	B	C	D	A	B	C	D
46,0	1.11	27,0	28,6	30,1	31,3	23,8	24,8	28,0	31,5
40,0		22,1	23,5	24,8	26.0	19,8	20,4	22,9	26,3
27,5		11,6	12,5	13,3	14,1	10,6	11,0	12,0	14,0

СОСТОЯНИЕ ВПП

Эксплуатация самолёта возможна при следующих состояниях поверхности ВПП:

- сухая;
- влажная;
- мокрая с отдельными участками стоячей воды толщиной до 3 мм;
- покрытая тонким слоем осадков толщиной до 3 мм или слоем сухого свежевыпавшего снега толщиной до 10мм.

Примечание: при всех состояниях ВПП нормативный коэффициент сцепления (μ) должен быть не менее 0,3.

© ЗАО «ГСС»

МИНИМУМЫ ДЛЯ ВЗЛЕТА

Видимость на ВПП, м		
С огнями осевой линии (днём и ночью)	Без огней осевой линии (с маркировкой осевой линии)	
	днем	ночью
150	250	250

Минимум применяется при:

- *наличии запасного аэродрома при взлёте,*
- *коэффициенте сцепления на ВПП не менее 0.5,*
- *боковой составляющей скорости ветра не более 8 м/с.*

МИНИМУМЫ ДЛЯ ПОСАДКИ

Углы наклона глиссады 2,5° - 3°						
Система и режим захода		Высота принятия решения		Минимальная высота снижения		RVR / видимость
		м	ft	м	ft	м
Радиомаячная система (РМС)	Автоматический по II категории	30	100			300
Углы наклона глиссады 2,5° - 3,5°						
Радиомаячная система (РМС)	Автоматический и директорный по I категории*	60	200			550
	По планкам системы посадки (ПСП)	80	270			1 000
Углы наклона глиссады до 3,75°						
Радиолокационная система посадки (РСП, РСП+ОСП)		80	270			1 000
Оборудование системы посадки (ОСП)				100	330	1 500
По спутниковой системе GPS				100	330	1 500
Оборудование VOR/DME				100	330	1 500
Оборудование ОПРС				150	500	1 800
Визуальный заход				180	600	3 000

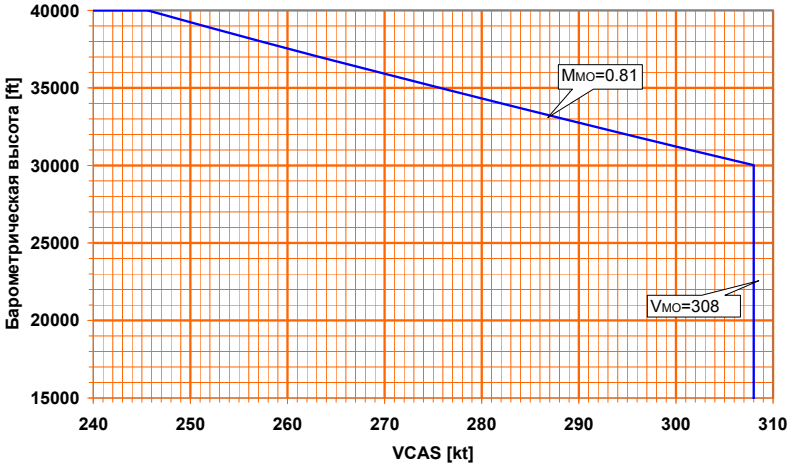
*Минимум 60х550 м устанавливается при посадке на аэродромы, сертифицированные по минимуму для посадки I категории со светотехническим оборудованием II категории. На аэродромах со светотехническим оборудованием I категории – 60 X 800 м

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ

Для выдерживания ограничений по скорости, приведённых в CAS, необходимо учитывать поправку к индицируемой на PFD величине в соответствии с разделом 1.02 90 «АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ».

МАКСИМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ СКОРОСТЬ V_{MO}/M_{MO}



МИНИМАЛЬНАЯ ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ

V_{MCG} конфигурация FLAPS 1+F и FLAPS 2……..106 kt

V_{MC} конфигурация FLAPS 1+F и FLAPS 2…….....117 kt

V_{MCL} конфигурация FLAPS 2……115 kt

V_{MCL} конфигурация FLAPS 3 и FLAPS FULL……..……..112 kt

МАКСИМАЛЬНАЯ МАНЕВРЕННАЯ СКОРОСТЬ

Максимальная маневренная скорость (V_A) для режима DIRECT MODE….236 kt

Примечание: Полное отклонение руля направления и элеронов, а также маневры, выполняемые на углах атаки, близких к срывному режиму, должны ограничиваться скоростями не превышающими маневренную скорость.

© ЗАО «ГСС»

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА С ВЫПУЩЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

Положение ручки FLAPS	Индикация на EWD	Угол отклонения (градусы)		V_{FE} (kt)	Этап полета
		Предкрылки	Закрылки		
1	FLAPS 1	18	3	250	Ожидание
	FLAPS 1+F	18	9	210	Взлет
2	FLAPS 2	24	16	200	
3	FLAPS 3	24	25	190	Заход на посадку/уход на 2-й круг
FULL	FLAPS FULL	24	36	180	Посадка

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЫПУСКА И УБОРКИ ШАССИ

- в процессе выпуска шасси, V_{LO}……255 kt
- с выпущенными шасси, V_{LE}……255 kt
- в процессе уборки шасси, V_{LO}……215 kt

МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ПУТЕВАЯ СКОРОСТЬ ПО ПНЕВМАТИКАМ КОЛЕС

Максимальная путевая скорость по условиям прочности пневматиков колес опор шасси……211 kt

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЕЙ

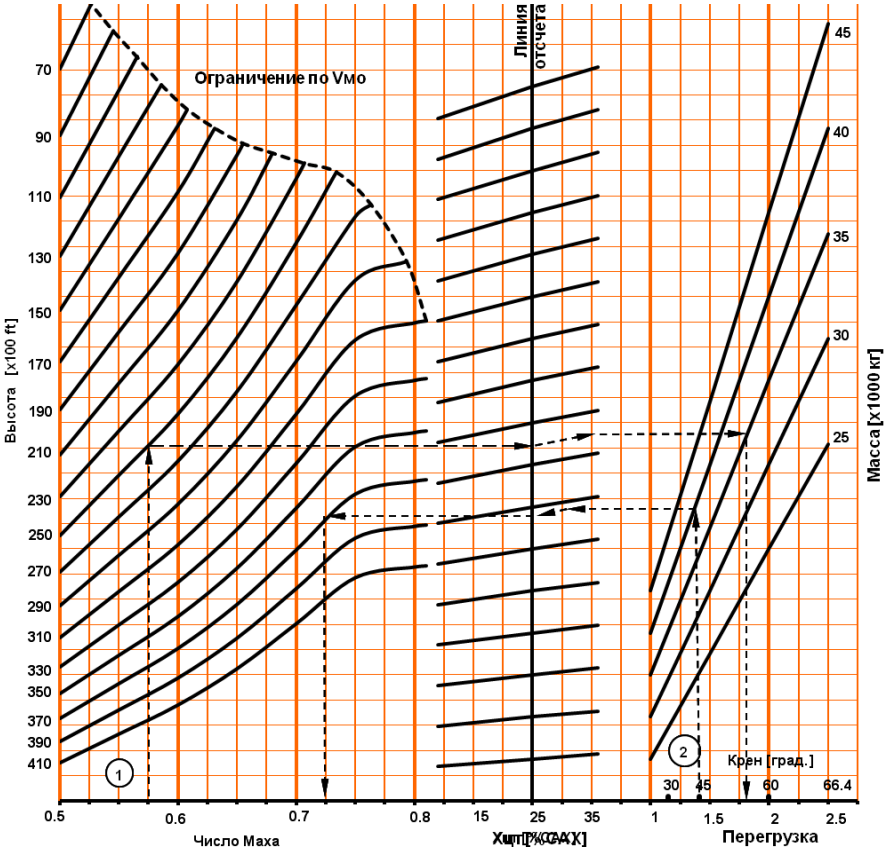
Максимальная скорость полета при использовании стеклоочистителей…..230 kt

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА С ОТКРЫТОЙ ФОРТОЧКОЙ

Максимальная скорость полета с открытой форточкой…....200 kt

© ЗАО «ГСС»

НАЧАЛО БАФТИНГА



ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА:

1 Определение максимального угла крена, лимитированного бафтингом

Исходные данные : M=0.575, H=25000 ft, Хцт=35%, вес = 35000 кг

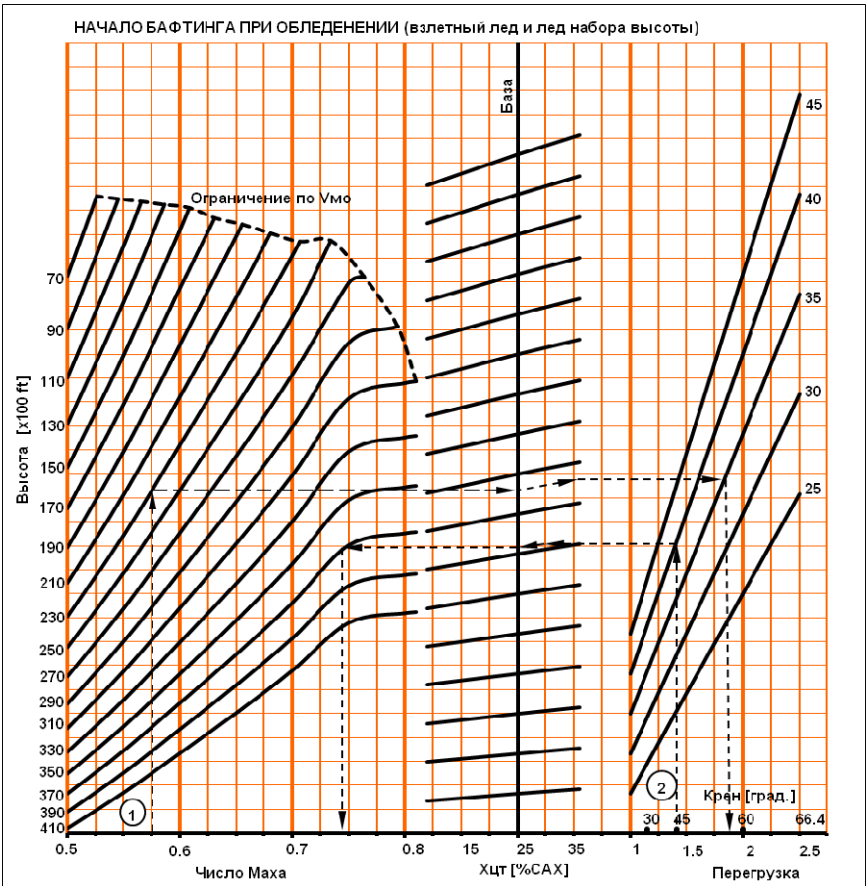
Результат : крен = 57° или перегрузка 1.83

2 Определение границы бафтинга:

Исходные данные : крен=45° или перегрузка 1,41, вес = 40000 кг, Хцт=30%, высота = 37000 ft

Результат : M=0.725 (начало бафтинга).

© ЗАО «ГСС»



ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА:

Определение максимального угла крена, лимитированного бафтингом

Исходные данные : M=0.575, H=25 000 ft, Хцт=35%, вес = 35 000 кг

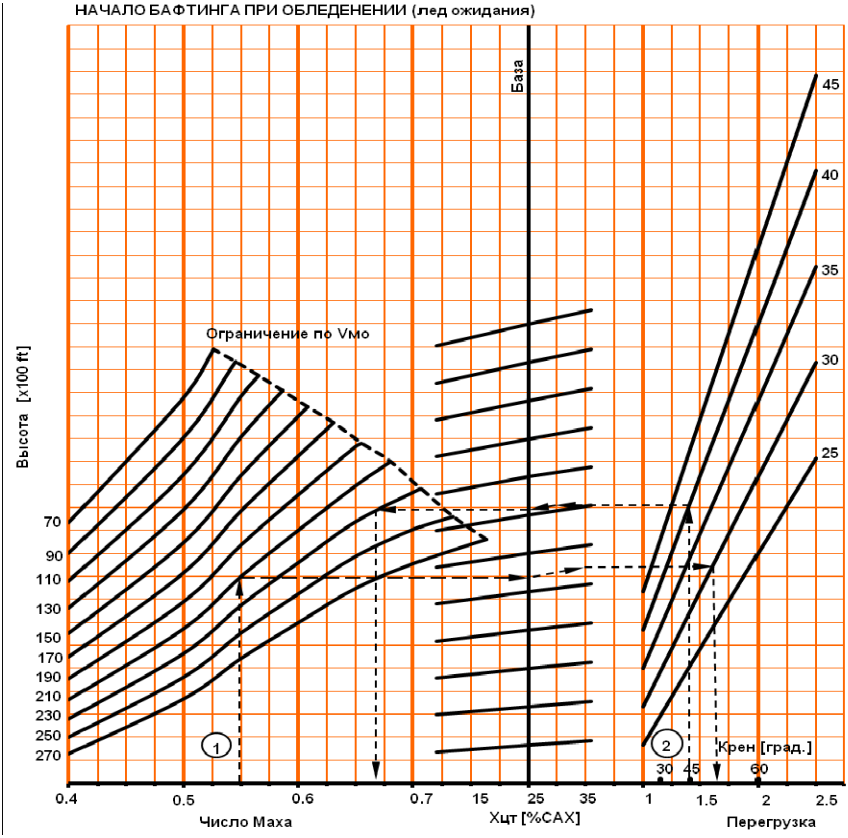
Результат : крен = 58° или перегрузка 1.89

Определение границы бафтинга

Исходные данные : крен=45° или перегрузка 1.41, вес = 40 000 кг, Хцт=30%, высота = 37 000 ft

Результат : M=0.745 (начало бафтинга).

© ЗАО «ГСС»



ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА:

Определение максимального угла крена, лимитированного бафтингом

Исходные данные : M=0.55, H=21 000 ft, Хцт=35%, вес = 30 000 кг

Результат : крен = 53° или перегрузка 1.66

Определение границы бафтинга

Исходные данные : крен=45° или перегрузка 1.41, вес = 40 000 кг, Хцт=30%, высота = 23 000 ft

Результат : M=0.67 (начало бафтинга).

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ

Максимальная коммерческая загрузка……..12245 кг

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ

Передний грузовой отсек…….....…….....……..……1945 кг
Задний грузовой отсек…….....…….....……..……2255 кг
Максимальная загрузка в БГО…….....…….....……..……..4200 кг
Предельные нагрузки на настил пола для багажно-грузовых отсеков……732 кг/м^2

© ЗАО «ГСС»

СЕРТИФИКАЦИОННЫЕ УРОВНИ ШУМА

КОНФИГУРАЦИЯ

Двигатели: SaM146-1S17
Самолет модель: RRJ-95B

Звукопоглощающие конструкции: установлены в воздухозаборнике, в зоне вентилятора и газогенератора, а также реверсивном устройстве и сопле смешения потоков.

УРОВНИ ШУМА

Получены по результатам сертификационных испытаний, одобрены АР МАК.

Соответствие уровней шума требованиям:

- Приложения С п. 36.5(a)(4) Авиационных правил части 36 (АП-36);
- Правила сертификации ВС по шуму (CS–36);
- Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, том 1, Глава 4.

Контрольные точки измерения шума		Конфигурация механизации	Уровни шума, EPNдБ	Максимальная масса, кг
Взлёт	Пролетный шум	1+F	82.9	MTOW=45 880
	Боковой шум	1+F	90.7	MTOW=45 880
При заходе на посадку		Full	94.3	MLW=41 000

ПРОЦЕДУРЫ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ

В соответствии с процедурами АП-36, CS–36 и Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, летные испытания по определению уровня шума на местности проводились для следующих условий:

- два двигателя работают, конфигурация механизации взлетная - 1+F, скорость набора постоянная и равна скорости с двумя работающими двигателями на высоте 35 ft, что составляет не менее чем V_2+10 kt и не более, чем V_2+20 kt, процедура уменьшения тяги начиналась до пролета точки измерения шума на взлете, ВСУ выключена, СКВ выключена, центровка средняя, шасси убраны.
- заход на посадку производился с углом наклона глиссады 3°, со скоростью V_{REF}+10 kt, с выключенной ВСУ, включенной системой кондиционирования воздуха, максимально передней центровкой, выпущенными шасси и конфигурацией механизации FULL.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Одновременное использование аэродромного кондиционера и системы кондиционирования воздуха……ЗАПРЕЩАЕТСЯ

При подключенной аэродромной установке воздушного запуска, включать отбор воздуха от APU……ЗАПРЕЩАЕТСЯ

При отказе левой ветки принудительного охлаждения БРЭО, выполнить посадку в течение……60 минут

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕПАДУ ДАВЛЕНИЯ И ВЫСОТЫ В КАБИНЕ

Максимальный перепад давления в кабине……..8.7 psi

Максимальный отрицательный перепад давления в кабине……..–1.4 psi

Примечание: Максимальная высота открытия заборного клапана RAM AIR 10000 ft.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.22 ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ

Минимальная высота включения автопилота на взлете……..…….100 ft

Минимальная высота включения автомата тяги:

– на взлете…….высота снижения тяги (THRUST REDUCTION ALTITUDE)

Минимальная высота использования автопилота при посадке на аэродромы, оборудованные радиомаячной системой:

– I категории……160 ft

– II и III категории……..……80 ft

Минимальная высота использования автомата тяги при заходе на посадку.……..……...80 ft

Минимальная высота включения режима автоматического и директорного ухода на 2-ой круг..…….……..80 ft

Минимальная высота использования директорного управления при посадке на аэродромы, оборудованные радиомаячной системой:

– I, II и III категории…….……200 ft

Максимальная скорость использования автопилота……..300 kt

Максимальное число M использования автопилота..……0.8

Максимальный боковой ветер при заходе на посадку в автоматическом режиме по II категории.……...8 м/с

Максимальный встречный ветер при заходе на посадку по II категории….15 м/с

Запрещено использование режимов и органов управления:

– взлёт с пониженной тягой двигателей DERATE и FLEX;

– заход на посадку с обратным курсом КРМ системы ILS (LOC BC);

– VNAV и кнопки AUTO на FCP кроме неточного захода на посадку от FMS от точки FAF до MAPt.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

При работе на передачу радиостанций VHF1 и VHF2 на близких частотах возможны помехи другим радиостанциям VHF.

При ведении радиосвязи по радиостанции VHF1 (VHF2), радиостанцию VHF2 (VHF1) на передачу не включать. Рекомендуется использовать радиостанцию VHF3.

При работе на передачу радиостанций VHF1 или VHF2 возможны помехи аппаратуре VOR при настройке на близкие частоты, при этом отсчет азимута VOR не производить. При заходе на посадку по VOR, ILS для ведения связи рекомендуется использовать радиостанцию VHF3.

При включении аварийного маяка ELT в режим «ON» возможно прослушивание тонального сигнала, затрудняющего прослушивание по радиостанциям VHF1 и VHF2. Для ведения связи рекомендуется использовать радиостанцию VHF3.

При одновременной работе двух радиостанций VHF на передачу, возможны помехи третьей радиостанции VHF, а так же аппаратуре VOR и ILS.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Максимальное напряжение в сети постоянного тока при нормальной работе……..29.5 V

Максимальная нагрузка на генератор при нормальной работе……..……..100 %

Минимальное напряжение аккумуляторной батареи под нагрузкой не менее…….....20 V

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.26 ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Время полета до ближайшего пригодного аэродрома при пожаре в БГО не более 60 минут.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА:

Максимальная высота выпуска механизации крыла……20000ft (*)

** Данное ограничение не распространяется на конфигурацию FLAPS 1.*

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

ТЕХНИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ НА ТОПЛИВО И ПРИСАДКИ

Максимально заправляемое количество топлива……12327кг
(для плотности топлива 0.78кг/л)

Вырабатываемое количество топлива……12292кг
(для плотности топлива 0.78кг/л)

- Топливная система сертифицирована для следующих марок топлива:
  - ТС-1 и РТ (ГОСТ 10227-86), Jet A-1 (ГОСТ Р 52050-2006, ASTM D 1655 DEF STAN 91-91, DCSEA 134), Jet A (ASTM D 1655)
- Топливная система сертифицирована для следующих противоводокристаллизационных (ПВК) жидкостей:
  - Жидкость «И» (ГОСТ8313-88) в концентрации 0.1-0.15% от объема; «И-М» (ОСТ54-3-175-79-99) в концентрации 0. 1-0.15% от объёма
  - Жидкость DiEGME (Def Stan 68-252) в концентрации 0.1 -0.15 % от объёма.
- Топливная система сертифицирована для следующих антистатических присадок:
  - Сигбол (ТУ 38.101741-78) в количестве 1.6 мг/л
  - Stadis 450 -ASTM D 1655 в количестве 5мг/л

МАКСИМАЛЬНЫЙ ДИСБАЛАНС ТОПЛИВА

Максимальный дисбаланс топлива между левым и правым крыльевыми баками:
в полете……500 кг

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ТЕМПЕРАТУРЕ ТОПЛИВА

Марка топлива	JET A-1	PT	TC-1	JET A
Минимальная температура	-47°C	-50°C	-50°C	-35°C(*)
Максимальная температура	+47°C			

(*) Если температура топлива опускается до -33°C, выполнить процедуру "FUEL LO TEMP"

Примечание: При температуре наружного воздуха ниже +5°C, использование ПВК жидкостей обязательно.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Минимальное давление в гидросистеме не менее…….....1800 psi

Минимальная температура гидрожидкости перед взлётом не ниже……..…–20ºC

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИСТЕМАМ IRS И GPS

Режим GPS в FMS не используется выше…..……..82° СШ (ЮШ)

Инерциальная система (IRS) в режиме NAV не обеспечивает магнитным курсом:

- выше…….……73° СШ
- выше…….……60° ЮШ

На земле выставка инерциальной системы (IRS) не обеспечивается:

- выше…….……70° СШ
- выше…….……60° ЮШ

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО T2CAS

Отключить функцию TAWS кнопкой TERR, когда самолет находится на удалении менее 15 NM от аэродрома в случаях:

- аэродром не включен в базу данных TAWS
- определенных процедур захода, которые заранее идентифицированы как потенциально выдающие ложные сигналы земли.

В случае срабатывания речевой и световой ПРЕДУПРЕЖДАЮЩЕЙ сигнализации TERRRAIN AHEAD выполнить маневр по уходу от препятствия.

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

- Процедуры захода VOR, VOR/DME, NDB или NDB/DME могут быть выполнены в режиме LNAV APP, при условии, что AP и FD включены, и:
  - навигационные средства и соответствующее оборудование для посадки пригодны, настроены и контролируются во время захода на посадку, или,
  - радионавигационные средства поддерживают величину RNP, определённую для процедуры захода.
    - Для прогнозирования возможности использования GPS , контроль «GPS predict RAIM» может выполняться для любой точки маршрута в т.ч для аэродрома назначения ко времени прилёта
- Заход RNAV может быть выполнен, если радионавигационные средства поддерживают заданную величину RNP и отображается высокая точность навигации на MCDU (значение ANP лучше RNP).
- Режим LNAV APP может использоваться в районе аэродрома, при условии, если:
  - отображается высокая точность навигации, и значение RNP соответствует этапу полёта, или,
  - исходные данные навигационного радиосредства контролируются.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ FMS

Функция горизонтальной навигации LNAV используется после взлёта с высоты не менее……..…400ft (AGL).

Примечание: При управлении самолётом от AFCS способом «MANAGED GUIDANCE», использовать уровень отсчёта барометрических высотомеров по QNH.

При управлении самолётом от AFCS способом «SELECTED GUIDANCE» использовать уровень отсчёта барометрических высотомеров по QFE или QNH.

Функции VNAV использовать в зоне аэродрома, при неточном заходе на посадку от точки FAF до точки MAPt (или MDA/H) только в навигационном режиме GPS.

Для действующей версии программного обеспечения, не использовать RTE2 . Изменение маршрута рекомендуется осуществлять, модифицируя активный план полёта

© ЗАО «ГСС»

02.35 КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА

КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА ЭКИПАЖА

Минимальное давление в кислородной системе экипажа перед вылетом……1650 psi

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ЭЛЕКТРОСТАРТЕР

Минимальный перерыв между запусками или попытками запуска……....1 мин

Не более 3-х запусков или попыток запуска в течение…….. 60 мин.

ОБОРОТЫ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ APU

Максимально допустимые обороты ротора…….....…….106%

Максимально допустимые обороты ротора при авторотации…….....4%

ТЕМПЕРАТУРА ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ

Максимальная температура выходящих газов…….....……806°C

Максимальная температура выходящих газов при запуске.....1038°C

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ДВИГАТЕЛЬ

РЕЖИМ	ВРЕМЯ РАБОТЫ	ТВГ, ^{0}C
MAX	5 минут	972
NTO	5 минут (при отказе двигателя 10 мин)	936
MCT	Не ограничено	928
При запуске		830

Примечание: Продолжительность работы двигателя на режиме выше MCT не более 5 мин (при отказе двигателя не более 10 мин)

На земле время работы двигателя на режиме NTO……не более 30 с

Максимально допустимые обороты ротора, N1…….105 %

Максимально допустимые обороты ротора, N2……..110 %

© ЗАО «ГСС»

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Предельная температура масла……155°C
(140°C более15 мин)

Минимальная температура масла (тип 2)перед запуском……..….– 40ºC

Минимальная температура масла перед взлётом……..…..…..10°C

Минимальное давление масла……..……..…..…..…..13 psi

Минимальный уровень масла в полёте не менее……..……..…..…..60 %

СИСТЕМА РЕВЕРСИРОВАНИЯ ТЯГИ

Не использовать систему реверсирования тяги в полете

Не использовать систему реверсирования тяги
на скорости более….....170 KT

Не использовать режимы реверсирования тяги в течение более……..30 с

Не использовать “Max-Rev” на скорости менее……..……..80 KT

Примечание
При необходимости (угрозы выкатывания, столкновения с препятствием) допускается использовать “Max-Rev” вплоть до полной остановки

ВЗЛЁТ С УМЕНЬШЕННОЙ ТЯГОЙ

Взлёт с уменьшенной тягой в режимах «DERATED» и
«FLEXIBLE»……запрещён

© ЗАО «ГСС»

02.90 ПРИЛОЖЕНИЕ

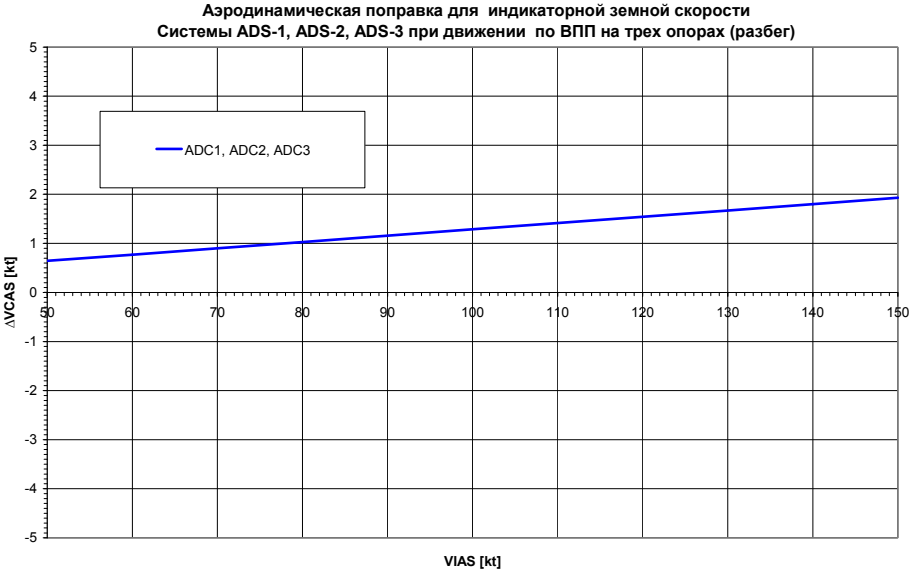
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

Высотно-скоростные параметры индицируются на индикаторах PFD и IESI с учётом автоматической компенсации аэродинамических погрешностей приёмников восприятия воздушных давлений.

На разбеге, при движении самолета по земле за счет влияния «экрана» имеется аэродинамическая погрешность, которая должна быть учтена при определении характерных скоростей взлета V_1 и V_R по следующей формуле:

$V_{IAS} = V_{CAS} – \Delta V_{CAS}$.

V_{CAS} для V_1 и V_R даны в разделе 1.03, аэродинамическая поправка ΔV_{CAS} представлена ниже.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.00 СОДЕРЖАНИЕ

03.00 СОДЕРЖАНИЕ 1

03.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

03.20 РАСЧЁТ ПОЛЁТА 1

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ПО РАСЧЁТУ ПОЛЁТА 1

ПРОФИЛЬ ПОЛЁТА 2

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭШЕЛОНОВ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЁТА 3

РАСЧЁТ РАСХОДА ТОПЛИВА, ВРЕМЕНИ ПОЛЁТА И КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ 3

03.30 ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ 1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ 1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ, ОГРАНИЧЕННОЙ ЭНЕРГОЁМКОСТЬЮ ТОРМОЗОВ 25

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ, ОГРАНИЧЕННОЙ ПУТЕВОЙ СКОРОСТЬЮ 27

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТЕЙ V1, VR, V2, V_{FTO} 28

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА 33

03.40 ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ 1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ 1

ФАКТИЧЕСКАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ 14

ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦЯ 17

ПОСАДОЧНЫЕ СКОРОСТИ 19

СВОДКА ХАРАКТЕРНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА 23

СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ 24

03.50 ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ 1

РАСХОД ТОПЛИВА, ДАЛЬНОСТЬ И ВРЕМЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ И НАЧАЛЬНАЛЬНОМ НАБОРЕ ВЫСОТЫ 1

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 4

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 9

ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 14

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 19

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 20

© ЗАО «ГСС»

ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 21
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ 22
ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ 35
ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КОНФИГУРАЦИИ “FLAPS 1” 48
ОПТИМАЛЬНЫЕ И МАКСИМАЛЬНЫЕ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА..... 54
ПОЛЕТ ДО ЗАПАСНОГО АЭРОДРОМА 61

03.60 ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ..... 1

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА..... 1
ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА..... 6
ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 11
РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 16
ДАЛЬНОСТЬ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА..... 17
ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА 18
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ 19
ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ 27
ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КОНФИГУРАЦИИ “FLAPS 1” 35
СКОРОСТЬ ПОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ОЖИДАНИЯ 41
МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА..... 43

03.70 ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ 1

ДИСТАНЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ 1
ПОТЕРЯ ВЫСОТЫ ПРИ РАЗВОРОТАХ..... 3
ПАРАМЕТРЫ РАЗВОРОТА НА 90 ГРАДУСОВ ПО КУРСУ 4

© ЗАО «ГСС»

03.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Этот раздел содержит летные характеристики, которые позволяют экипажу получить всю информацию для обеспечения необходимого уровня безопасности при выполнении полета.

Летные данные, полученные по графикам и номограммам данного раздела, соответствуют фактическим летным характеристикам при выполнении следующих условий:

- вес самолета не превышает максимально допустимого для конкретных эксплуатационных условий
- соблюдаются ограничения, указанные в главе 2 части 1 РЛЭ
- данные определены в пределах диапазонов, указанных на графиках и номограммах
- конфигурация самолета и режим работы двигателей соответствуют предписанной техники пилотирования для каждого этапа полета.

Данные этого раздела должны быть использованы экипажем в случае отказа вычислительной системы самолётовождения (FMSC).

ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

СКОРОСТИ

Минимальная эволютивная скорость взлета (V_{MC}) – земная индикаторная скорость (CAS), при которой в случае внезапного отказа критического двигателя возможно сохранение управления самолетом и выдерживание режима прямолинейного полета при угле крена не более 5°.

Минимальная эволютивная скорость разбега (V_{MCG}) – земная индикаторная скорость (CAS) в ходе разбега, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя пилот может сохранять управление самолетом с использованием только руля направления (без использования управления передним колесом шасси).

Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку и посадке со всеми работающими двигателями (V_{MCL}) – земная индикаторная скорость (CAS), на которой в случае внезапного отказа критического двигателя возможно сохранение управления самолетом и выдерживание режима прямолинейного полета при угле крена не более 5°.

V_1 – максимальная скорость разбега (CAS) при взлете, на которой пилот должен предпринять первое действие для остановки самолета в пределах дистанции прерванного взлета. Скорость V_1 также является минимальной скоростью на взлете, на которой пилот может продолжить взлет после отказа критического двигателя на скорости V_{EF} и достичь требуемой высоты над поверхностью взлета в пределах потребной дистанции взлета.

© ЗАО «ГСС»

V_{REF} – скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями.

V_{APP} – рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку.

V_{APP} определяется по соотношению:

$$V_{APP} = V_{REF} + \Delta V_{WX} + \Delta V_{REF},$$

где:

— ΔV_{WX} – поправка к скорости V_{REF}, обусловленная встречной составляющей ветра W_X на ВПП и при $W_X > 10$ kt определяемая как: $\Delta V_{WX} = 0.3 * W_X$, но не более 15 kt;

— ΔV_{REF} – поправка к скорости V_{REF}, обусловленная конкретными условиями посадки:

$\Delta V_{REF} = +5$ kt при:

- автоматическом заходе на посадку
- турбулентности
- боковой составляющей ветра более 10 kt
- отказе двигателя.

При полёте в условиях обледенения $\Delta V_{REF} = +10$ kt

МАССЫ

Потребный запас топлива – масса топлива, обеспечивающая возможность продолжения полета и посадки либо на аэродроме вылета, либо на аэродроме назначения, либо на ближайшем запасном аэродроме в случае возникновения в любой точке маршрута отказов функциональных систем самолета, непосредственно приводящих к ухудшению характеристик расхода топлива или вынужденному изменению плана полета.

Включает в себя основной и аэронавигационный запасы топлива.

Основной запас топлива (ОЗТ) – масса топлива, расходуемая при запуске и прогреве двигателя, рулении, взлете, полете по маршруту, заходе на посадку и посадке, определяется при принятых прогнозируемых условиях (температура наружного воздуха и скорость ветра на маршруте), а также при выдерживании расчетных режимов и профиля полета.

Аэронавигационный запас топлива (АНЗ) состоит из компенсационного и резервного запасов топлива.

Компенсационный запас топлива (КЗТ) – масса топлива, необходимая для компенсации погрешностей, связанных с точностью самолетовождения и топливоизмерительных систем, с разбросом индивидуальных характеристик эксплуатируемых самолетов и двигателей, с возможными отклонениями метеорологических условий от прогнозируемых, а также дополнительное

© ЗАО «ГСС»

количество топлива, необходимое для компенсации методических погрешностей расчета потребного на полет запаса топлива. Масса устанавливаемого компенсационного запаса топлива должна быть не менее 3% от массы основного запаса топлива.

Резервный запас топлива (РЗТ) – масса топлива, необходимая для ухода на второй круг, выполнения полета на запасной аэродром в прогнозируемых метеоусловиях на рекомендованной РЛЭ высоте со скоростью, соответствующей минимальному километровому расходу топлива, полета в зоне ожидания на высоте круга в течение 30 мин.

ТРАЕКТОРИИ И ДИСТАНЦИИ

Концевая полоса торможения (stopway) – специально подготовленный прямоугольный участок в конце располагаемой дистанции разбега, предназначенный для остановки воздушного судна в случае прерванного взлета.

Свободная зона (clearway) – зона, выходящая за пределы ВПП, пригодная для первоначального набора высоты воздушного судна до установленного значения 35 футов (10.7 м).

Располагаемая дистанция разбега (TORA) – длина ВПП, которая объявляется пригодной для разбега самолёта, совершающего взлёт.

Располагаемая дистанция прерванного взлета (ASDA) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины концевой полосы торможения, если она предусмотрена.

Располагаемая дистанция взлета (TODA) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины свободной зоны, если она предусмотрена.

Располагаемая посадочная дистанция (LDA) – длина ВПП, которая объявляется располагаемой и пригодной для посадки и пробега самолета после посадки.

Представляет собой длину ВПП, которая может быть использована для выполнения посадки самолета при условии, что пересечение порога ВПП происходит на высоте 50 футов (15 м).

© ЗАО «ГСС»

ПРОЧИЕ ПАРАМЕТРЫ

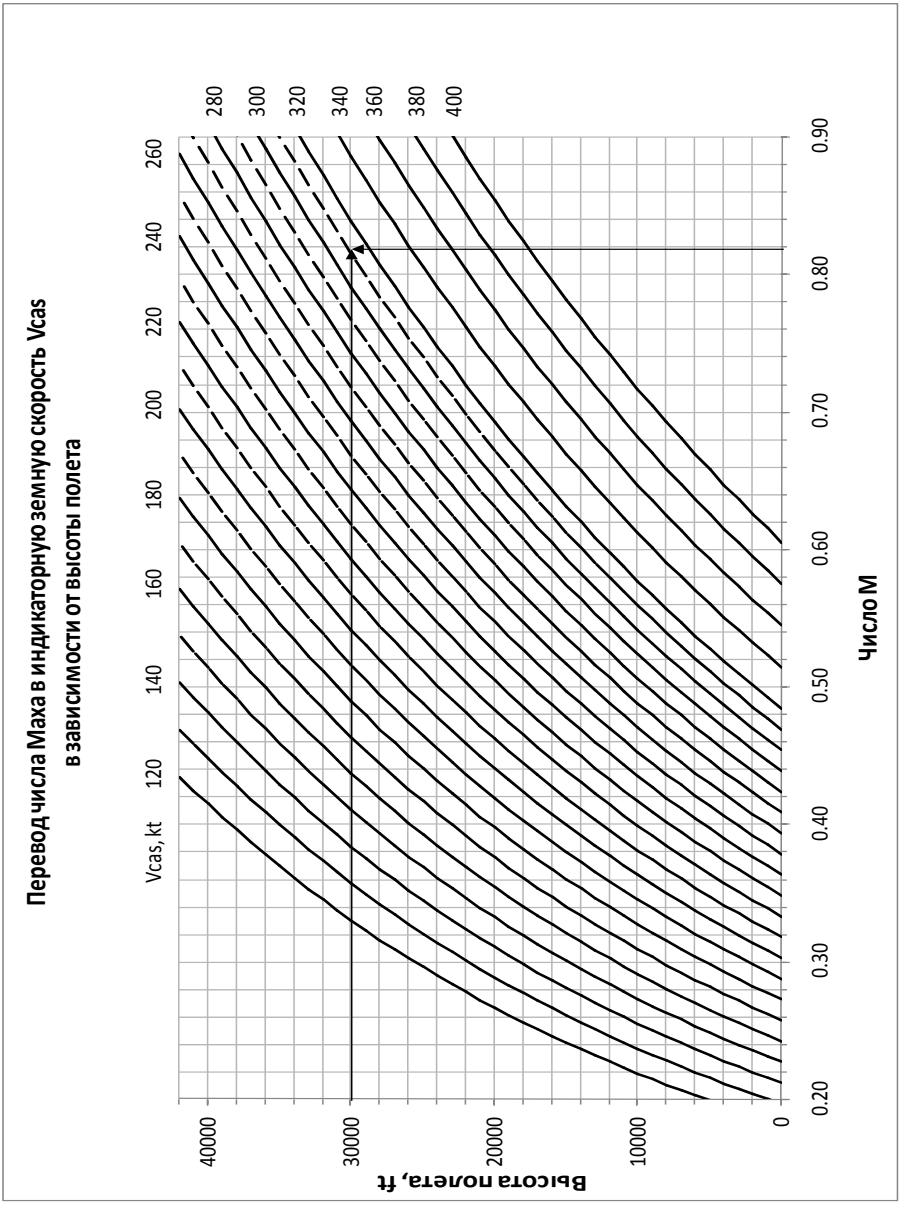
Конфигурация самолета – сочетание положений средств механизации крыла и шасси самолета, определяющих его аэродинамические качества.

Положение ручки FLAPS	Индикация на EWD	Угол отклонения (градусы)		(V_{mo} M_{mo}) V_{FE} (kt)	Этап полета
		Предкрылки	Закрылки		
0	FLAPS 0	0	0	(308) (0,81)	Крейсерский полёт
					Ожидание
1	FLAPS 1	18	3	250	
	FLAPS 1+F	18	9	210	Взлет
2	FLAPS 2	24	16	200	
3	FLAPS 3	24	25	190	Заход на посадку/уход на 2-й круг
					Посадка
FULL	FLAPS FULL	24	36	180	

Высота – на номограммах указана барометрическая высота, т.е. высота, соответствующая по международной стандартной атмосфере (МСА) давлению наружного воздуха на аэродроме.

Градиент набора высоты – отношение изменения высоты к изменению горизонтальной дистанции выраженное в процентах.

© ЗАО «ГСС»


Перевод числа Маха в индикаторную земную скорость Vcas
в зависимости от высоты полета
Vcas, kt
120
140
160
180
200
220
240
260
280
300
320
340
360
380
400
Высота полета, ft
40000
30000
20000
10000
0
Число М
0.20
0.30
0.40
0.50
0.60
0.70
0.80
0.90

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.20 РАСЧЁТ ПОЛЁТА

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ПО РАСЧЁТУ ПОЛЁТА

Расчет полета выполняется по номограммам и таблицам раздела 1.03 в соответствии с рекомендациями настоящего подраздела.

При расчете полета определяются:

- максимально допустимая взлетная масса самолета (1.03.30);
- максимально допустимая посадочная масса самолета (1.03.40);
- потребный запас топлива и допустимая коммерческая нагрузка (1.03.50);
- взлётная и посадочная массы самолета, дальность, время и расход топлива по этапам полета (1.03.50);
- скорости на взлете и посадке (1.03.30-40);

Для расчета полета необходимы следующие исходные данные:

- длины ВПП, концевой полосы торможения, свободной зоны и уклон ВПП аэродромов;
- состояние поверхности ВПП;
- высота и удаление препятствий в полосе воздушных подходов;
- давление, температура наружного воздуха, скорость и направление ветра на аэродромах;
- дальности полета по маршруту и до запасного аэродрома;
- эквивалентный ветер и температура воздуха на эшелонах полета по маршруту и до запасного аэродрома;
- коммерческая нагрузка;
- масса и центровка снаряженного самолета;
- время работы вспомогательной силовой установки на земле;
- время работы двигателей на земле (с учетом руления);
- величина компенсационного запаса топлива (не менее 3% от ОЗТ); при определении компенсационного запаса топлива необходимо учитывать полёт в условиях обледенения.

Характеристики расхода топлива конкретного экземпляра самолета могут отличаться от приведенных в РЛЭ. Для точного определения расхода топлива необходимо контролировать коэффициент топливной деградации (KD) самолета на регулярной основе (не реже чем один раз в полгода).

© ЗАО «ГСС»

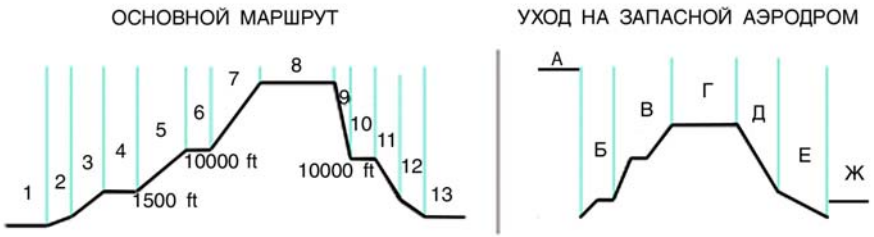
При учёте KD величина потребного запаса топлива на полет вычисляется следующим образом:

$$G\,t = (G1+G2)/KD$$

где:

G t – потребный запас топлива;
G1 – основной запас топлива;
G2 – аэронавигационный запас топлива;
KD=F/T – коэффициент топливной деградации самолёта;
F – фактическая удельная дальность;
T – удельная дальность в руководстве по лётной эксплуатации.

ПРОФИЛЬ ПОЛЁТА



Основной маршрут

1) Запуск и прогрев двигателей – 12 кг/мин, выруливание на исполнительный старт - 15 кг/мин.
2) Взлет - начальный сегмент до высоты 35 ft (10,7 м).
3) Окончание взлета - достижение высоты 1500 ft (450 м);время взлёта = 2 мин, расход топлива = 100 кг.
4) Разгон до скорости набора высоты CAS = 250 kt.
5) Набор высоты 10000 ft на постоянной скорости CAS = 250 kt.
6) Увеличение скорости набора до CAS = 280 kt.
7) Набор высоты на постоянной на скорости CAS = 280 kt с переходом на высоте 32500 ft на постоянное число M = 0,78.
8) Крейсерский полет на высоте эшелона.
9) Снижение до 10000 футов на постоянном числе M = 0,78 с переходом на постоянную скорость CAS = 280 kt.
10) Уменьшение скорости до CAS = 250 kt.

© ЗАО «ГСС»

11) Снижение на скорости CAS = 250 kt до высоты круга (не менее 1500 ft).
12) Полёт по кругу (40 кг/мин), заход на посадку и посадка (25 кг/мин).
13) Заруливание на стоянку (топливо берется из АНЗ) - 15 кг/мин.

Уход на запасной аэродром

А. КЗТ (не менее 3% от расхода топлива на маршруте).
Б. Уход на 2-ой круг с ВПР.
В. Набор высоты.
Г. Горизонтальный полет.
Д. Снижение.
Е. Заход на посадку и посадка.
Ж. Полет в зоне ожидания не менее 30 минут на высоте круга 1500 ft.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭШЕЛОНОВ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЁТА

Наибольшая экономичность полета достигается на эшелонах, близких к максимальной высоте полета.

Выбор начального эшелона, а также определение массы самолета, на которой выполнять смену эшелона, производится по графикам рис. 1.03.81 – 1.03.83

РАСЧЁТ РАСХОДА ТОПЛИВА, ВРЕМЕНИ ПОЛЁТА И КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ

Расчет массы самолета, расхода топлива и времени полета по этапам полета выполняется по двум вариантам. Выбор варианта зависит от того, ограничена или нет коммерческая нагрузка ($m_{кн}$) и чем она ограничена: посадочной или взлетной массой самолета.

Расчет по варианту № 1 производится, если масса коммерческой нагрузки меньше допустимой или ограничена максимально допустимой посадочной массой самолета. В этом случае известна посадочная масса самолета и расчет выполняется в обратном порядке - от посадки.

Расчет по варианту № 2 производится, если коммерческая нагрузка ограничена максимальной или максимально допустимой взлетной массой самолета. В этом случае расчет выполняется по этапам полета в порядке их выполнения.

Определение резервного запаса топлива

(1) Рассчитать массу самолёта после посадки на запасном аэродроме

$$G_{зап} = OEW + m_{кн}$$

где: OEW – масса снаряженного самолёта с экипажем

$m_{кн}$ – масса коммерческой нагрузки

(2) По массе самолёта после посадки на запасном аэродроме, высоте круга над запасным аэродромом и температуре воздуха в районе запасного определить потребное топливо для полёта на режиме ожидания в течение 30 минут $G_{т\ ож}$ (по номограммам часовых расходов топлива 1.03.50 стр.36 – стр.39).

(3) Рассчитать массу самолёта в конце полёта до запасного аэродрома

$$G_{ож} = G_{зап} + G_{т\ ож}$$

(4) По массе самолёта в конце полёта до запасного аэродрома $G_{ож}$ и удалению до запасного аэродрома определить потребное топливо для полёта от аэродрома назначения до запасного $G_{т\ зап}$ (по номограммам на 1.03.50 стр.61 – стр.63).

(5) Определить резервный запас топлива

$$РЗТ = G_{т\ зап} + G_{т\ ож}$$

Порядок расчета по варианту № 1. Определяются:

(1) Посадочная масса самолета

$$m_{пос} = OEW + m_{кн} + РЗТ <= m_{пос\ макс\ доп}$$

где: OEW – масса снаряженного самолёта с экипажем.

(2) Масса самолета в конце снижения $m_{к\ сн}$

$$m_{к\ сн} = m_{пос} + 180\ кг$$

где: 180 кг – расход топлива на заход на посадку и посадку.

(3) Дальность, время и расход топлива на снижении $L_{сн}$, $t_{сн}$, $m_{т\ сн}$.

Определяются по номограммам характеристик снижения (1.03.50 стр.19 – стр. 21) для полученного значения $m_{к\ сн}$.

Для дальности снижения вносится поправка на ветер:

$$\Delta L_{сн} = t_{сн} \cdot W,$$

где: W – скорость ветра (в kt);

$t_{сн}$ – время снижения;

$\Delta L_{сн}$ – поправка к дальности;

(4) Масса самолета в конце каждого участка горизонтального полета $m_{кгп}$.

Определяется по результатам расчета предыдущего (по ходу расчета) участка, т.е. снижения или смены эшелона.

(5) Масса самолета в начале участка горизонтального полета (кроме начального) $m_{нгп}$.

Определяется при выборе эшелона крейсерского полета в соответствии с рекомендациями по оптимальной высоте полёта (1.03.50 стр.81 – стр.83).

(6) Расход топлива на участке горизонтального полета $m_{т\ гп}$

$$m_{т\ гп} = m_{нгп} – m_{кгп}.$$

© ЗАО «ГСС»

(7) Удельные дальности в начале и конце участка горизонтального полета $l_{уд.нгп}$ и $l_{уд.кгп}$.

Определяются по номограммам удельных дальностей (1.03.50 стр.23 – стр.34) в зависимости от выбранного режима крейсерского полета.

Определяется истинная скорость на участке горизонтального полета $V_{ист}$

$$V_{ист} = a \frac{Мн + Мк}{2}$$

где: a – скорость звука на высоте эшелона:

$$a = 39\sqrt{(288 - 0{,}002 * H + \Delta МСА)} \text{ (в kt)}$$

H – барометрическая высота в ft

ΔМСА – отклонение температуры от МСА в град. С

Мн – число М в начале горизонтального полёта

Мк – число М в конце горизонтального полёта

(8) Среднее значение удельной дальности на участке горизонтального полета $l_{уд.ср}$

$$l_{уд.ср} = 0{,}5\ (l_{уд.нгп} + l_{уд.кгп}).$$

(9) Дальность и время на участке горизонтального полета $L_{г.п}$ и $t_{г.п}$:

$$L_{г.п} = m_{т\ г.п} \cdot l_{уд.ср} \frac{V_{ист} \pm W}{V_{ист}};$$

$$t_{г.п} = \frac{L_{г.п}}{V_{ист} \pm W}.$$

(10) Дальность, время и расход топлива на участке смены эшелонов $L_{наб}$, $t_{наб}$, $m_{т\ наб}$.

Определяются по номограммам характеристик набора высоты (1.03.50 стр.4 – стр.18) для соответствующей массы самолета и высот исходного и последующего эшелонов с учетом температуры наружного воздуха.

В дальность набора высоты вносится поправка на ветер

$$\Delta L = \frac{W}{V_{ист}} L_{наб}.$$

(11) Протяжённость начального участка горизонтального полета в первом приближении $L_{гп.нач1}$

$$L_{гп.нач1} = (L_{марш} - \Sigma_{уч}) - 200 \text{ км},$$

где: $L_{марш}$ – протяжённость маршрута;

$\Sigma_{уч}$ – сумма дальностей всех рассчитанных ранее участков, включая участки смены эшелонов;

© ЗАО «ГСС»

200 км – дальность при наборе высоты в первом приближении.

(12) Масса самолета в начале начального участка горизонтального полета ($m_{нгп\ нач1}$) и расход топлива на этом участке ($m_{тгп\ нач1}$) в первом приближении.

Определяются по номограммам удельных дальностей (1.03.50 стр.23 – стр.34):

a) $m_{тгп\ нач1} = L_{гп\ нач1} / l_{уд.кгп} * \frac{V_{ист}}{V_{ист} \pm W}$

b) $m_{нгп\ нач1} = m_{кгп\ нач} + m_{тгп\ нач1}$

c) Для полученного значения $m_{нгп\ нач1}$ определяется $l_{уд.нгп}$ и вычисляется $l_{уд.ср} = (l_{уд.нгп} + l_{уд.кгп}) / 2$

d) Уточняется расход топлива:

$$m_{тгп\ нач1} = L_{гп\ нач1} / l_{уд.ср} * \frac{V_{ист}}{V_{ист} \pm W}$$

e) Уточняется масса самолета:

$m_{нгп\ нач1} = m_{кгп\ нач} + m_{тгп\ нач1}$.

(13) Расход топлива при наборе высоты ($m_{т\ наб1}$) и масса самолета в начале набора высоты ($m_{н\ наб1}$) в первом приближении.

Определяются по номограммам характеристик набора высоты (1.03.50 стр.4 – стр.18).

a) $m_{н\ наб1} = m_{нгп\ нач1} + 1000$ кг,

где: 1000 кг – ориентировочный расход топлива при наборе высоты;

b) Определяется $m_{т\ наб1}$ для $m_{н\ наб1}$;

c) Уточняется масса самолета $m_{н\ наб1} = m_{нгп\ нач1} + m_{т\ наб1}$

d) Уточняется $m_{т\ наб}$ для уточнённой массы самолёта $m_{н\ наб1}$.

(14) Дальность и время при наборе высоты в первом приближении $L_{наб1}$ и $t_{наб1}$.

Определяются по номограммам характеристик набора высоты (1.03.50 стр.4 – стр.18) для полученного значения массы самолёта $m_{н\ наб1}$.

В полученное значение дальности вносится поправка на ветер

$\Delta L_{наб} = t_{наб1} \cdot W$.

(15) Протяжённость начального участка горизонтального полета во втором приближении $L_{гп.нач}$

$L_{гп.нач} = L_{гп.нач1} + 200 – L_{наб1}$

© ЗАО «ГСС»

(16) Масса самолета в начале начального участка горизонтального полета во втором приближении ($m_{нгп\ нач}$) и расход топлива на начальном участке во втором приближении ($m_{тгп\ нач}$):

$$m_{тгп\ нач} = m_{тгп\ нач1} + \Delta m_{т\ г.п};$$

$$m_{нгп\ нач} = m_{нгп\ нач1} + \Delta m_{т\ г.п}$$

где: $$\Delta m_{т\ г.п} = (L_{гп.нач1} - L_{гп.нач}) / l_{уд.нгп} * \frac{V_{ист}}{V_{ист} \pm W}$$

(17) Масса самолета в начале набора высоты во втором приближении $m_{н\ наб}$

$$m_{н\ наб} = m_{нгп\ нач} + m_{т\ наб}.$$

(18) Основной запас топлива (ОЗТ)

$$ОЗТ = \Sigma m_т + 330 \text{ кг},$$

где: $\Sigma m_т$ – сумма расходов топлива на всех участках полета
330 кг – топливо на руление перед взлётом (9 мин) и на взлёт.

(19) Аэронавигационный запас топлива АНЗ

$$АНЗ = 0{,}03\ (ОЗТ) + РЗТ$$

где: РЗТ – резервный запас топлива. Определяется по номограммам 1.03.50 стр.61 – стр.63.

Если полученное значение АНЗ превышает принятое при расчете, то необходимо увеличить основной запас топлива из расчета 2% на каждую тонну добавленного топлива в АНЗ.

(20) Потребный запас топлива $m_{т\ потр}$

$$m_{т\ потр} = ОЗТ + АНЗ.$$

Порядок расчета по варианту № 2. Определяются:

(1) Масса самолета в начале набора высоты $m_{н\ наб}$

$$m_{н\ наб} = m_{взл} – 130 \text{ кг},$$

где: 130 кг – расход топлива на взлет и разгон до скорости набора высоты.

(2) Дальность, время и расход топлива при наборе высоты $L_{наб}$, $t_{наб}$, $m_{т\ наб}$. Определяются по номограммам характеристик набора высоты (1.03.50 стр.4 – стр.18) для полученного значения $m_{н\ наб}$ и эшелона крейсерского полёта с учетом температуры наружного воздуха.

В полученное значение дальности вносится поправка на ветер

$$\Delta L_{наб} = t_{наб} * W.$$

(3) Масса самолета в начале горизонтального полета по эшелонам $m_{н\ г.п}$

$$m_{н\ г.п} = m_{н\ наб} – m_{т\ наб}.$$

© ЗАО «ГСС»

(4) Масса самолета в начале последующих участков горизонтального полета $m_{н\ г.п}$.

Определяется по результатам расчета предыдущего участка смены эшелонов.

(5) Масса самолета в конце каждого участка горизонтального полета (кроме последнего) $m_{к\ г.п}$.

Определяется при выборе эшелона крейсерского полета в соответствии с рекомендациями по оптимальной высоте полёта (1.03.50 стр.81 – стр.83.

(6) Удельные дальности в начале и конце участка горизонтального полета $l_{уд.нгп}$ и $l_{уд.кгп}$.

Определяются по номограммам удельных дальностей (1.03.50 стр.23 – стр.34) для соответствующих значений массы самолета и выбранного режима крейсерского полета.

(7) Среднее значение удельной дальности на участке горизонтального полета $l_{уд.ср}$

$$l_{уд.ср} = 0{,}5\ (l_{уд.нгп} + l_{уд.кгп}).$$

(8) Расход топлива на участке горизонтального полета $m_{т\ г.п}$

$$m_{т\ г.п} = m_{н\ г.п} - m_{к\ г.п}.$$

(9) Дальность на участке горизонтального полета $L_{г.п}$

$$L_{г.п} = m_{т\ г.п} * l_{уд.ср} * \frac{V_{ист} + W}{V_{ист}}.$$

(10) Время на участке горизонтального полета

$$t_{г.п} = \frac{L_{г.п}}{V_{ист} \pm W}.$$

(11) Дальность, время и расход топлива на участке смены эшелонов $L_{наб}$, $t_{наб}$, $m_{т\ наб}$.

Определяются по номограммам характеристик набора высоты (1.03.50 стр.4 – стр.18) для полученных значений $m_{к\ г.п}$ каждого участка, высоты исходного и последующего эшелонов с учетом температуры наружного воздуха.

В дальность набора высоты вносится поправка на ветер

$$\Delta L_{наб} = t_{наб} * W$$

(12) Дальность на последнем участке горизонтального полета в первом приближении $L_{гп1}$

$$L_{гп1} = L_{марш} - \Sigma L_{уч} - L_{сн1},$$

© ЗАО «ГСС»

где: $L_{марш}$ – протяжённость маршрута

$\Sigma L_{уч}$ – суммарная дальность всех предыдущих участков полета, включая смены эшелонов

$L_{сн1}$ – дальность снижения в первом приближении, определяется по номограммам характеристик снижения (1.03.50 стр.19 – стр. 21) для массы самолета 39000 кг.

(13) Расход топлива на последнем участке горизонтального полета в первом приближении $m_{т\ гп1}$:

$$m_{т\ гп1} = L_{гп1} / l_{уд\ нгп} * \frac{V_{ист}}{V_{ист} \pm W}.$$

(14) Масса самолета в конце последнего участка горизонтального полета в первом приближении $m_{к\ гп1}$:

$$m_{к\ гп1} = m_{н\ гп} - m_{т\ гп1}.$$

(15) Дальность, время и расход топлива на снижении во втором приближении $L_{сн}$, $t_{сн}$, $m_{т\ сн}$.

Определяются по номограммам характеристик снижения (1.03.50 стр.19 – стр. 21) для полученного значения $m_{к\ гп1}$.

В дальность снижения вносится поправка на ветер

$$\Delta L = t_{сн} \cdot W.$$

(16) Дальность на последнем участке горизонтального полета во втором приближении $L_{гп}$.

$$L_{гп} = L_{гп1} + L_{сн1} – L_{сн}.$$

(17) Среднее значение удельной дальности на последнем участке горизонтального полета $l_{уд\ ср}$

$$l_{уд\ ср} = 0{,}5\ (l_{уд\ нгп} + l_{уд\ кгп}),$$

где: $l_{уд\ кгп}$ определяется по номограммам удельных дальностей (1.03.50 стр.23 – стр.34) для полученного значения $m_{к\ гп1}$.

(18) Расход топлива на последнем участке горизонтального полета во втором приближении $m_{т\ г.п}$

$$m_{т\ г.п} = L_{гп} / l_{уд\ ср} * \frac{V_{ист}}{V_{ист} \pm W}.$$

(19) Время в конце последнего участка горизонтального полета $t_{к\ г.п}$

$$t_{к\ г.п} = \frac{L_{г.п}}{V_{ист} \pm W}.$$

© ЗАО «ГСС»

(20) Масса самолета в конце последнего участка горизонтального полета во втором приближении $m_{к\ г.п}$

$$m_{к\ г.п} = m_{н\ г.п} – m_{т\ г.п}.$$

(21) Масса самолета на посадке $m_{пос}$

$$m_{пос} = m_{к\ г.п} - m_{т\ сн} – 180 \text{ кг},$$

где: 180 кг – расход топлива для захода на посадку и посадку.

(22) Основной запас топлива ОЗТ

$$ОЗТ = m_{взл} – m_{пос} + 200 \text{ кг},$$

где: 200 кг – расход топлива на руление перед взлётом (9 мин).

(23) Резервный запас топлива РЗТ

Определяется по номограммам 1.03.50 стр.61 – стр.63 для полученного значения $m_{пос}$.

(24) Аэронавигационный запас топлива АНЗ

$$АНЗ = 0,03 * ОЗТ + РЗТ.$$

(25) Потребный запас топлива $m_{т\ потр}$

$$m_{т\ потр} = ОЗТ + АНЗ.$$

(26) Допустимая масса коммерческой нагрузки

$$m_{к.н} = m_{пос} – OEW – АНЗ.$$

© ЗАО «ГСС»

03.30 ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В данном разделе представлен материал, позволяющий определить максимальную взлетную массу самолёта для фактических условий взлета, а также всю необходимую информацию, обеспечивающую надлежащий уровень безопасности при выполнении взлета с одним отказавшим двигателем.

Максимальная взлетная масса самолета может ограничиваться:

- располагаемой длиной разбега и располагаемыми дистанциями продолженного и прерванного взлёта
- нормированным градиентом 2,4% набора высоты в случае продолженного взлета с одним неработающим двигателем
- полным градиентом набора высоты на взлёте, определяемым высотой препятствия по курсу взлёта
- энергоемкостью тормозов колес
- путевой скоростью пневматиков колёс шасси.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

Ограничение взлётной массы по располагаемой длине ВПП при взлете с одним отказавшим двигателем

Порядок расчета:

(1) Определяется скорректированная дистанция продолженного взлета по номограмме на рисунке 1.03.7 для данных значений располагаемой длины разбега, свободной зоны (СЗ), ветра и уклона ВПП. Если заданное значение СЗ превышает максимальное, соответствующее линии предельных значений СЗ на рис. 1.03.7, то за длину СЗ принимается ее предельное значение.

(2) Определяется скорректированная дистанция прерванного взлета по номограмме на рисунке 1.03.8 для данных значений располагаемой дистанции прерванного взлета, ветра и уклона ВПП.

(3) При наличии на ВПП атмосферных осадков определяется коэффициент коррекции дистанции прерванного взлета по коэффициенту сцепления на ВПП. График этой зависимости представлен на рисунке 1.03.9. Скорректированная дистанция прерванного взлета должна быть уменьшена путем деления на коэффициент коррекции дистанции прерванного взлета.

© ЗАО «ГСС»

(4) Определяются приведенная взлетная дистанция и относительная скорость принятия решения V_1/V_R по номограмме на рисунке 1.03.10 или рисунке 1.03.11 для полученных значений скорректированных дистанций продолженного и прерванного взлета.

Если точка пересечения оказывается правее линии, соответствующей V_1/V_R=1,0, ее следует сместить влево по линии скорректированной дистанции продолженного взлета до пересечения с линией максимального значения V_1/V_R = 1,0.

Если точка пересечения оказывается левее линии, соответствующей V_1/V_R=0,7, ее следует сместить вниз по линии скорректированной дистанции прерванного взлета до пересечения с линией минимального значения V_1/V_R=0,7.

Если точка пересечения оказывается выше линии, соответствующей максимальной величине приведенной взлетной дистанции, то ее следует сместить вниз до этой линии, сохраняя значение скорректированной дистанции прерванного взлета.

(5) Максимально допустимая масса определяется по номограмме на рисунке 1.03.12 или рисунке 1.03.13 для полученного значения приведенной взлетной дистанции и значений температуры наружного воздуха и барометрической высоты аэродрома.

Ограничение взлётной массы по градиенту набора высоты

Полный градиент набора высоты при взлетной конфигурации (шасси убрано) с одним неработающим двигателем должен быть не менее 2,4%.

Максимально допустимая взлетная масса, ограниченная нормированным градиентом набора высоты, определяется по номограммам на рисунке 1.03.1 или рисунке 1.03.2. Она зависит от температуры наружного воздуха, барометрической высоты аэродрома и отборов воздуха от двигателей.

Ограничение взлётной массы по энергоёмкости тормозов

Максимально допустимая взлетная масса, ограниченная энергоёмкостью тормозов, определяется только для конфигурации FLAPS 1+F по номограмме на рисунке 1.03.14. Она зависит от температуры наружного воздуха, барометрической высоты аэродрома, ветра и уклона ВПП.

© ЗАО «ГСС»

Ограничение взлётной массы по препятствию в полосе воздушных подходов

Порядок расчета:

(1) По номограмме на рисунке 1.03.12 или рисунке 1.03.13 для фактических атмосферных условий на аэродроме вылета и наименьшего из значений максимально допустимой взлетной массы, определенных ранее, находится значение приведенной взлётной дистанции.

(2) По номограмме на рисунке 1.03.10 или рисунке 1.03.11 определяется скорректированная дистанция продолженного взлета для полученного в п.(1) значения приведенной взлётной дистанции и определённого ранее значения скорректированной дистанции прерванного взлёта.

Если точка пересечения оказывается правее линии, соответствующей V_1/V_R=1,0, то скорректированная дистанция продолженного взлета определяется для значения приведенной взлётной дистанции и V_1/V_R=1,0.

(3) По номограмме на рисунке 1.03.7 для заданных значений уклона ВПП и продольной составляющей скорости ветра решается обратная задача, то есть по скорректированной дистанции продолженного взлета определяется потребная дистанция продолженного взлета. Ход расчета при этом обратен примеру, показанному на номограмме, то есть расчет производится сверху вниз и включает в себя поправки на уклон ВПП и ветер. Потребная дистанция продолженного взлета определяется по шкале для располагаемой длины разбега.

(4) Удаление препятствия от конечной точки дистанции продолженного взлета (точка “0”) определяется вычитанием потребной дистанции продолженного взлета, определенной в п.(3), из удаления препятствия от точки старта.

(5) По номограмме на рисунке 1.03.5 или рисунке 1.03.6 для высоты препятствия, уменьшенной на 10,7 м и определенного в п.(4) удаления препятствия от конечной точки продолженного взлета находится значение полного градиента набора высоты.

(6) Максимально допустимая взлетная масса определяется по номограмме на рисунке 1.03.3 или рисунке 1.03.4 для определенного в п.(5) полного градиента, а также температуры наружного воздуха, барометрической высоты аэродрома и отборов воздуха от двигателей.

© ЗАО «ГСС»

(7) Если определенное в п.(6) значение взлетной массы отличается от исходного значения, заданного в расчет в п.(1), более чем на 500 кг, необходимо выполнить повторный расчет в соответствии с указаниями пунктов (1)-(6).

Примечание: При взлете с использованием процедуры “Rolling Start” значение потребной взлетной дистанции увеличить на 100 м.

© ЗАО «ГСС»

Определение максимальной взлетной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,4%

Конфигурация FLAPS 1+F
Один двигатель работает в режиме APR
Шасси убрано
Штиль

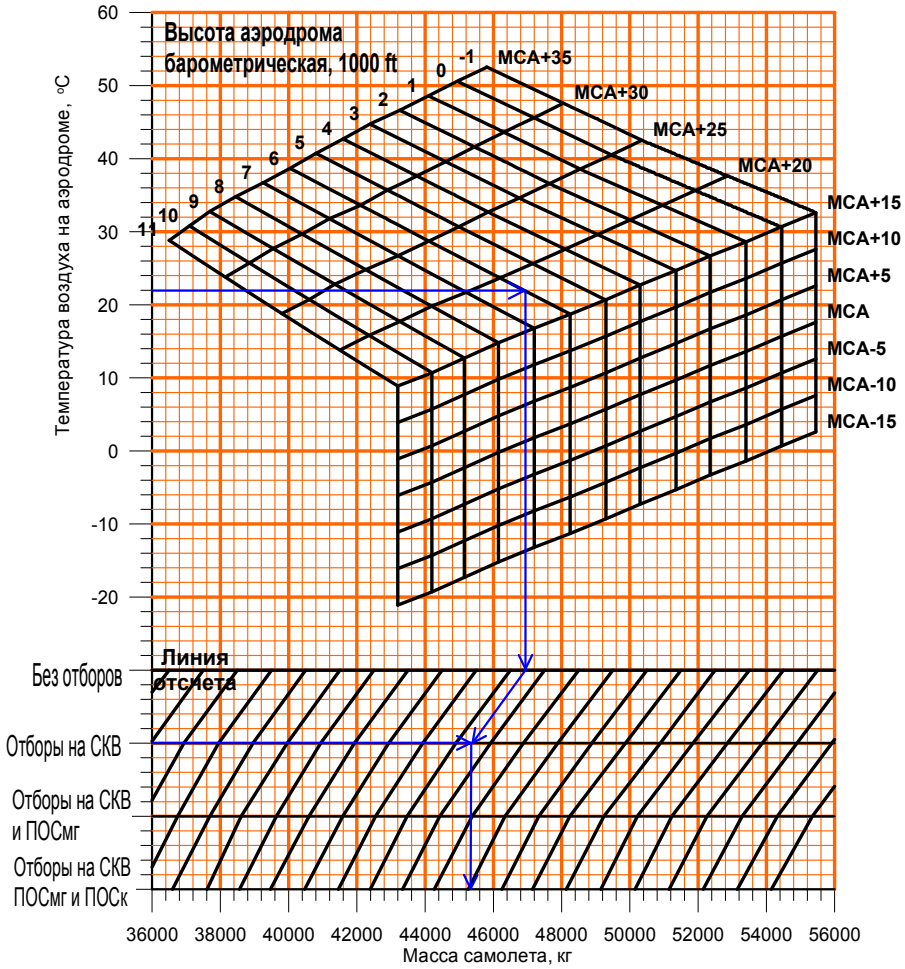


Рисунок 1.03.1

© ЗАО «ГСС»

Определение максимальной взлетной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,4%

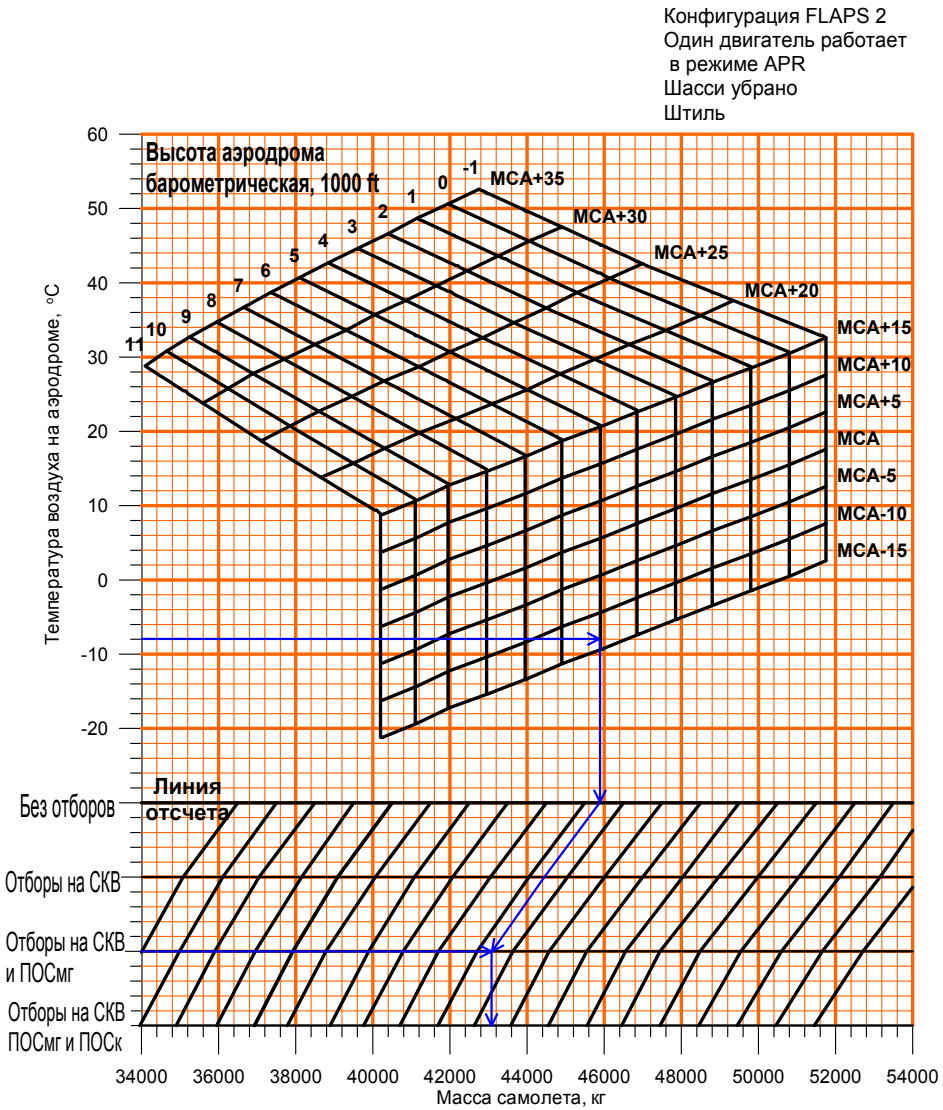
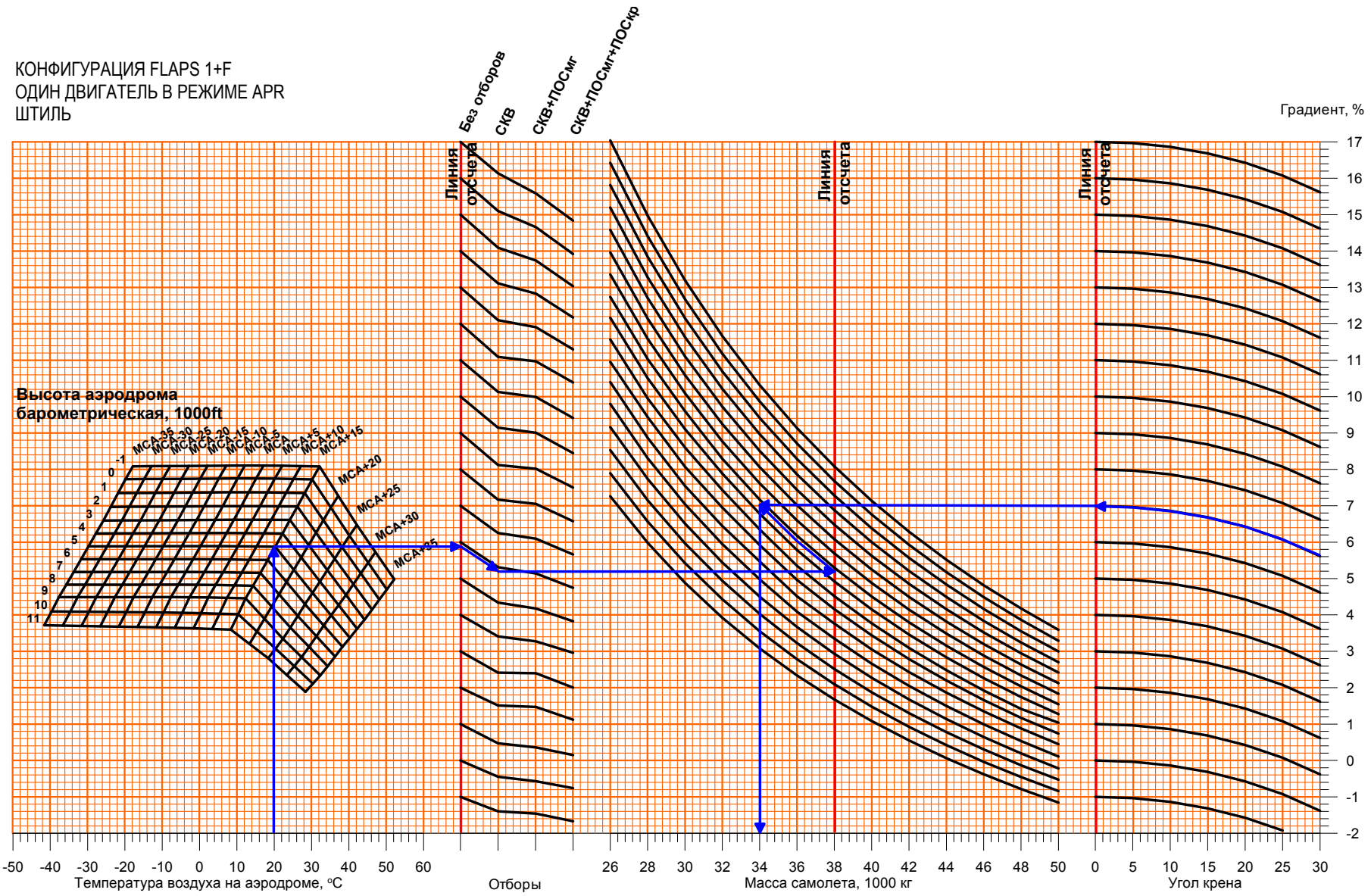


Рисунок 1.03.2

© ЗАО «ГСС»



Взлётная масса, ограниченная полным градиентом набора высоты

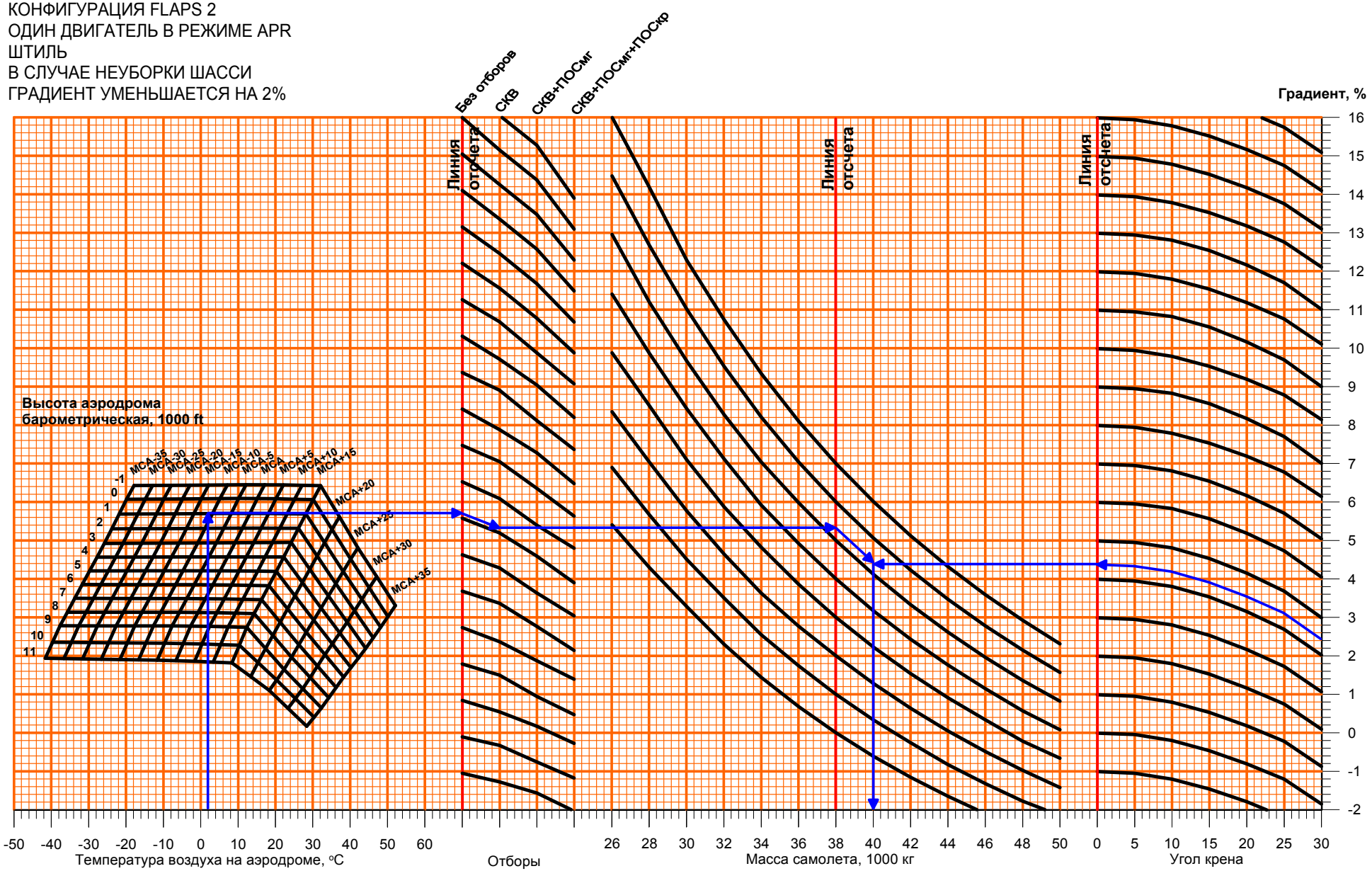
Рисунок 1.03.3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS 2
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ В РЕЖИМЕ APR
ШТИЛЬ
В СЛУЧАЕ НЕУБОРКИ ШАССИ
ГРАДИЕНТ УМЕНЬШАЕТСЯ НА 2%



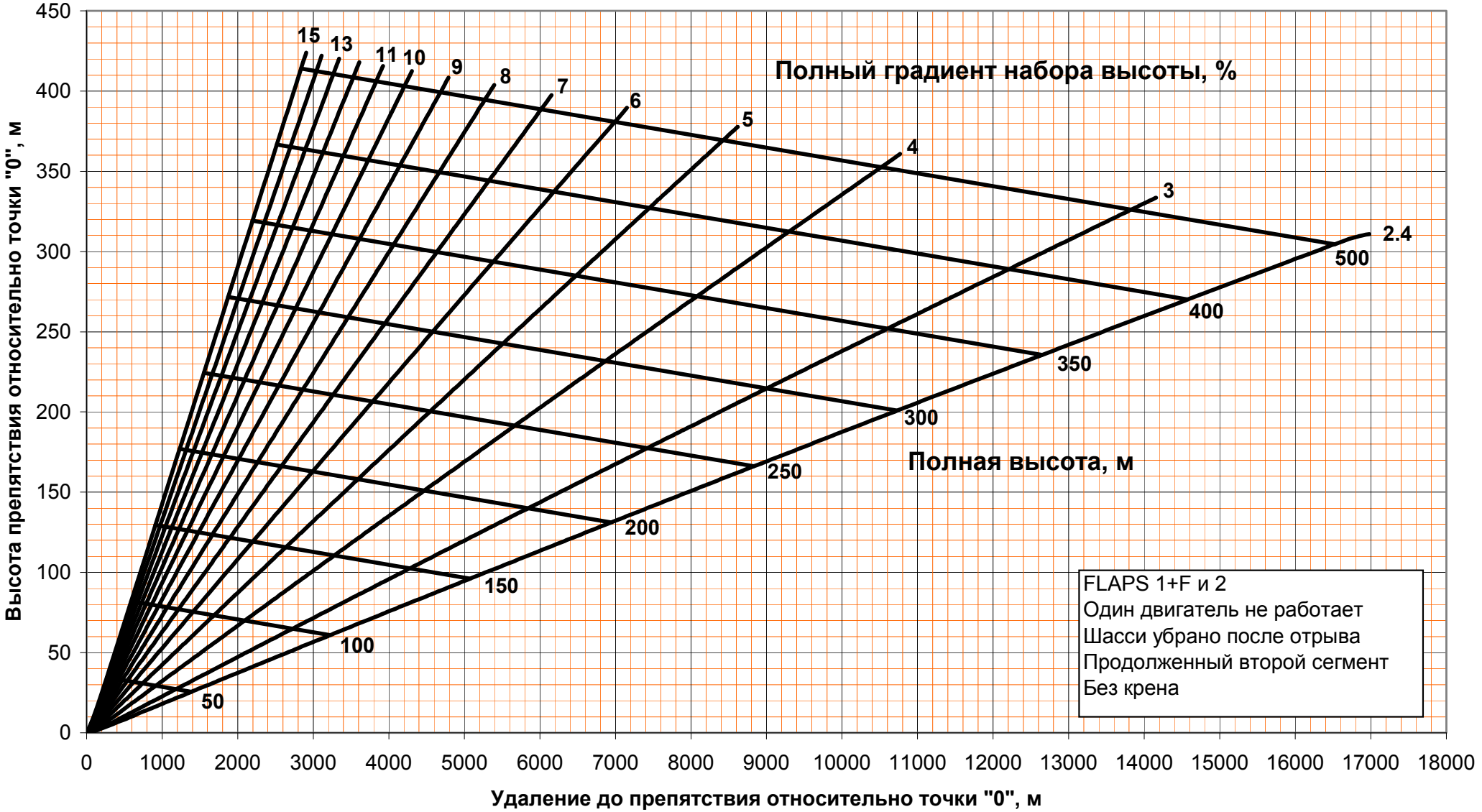
Взлётная масса, ограниченная полным градиентом набора высоты

Рисунок 1.03.4

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»



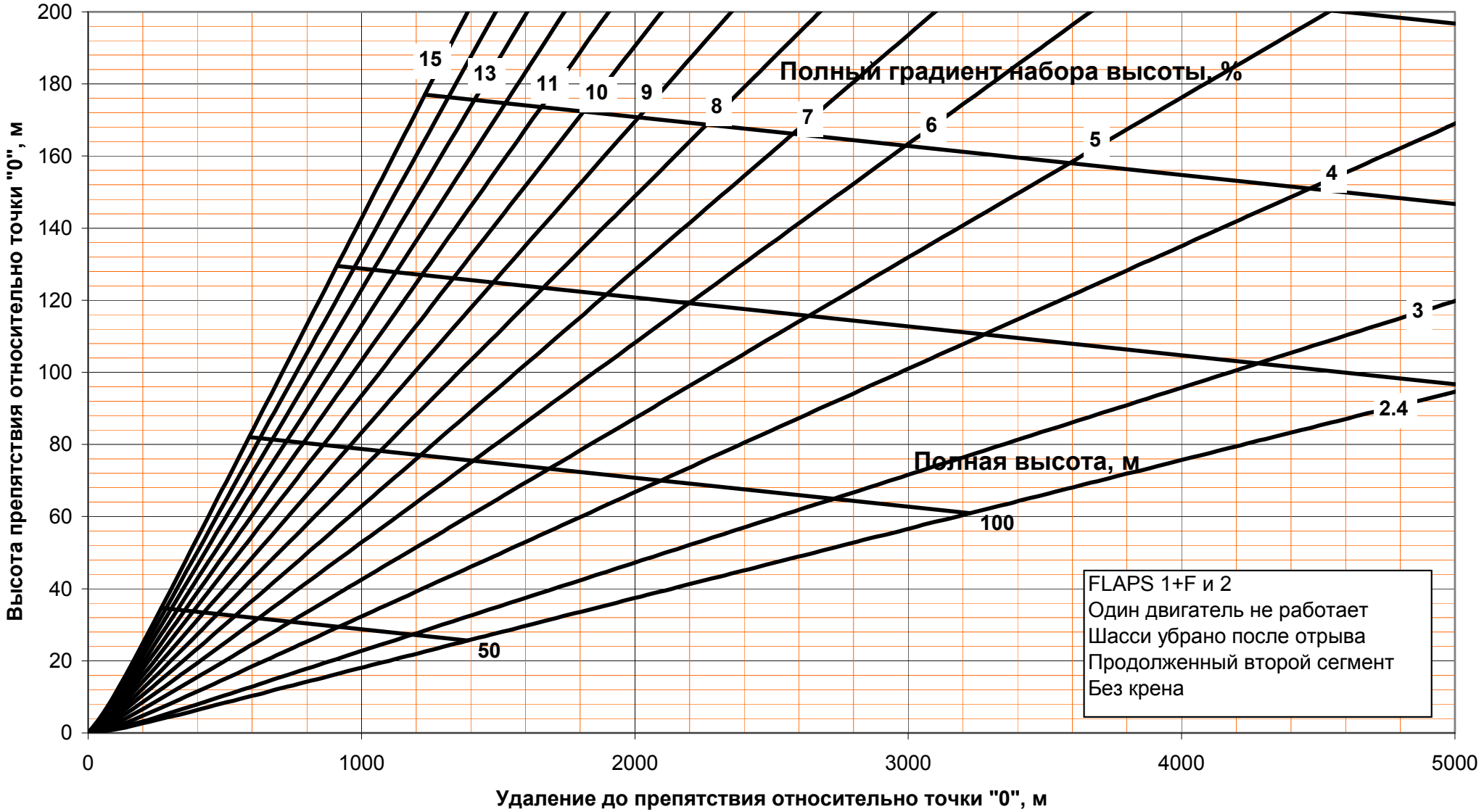
Полный градиент набора высоты на взлёте, определённый высотой препятствия по курсу взлета и начального набора высоты

Рисунок 1.03.5

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»



Полный градиент набора высоты на взлёте, определённый высотой препятствия по курсу взлета и начального набора высоты

Рисунок 1.03.6

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Скорректированная дистанция продолженного взлета

Конфигурации FLAPS 1+F и 2
После отказа двигателя
исправный двигатель работает в режиме APR
Сухая ВПП

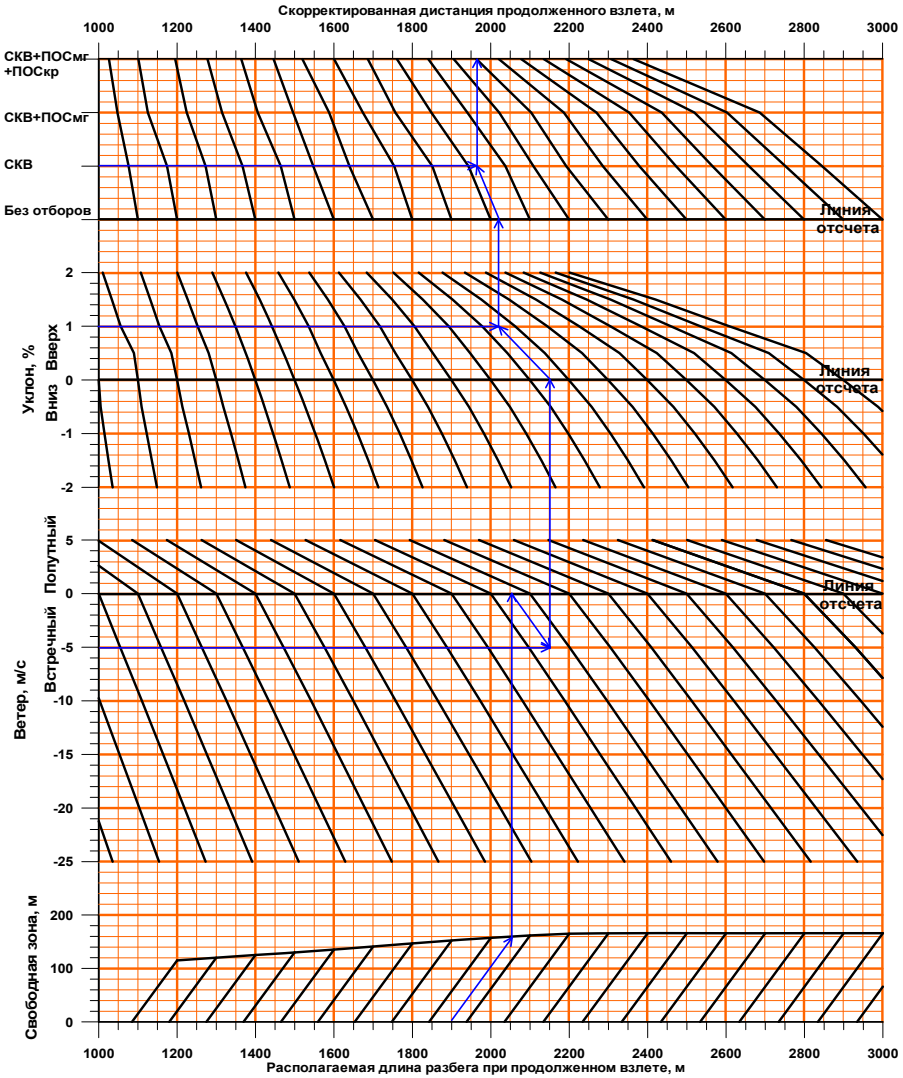


Рисунок 1.03.7

© ЗАО «ГСС»

Скорректированная дистанция прерванного взлета

Конфигурации FLAPS 1+F и 2
После отказа двигателя
исправный двигатель работает в режиме APR
Сухая ВПП

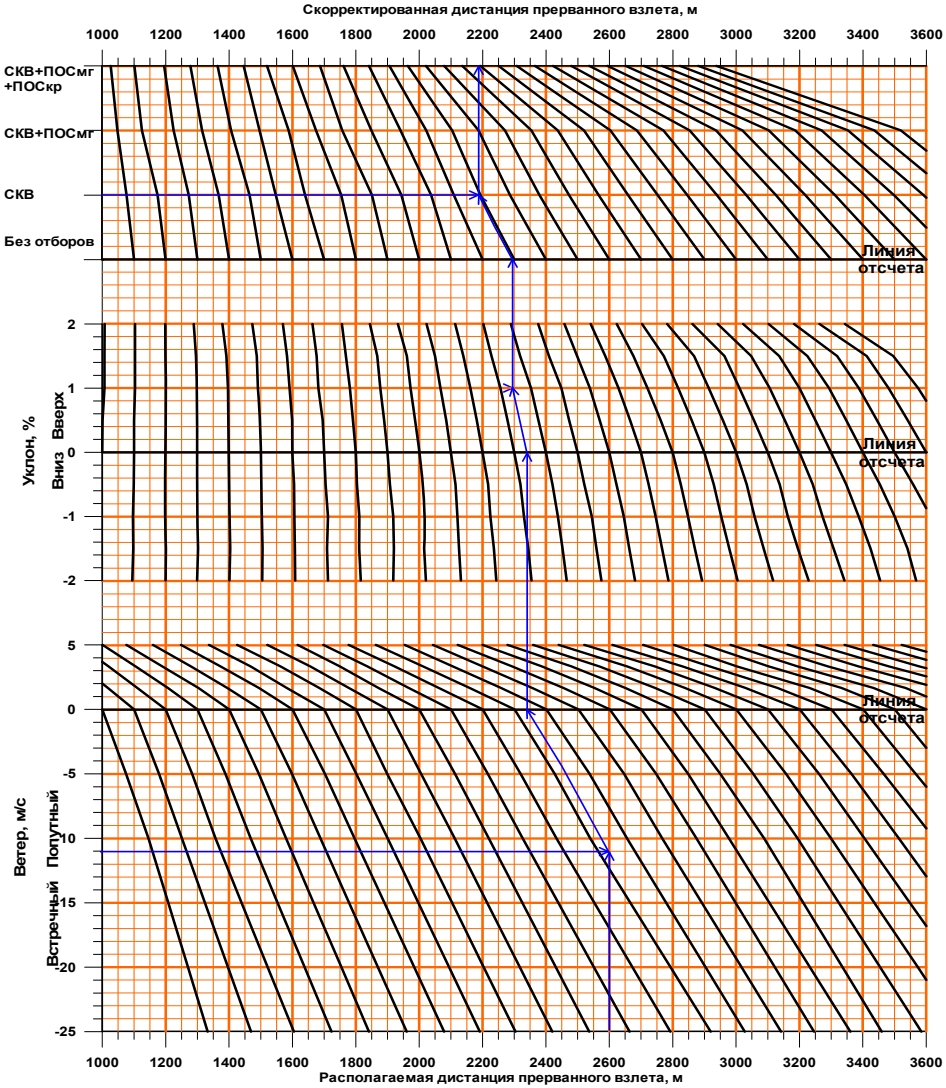


Рисунок 1.03.8

© ЗАО «ГСС»

Коэффициент коррекции дистанции прерванного взлета

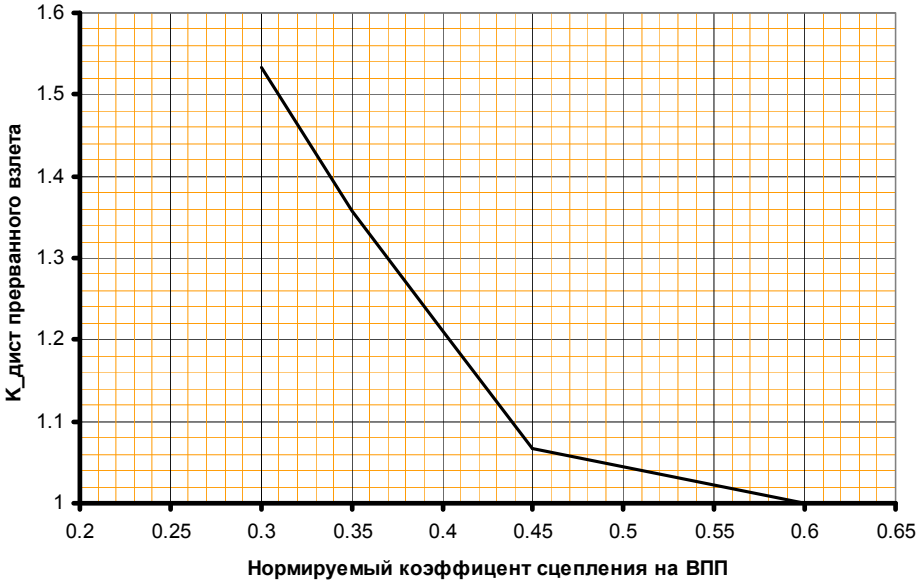
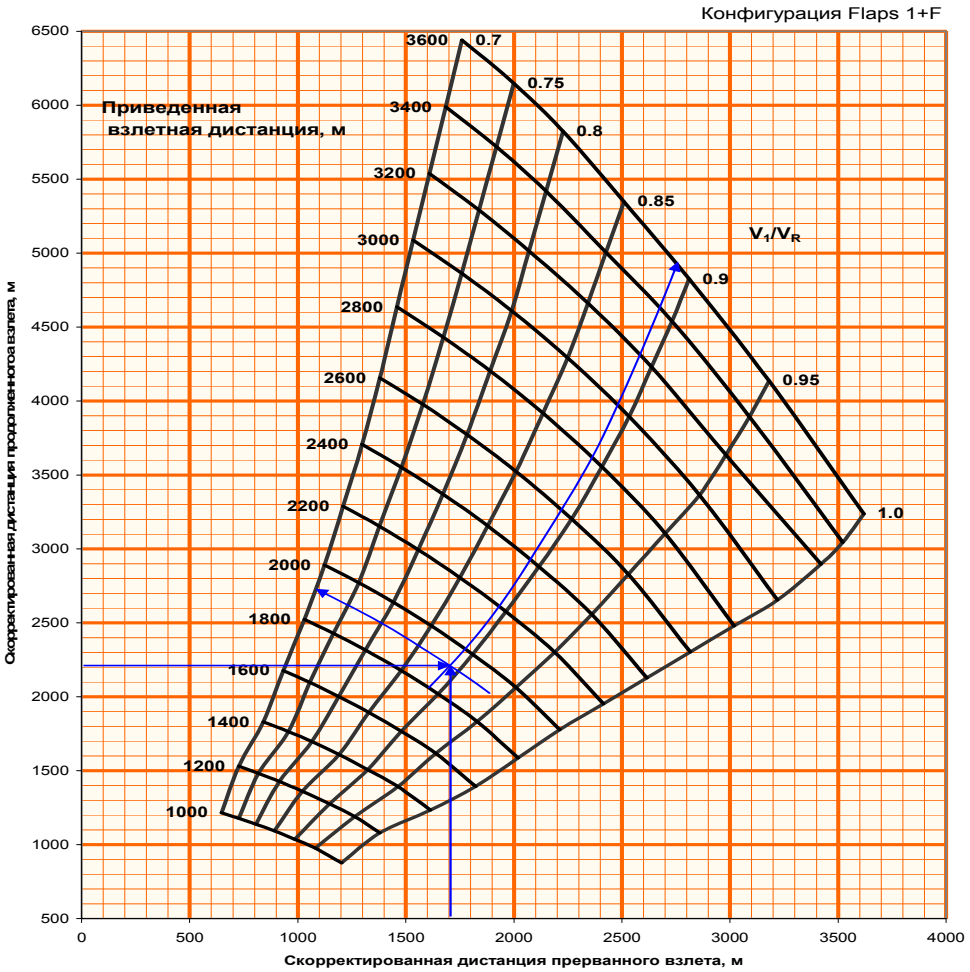


Рисунок 1.03.9

© ЗАО «ГСС»

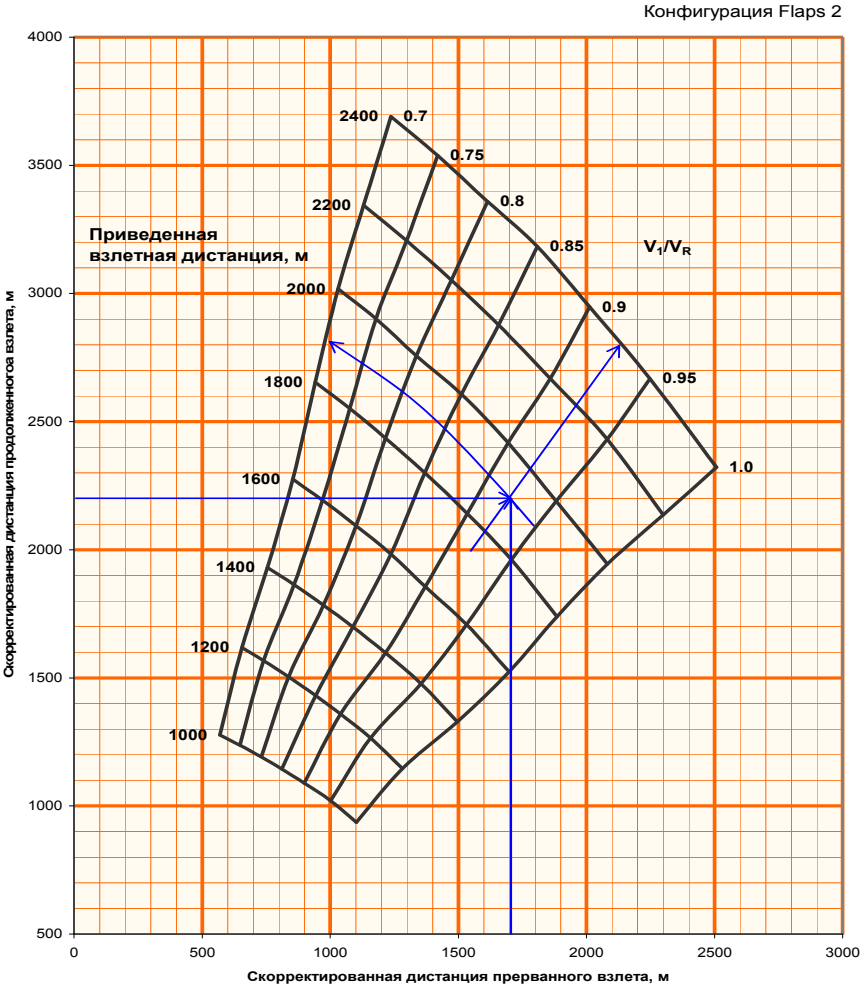
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИВЕДЕННОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ И V1/VR



Приведенная взлётная дистанция и отношение $V1/V_R$
Рисунок 1.03.10

© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИВЕДЕННОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ И V1/VR



Приведенная взлётная дистанция и отношение $V1/V_R$
Рисунок 1.03.11

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Определение взлетной массы, ограниченной приведенной взлетной дистанцией

Конфигурация Flaps 1+F
Отказ двигателя на скорости V1
Режим работы двигателя APR

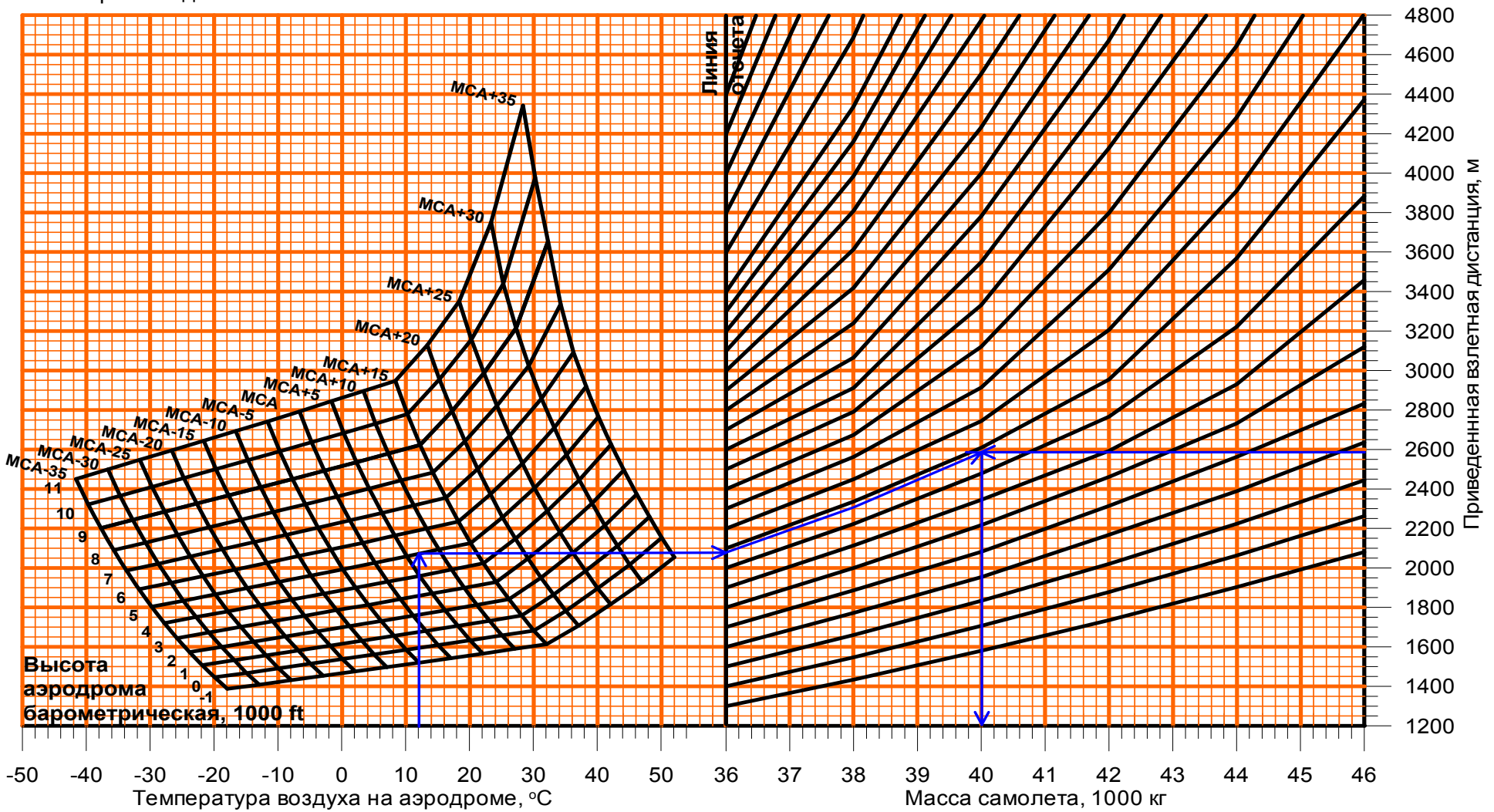


Рисунок 1.03.12

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Определение взлетной массы, ограниченной приведенной взлетной дистанцией

Конфигурация Flaps 2
Отказ двигателя на скорости V1
Режим работы двигателя APR

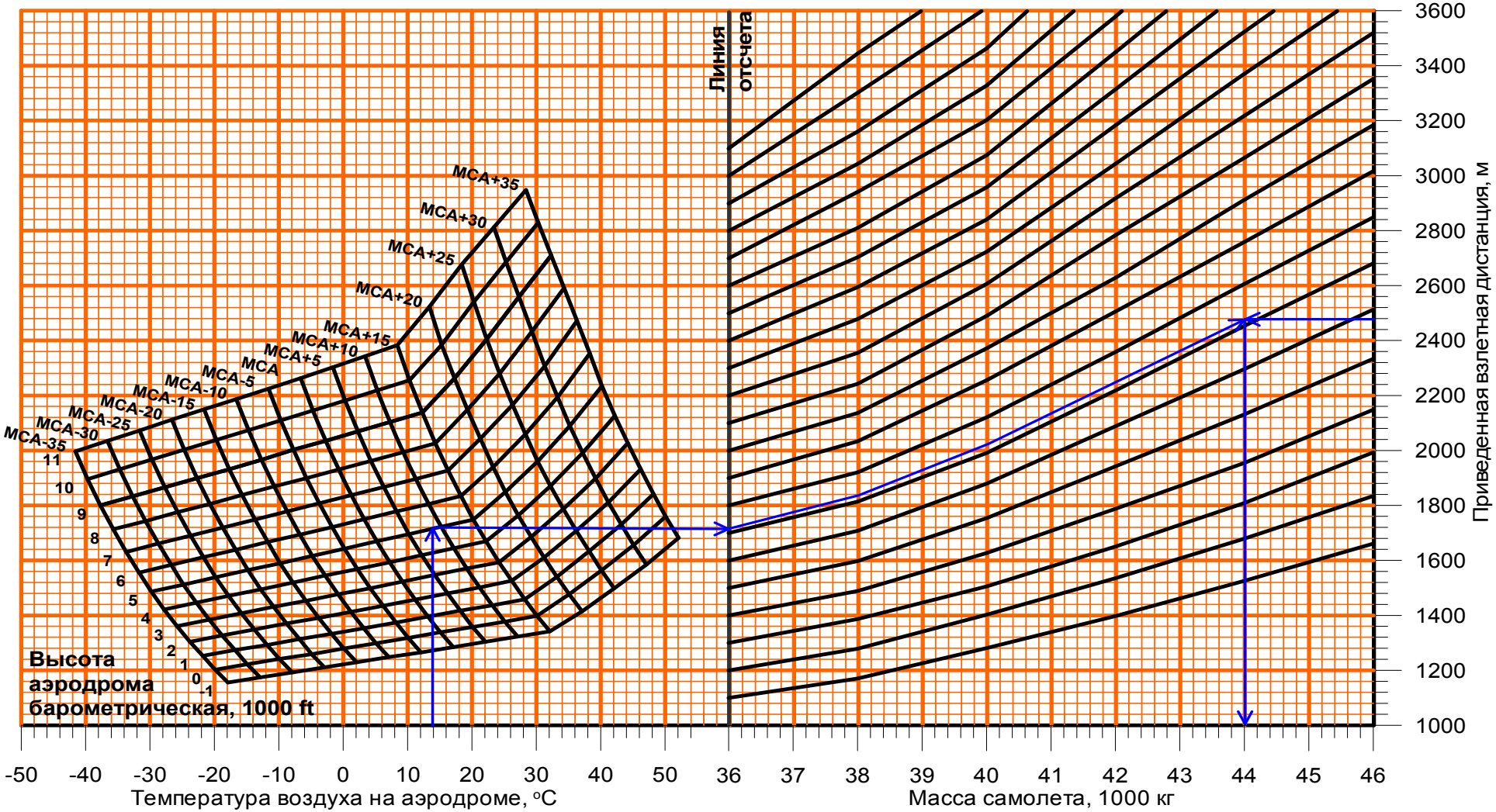


Рисунок 1.03.13

© ЗАО «ГСС»

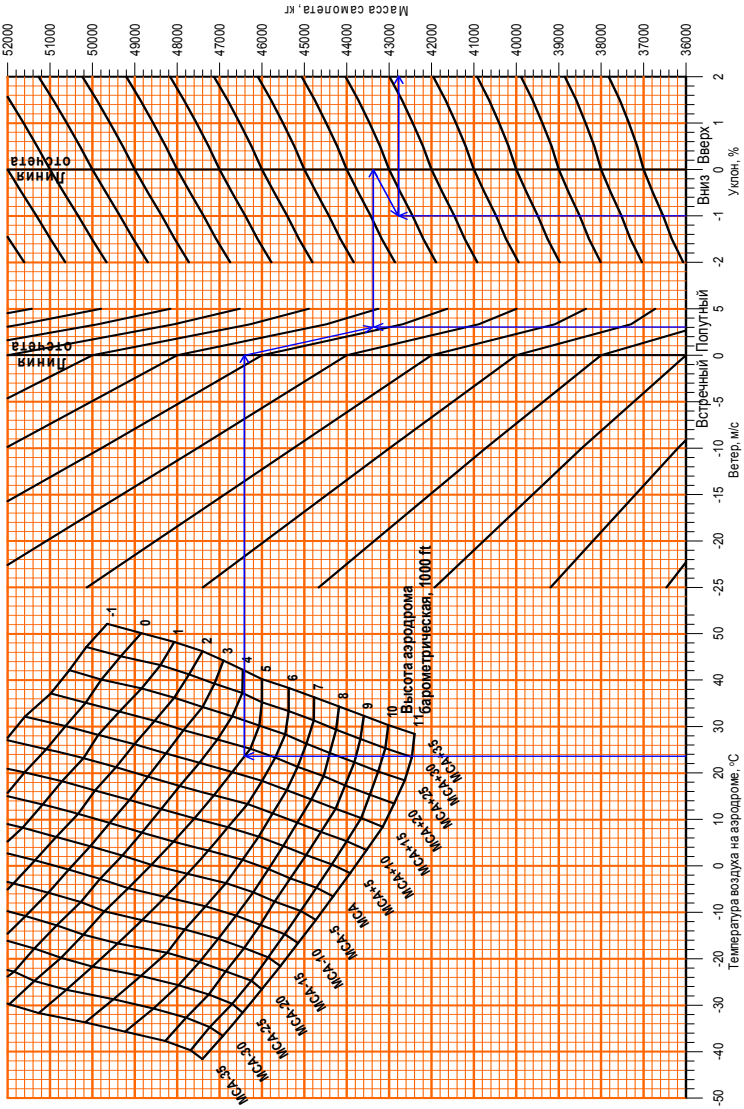
Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ, ОГРАНИЧЕННОЙ ЭНЕРГОЁМКОСТЬЮ ТОРМОЗОВ

Ограничение взлетной массы по энергоемкости тормозов

Конфигурация Flaps 1+F
Сухая ВПП



© ЗАО «ГСС»

Ограничение взлетной массы по энергоемкости тормозов

Конфигурация Flaps 2
Сухая ВПП

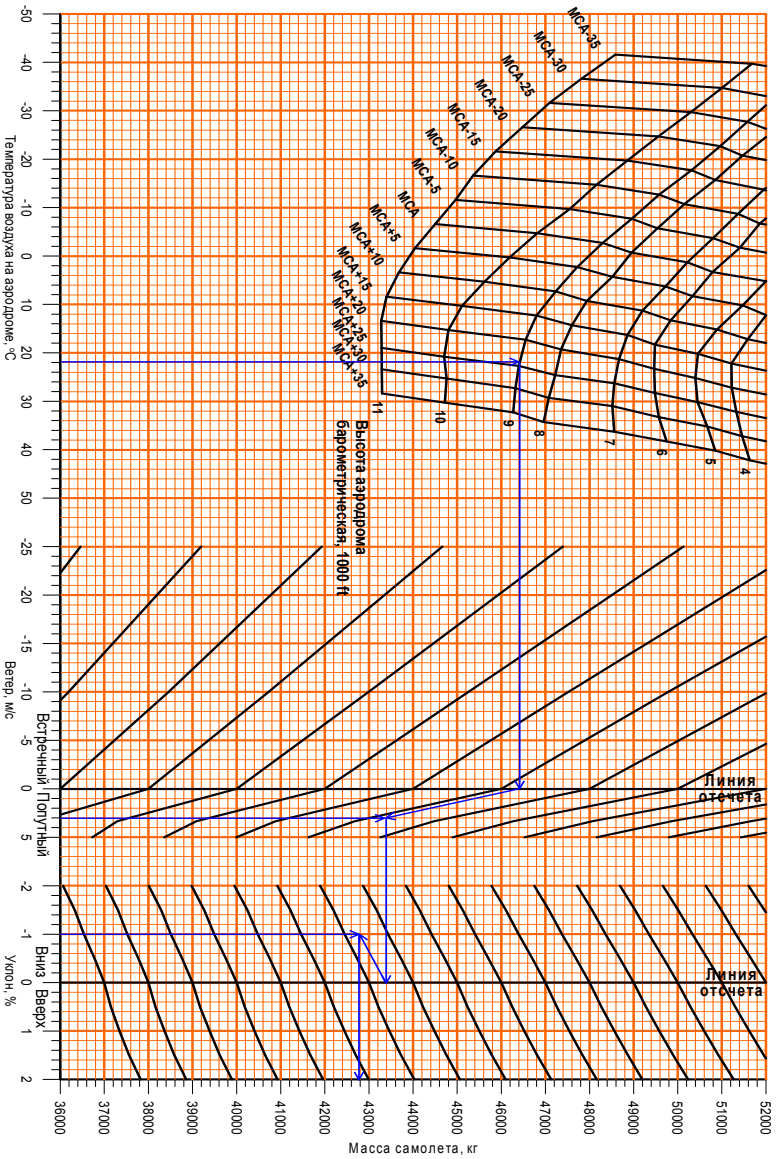


Рисунок 1.03.14

© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ, ОГРАНИЧЕННОЙ ПУТЕВОЙ СКОРОСТЬЮ

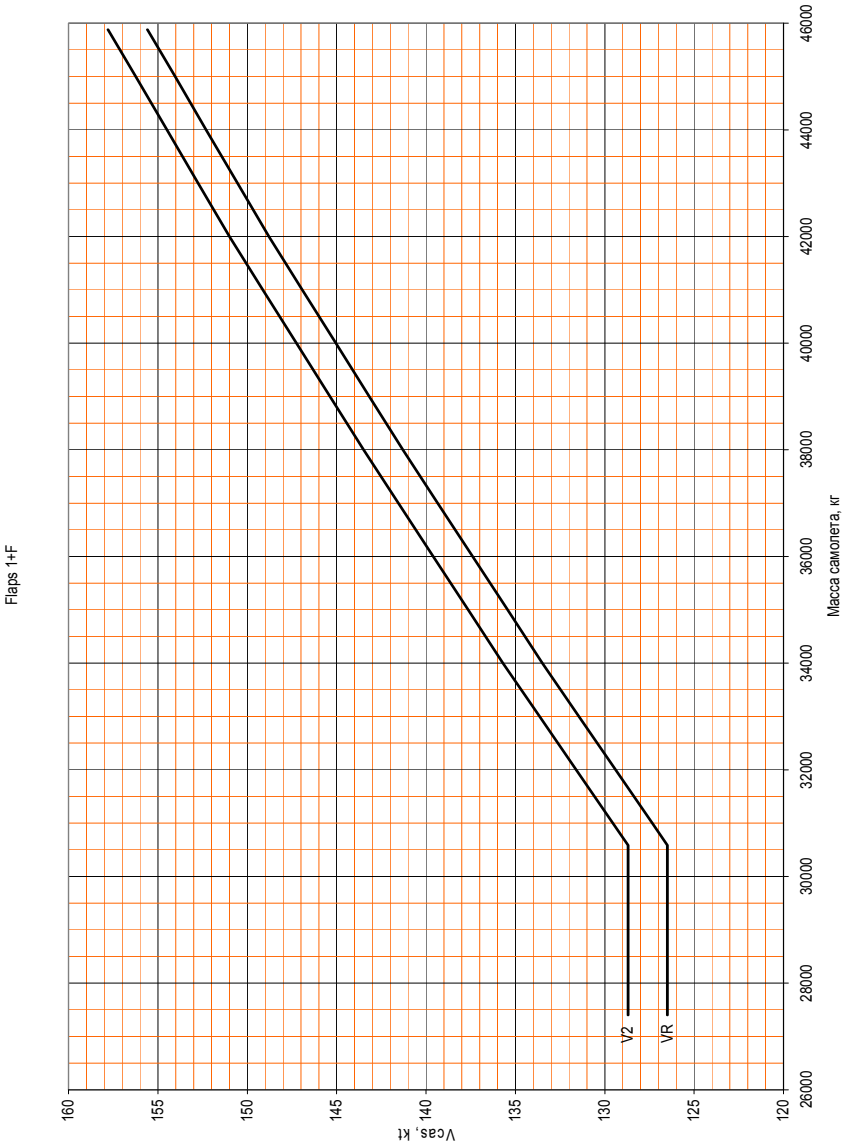
ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТЕЙ V1, VR, V2, V_{FTO}

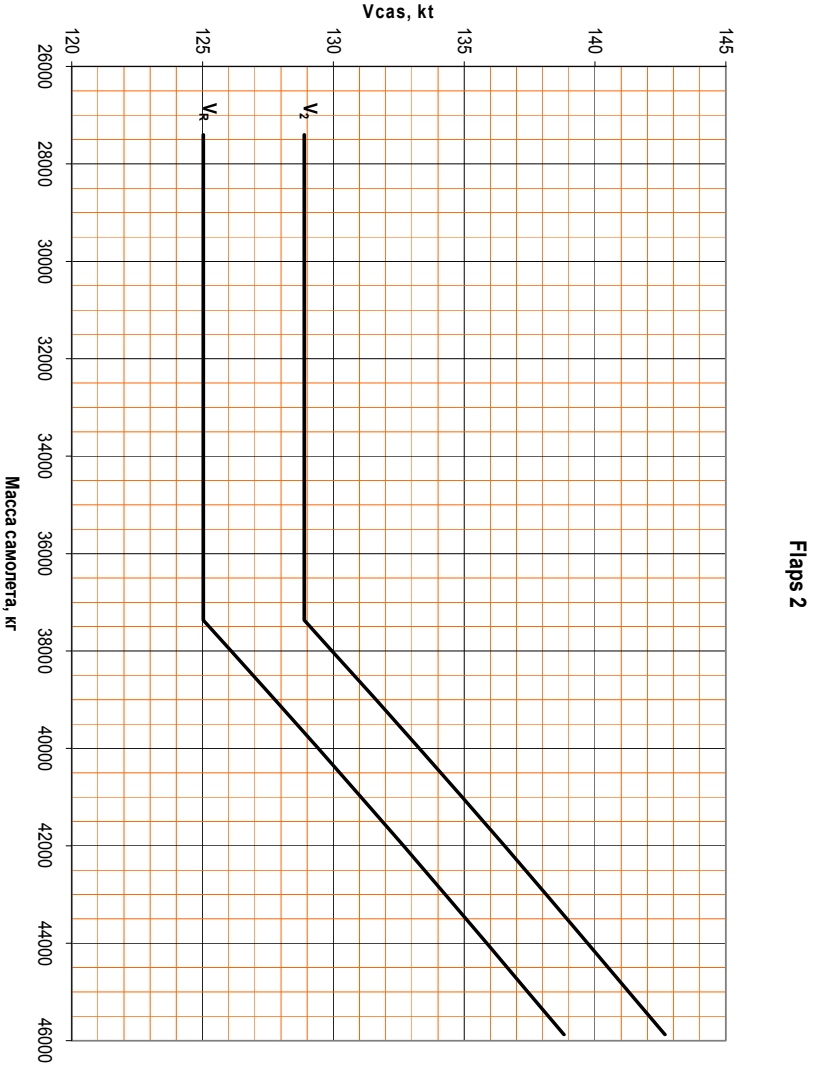
В данном подразделе приведены скорости V_R и V_2 в зависимости от взлетного веса и положения закрылков, а так же скорость конечного этапа взлёта V_{FTO}. Скорость V_1 определить из соотношения V_1/V_R на номограмме «Приведенная взлётная дистанция и отношение $V1/V_R$». (Рисунок 1.03.10 и Рисунок 1.03.11).

© ЗАО «ГСС»



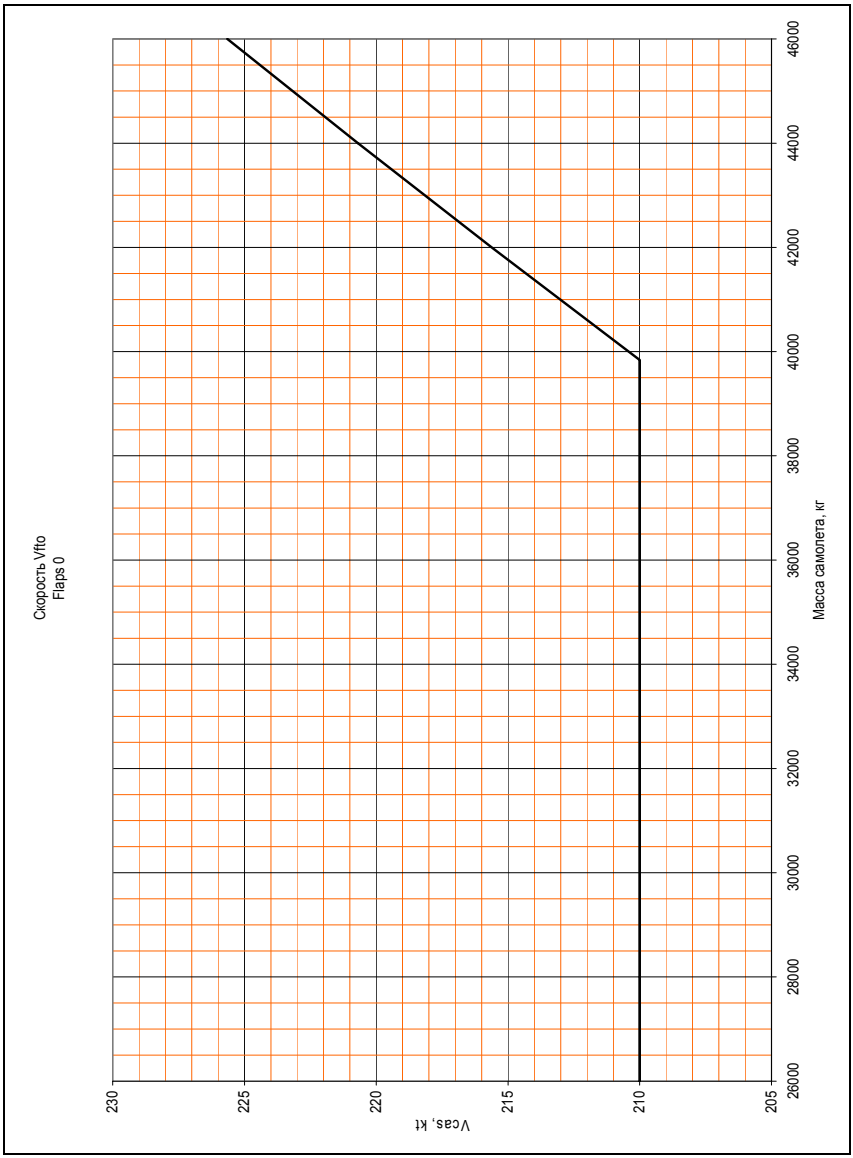
Скорости V_R и V_2
Рисунок 1.03.16

© ЗАО «ГСС»



Скорости V_R и V_2
Рисунок 1.03.16а

© ЗАО «ГСС»



Скорость конечного этапа взлёта
Рисунок 1.03.17

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА

В данном подразделе приведены сведения об углах отклонения стабилизатора в зависимости от взлетной массы и центровки самолета, для безопасного выполнения взлета.

FLAP 1+F

Полетная масса (кг)	Центровка в % САХ								
	12	15	18	21	24	27	30	33	36
	Угол установки стабилизатора								
26000	-1.6	-1	-0.4	0.2	0.8	0.9	0.9	0.9	0.9
28000	-1.9	-1.3	-0.7	-0.2	0.5	0.9	0.9	0.9	0.9
30000	-2.4	-1.7	-1.1	-0.4	0.3	0.9	0.9	0.9	0.9
32000	-2.7	-2	-1.3	-0.6	0.1	0.8	0.9	0.9	0.9
34000	-3.1	-2.4	-1.6	-0.9	-0.2	0.7	0.9	0.9	0.9
36000	-3.3	-2.6	-1.9	-1.1	-0.4	0.4	0.9	0.9	0.9
38000	-3.6	-2.9	-2.1	-1.3	-0.5	0.3	0.9	0.9	0.9
40000	-4	-3.2	-2.5	-1.6	-0.7	0.2	0.9	0.9	0.9
42000	-4.2	-3.5	-2.7	-1.8	-1	0	0.9	0.9	0.9
44000	-4.5	-3.8	-2.9	-2	-1.2	-0.3	0.7	0.9	0.9
45880	-4.7	-3.9	-3.1	-2.3	-1.4	-0.5	0.4	0.9	0.9

FLAP 2

Полетная масса (кг)	Центровка в % САХ								
	12	15	18	21	24	27	30	33	36
	Угол установки стабилизатора								
26000	-2.1	-1.4	-0.8	-0.3	0.3	0.9	0.9	0.9	0.9
28000	-2.4	-1.9	-1.2	-0.5	0.1	0.7	0.9	0.9	0.9
30000	-2.9	-2.2	-1.5	-0.8	-0.1	0.5	0.9	0.9	0.9
32000	-3.2	-2.6	-1.9	-1.2	-0.4	0.3	0.9	0.9	0.9
34000	-3.6	-2.9	-2.2	-1.4	-0.6	0.1	0.8	0.9	0.9
36000	-3.8	-3.1	-2.4	-1.6	-0.8	0	0.7	0.9	0.9
38000	-4.2	-3.4	-2.7	-1.9	-1.1	-0.3	0.5	0.9	0.9
40000	-4.5	-3.7	-2.9	-2.1	-1.3	-0.4	0.4	0.9	0.9
42000	-4.7	-3.9	-3.1	-2.3	-1.5	-0.6	0.3	0.9	0.9
44000	-5	-4.2	-3.4	-2.6	-1.8	-0.8	0.1	0.9	0.9
45880	-5	-4.4	-3.6	-2.8	-1.9	-1.1	-0.1	0.8	0.9

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.40 ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Материалы данного раздела позволяют определить максимальную посадочную массу самолета и скорость захода на посадку в зависимости от конкретных условий аэродрома

Максимальная посадочная масса в зависимости от температуры воздуха, высоты аэродрома и состояния поверхности ВПП ограничивается:

- градиентами набора высоты при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем
- располагаемой длиной ВПП для посадки.

Меньшая, из полученных по этим ограничениям масс, принимается за максимально допустимую.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ

Ограничение посадочной массы по градиенту набора высоты

Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг (шасси убрано) с одним неработающим двигателем должен быть не менее 2,1%.

Максимально допустимая посадочная масса, ограниченная нормированным градиентом набора высоты при уходе на второй круг, определяется по номограммам на рисунках 1.03.18, 1.03.19 и 1.03.20. Она зависит от температуры наружного воздуха, барометрической высоты аэродрома и отборов воздуха от двигателей.

Ограничение посадочной массы по располагаемой посадочной дистанции

При наличии на ВПП атмосферных осадков определяется коэффициент коррекции длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП. График этой зависимости представлен на рисунке 1.03.25. Располагаемая посадочная дистанция должна быть уменьшена путем деления на коэффициент коррекции длины посадочной дистанции.

Если скорость конечного этапа захода на посадку (V_{APP}) превышает скорость V_{REF}, представленную в таблице 1.03.1 на 1.03.40 стр.19 или в таблице 1.03.2 на 1.03.40 стр.20, то располагаемую посадочную дистанцию необходимо уменьшить на 4,5% на каждые 5 kt превышения скорости V_{APP} над V_{REF}.

Максимально допустимая посадочная масса определяется по номограмме на рисунках 1.03.23 и 1.03.24 для полученного значения располагаемой посадочной дистанции, уклона ВПП, продольной составляющей скорости ветра, температуры воздуха и барометрической высоты аэродрома.

© ЗАО «ГСС»

Определение максимальной посадочной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,1% при уходе на второй круг

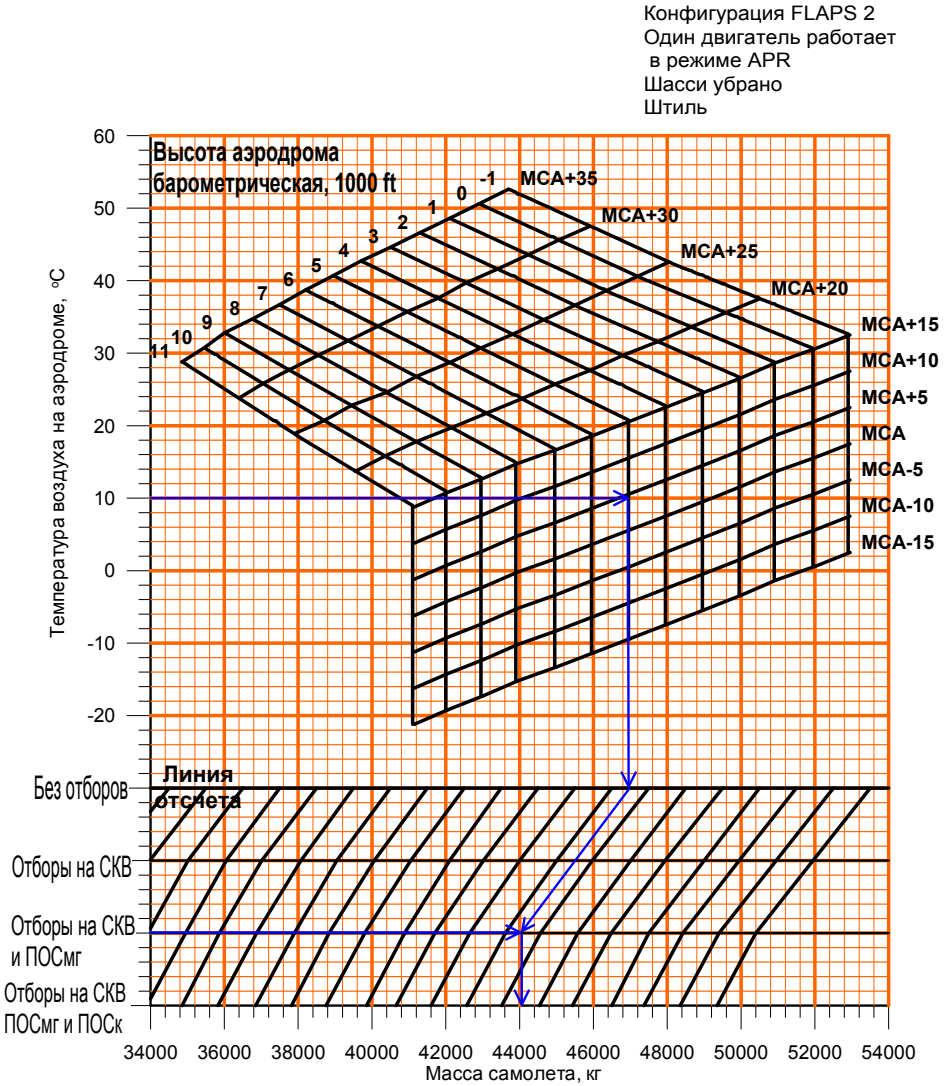


Рисунок 1.03.18

© ЗАО «ГСС»

Определение максимальной посадочной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,1% при уходе на второй круг

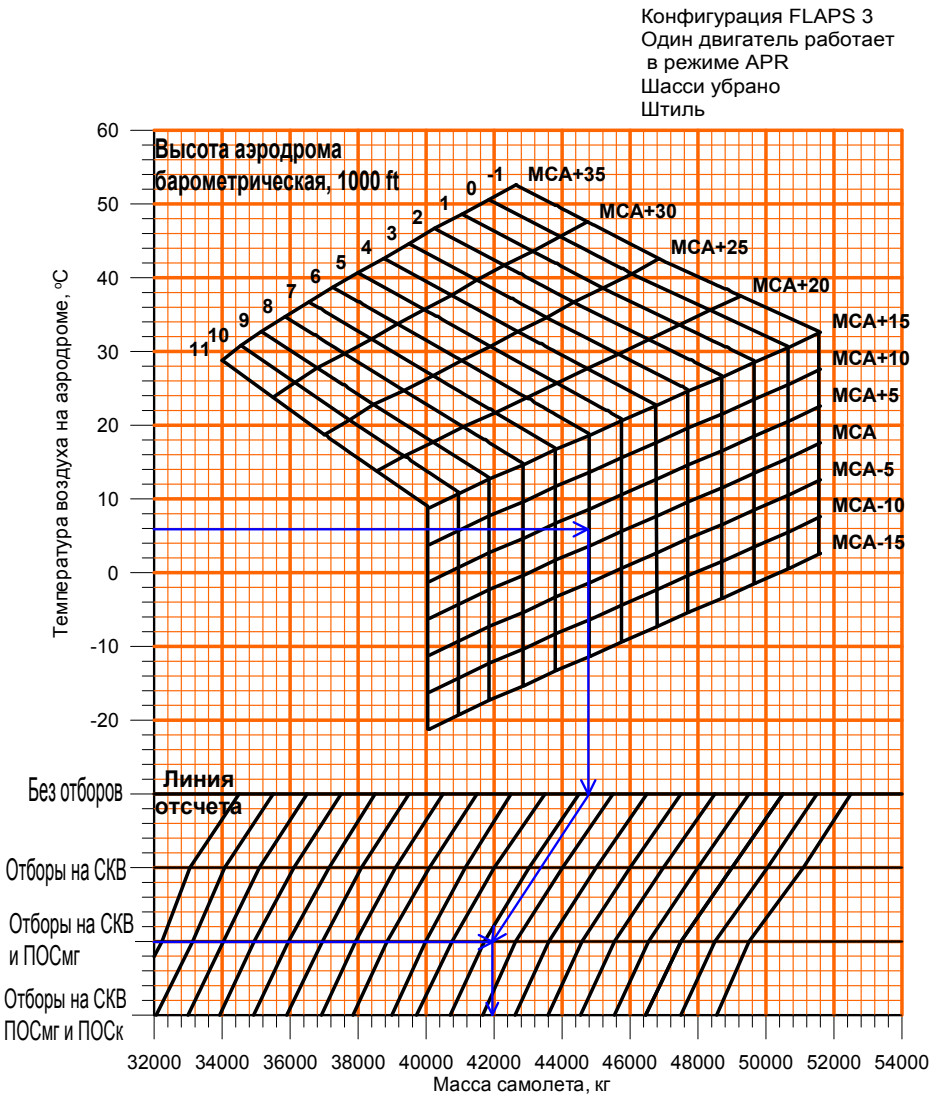


Рисунок 1.03.19

© ЗАО «ГСС»

Определение максимальной посадочной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,5% при уходе на второй круг

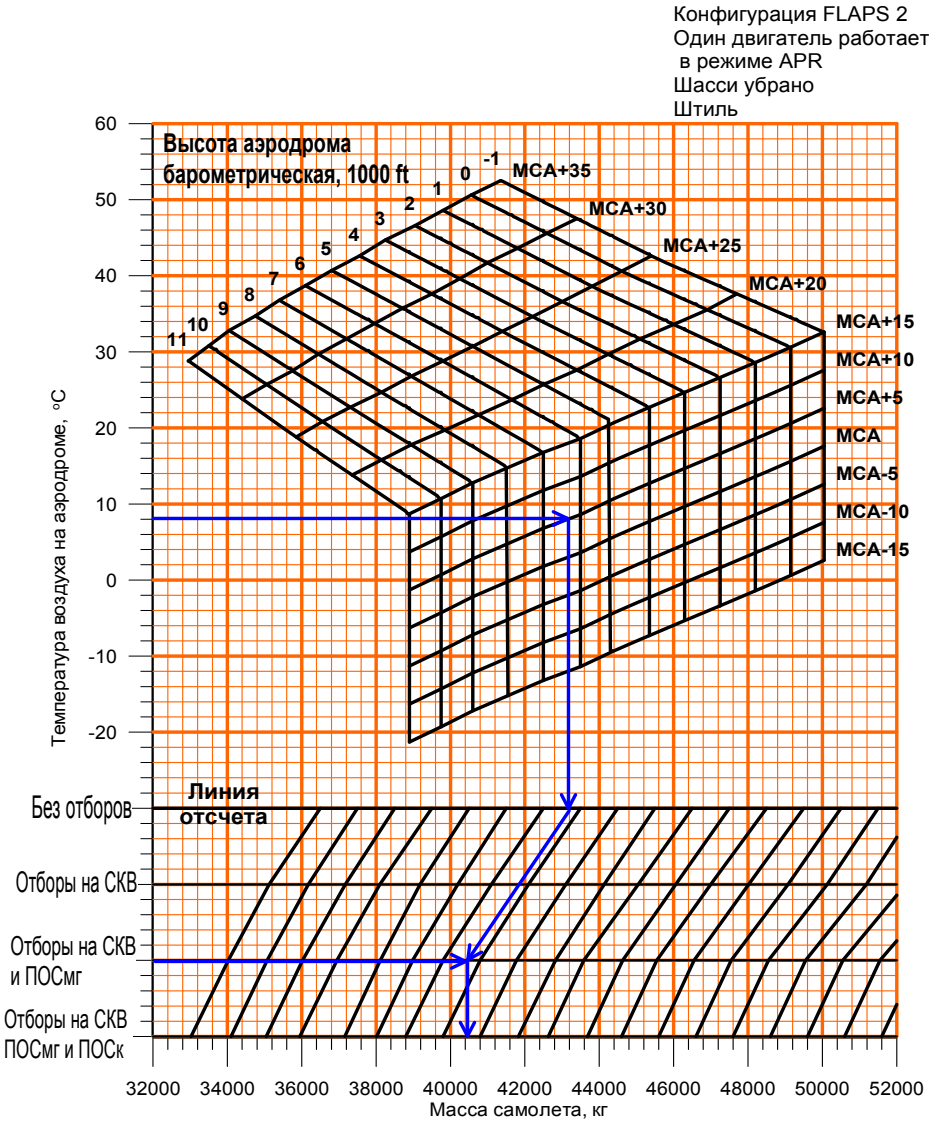


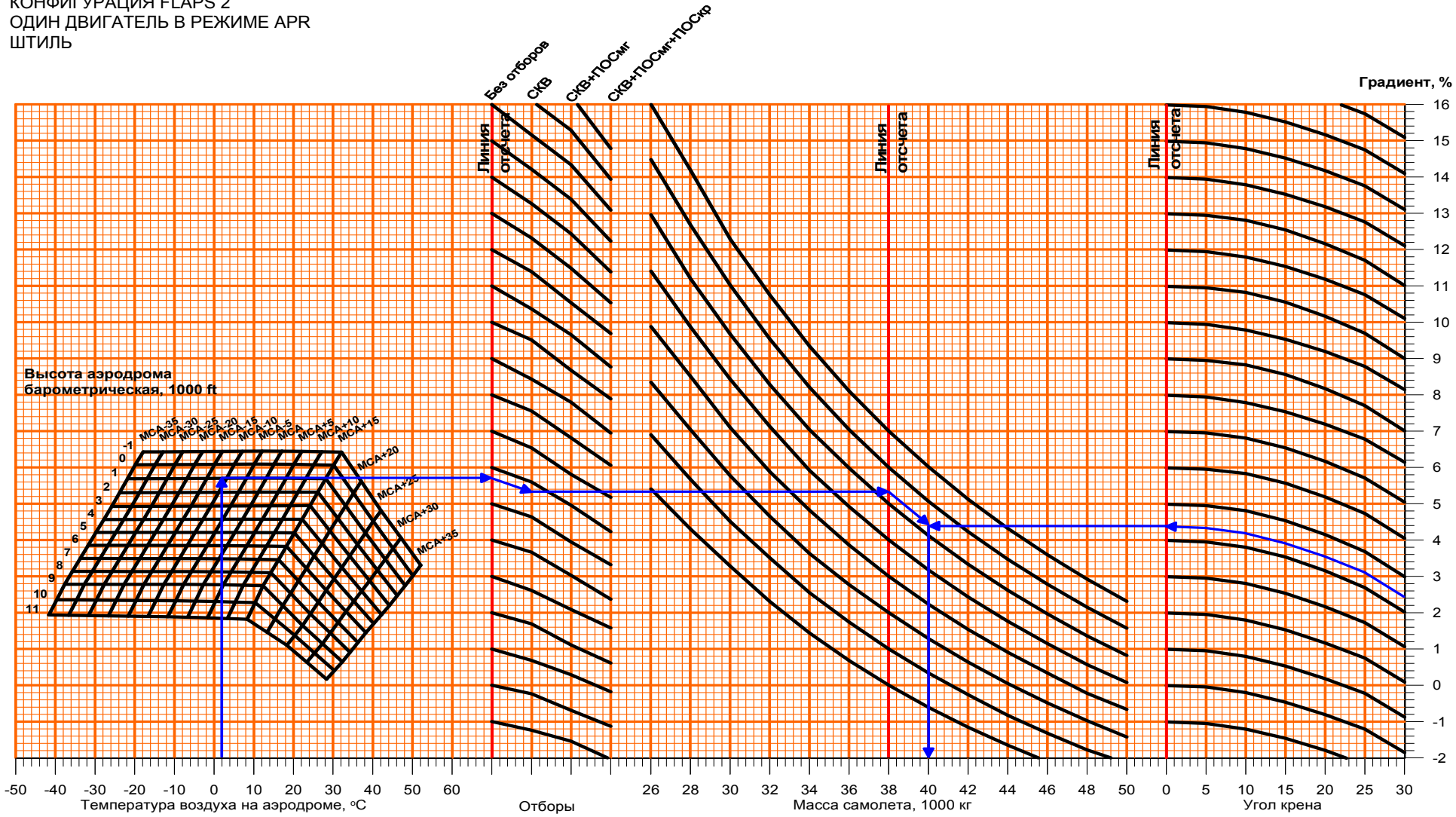
Рисунок 1.03.20

© ЗАО «ГСС»

.

Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS 2
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ В РЕЖИМЕ APR
ШТИЛЬ



МАССА САМОЛЁТА, ОГРАНИЧЕННАЯ ПОЛНЫМ ГРАДИЕНТОМ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Рисунок 1.03.21

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Ограничение посадочной массы по располагаемой посадочной дистанции

Конфигурация Flaps 3
Скорость V_{REF}
Без реверса
Сухая ВПП

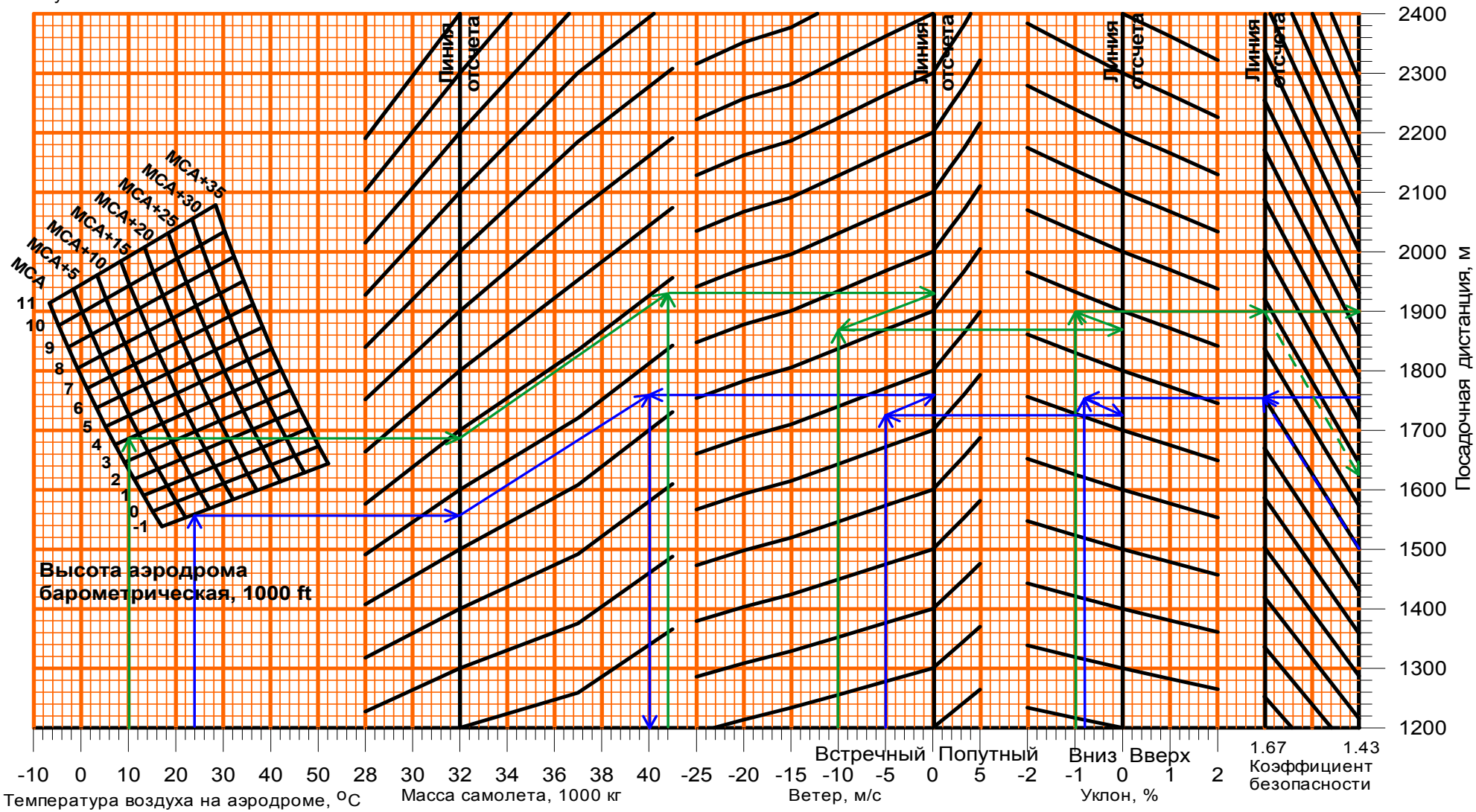


Рисунок 1.03.23

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Ограничение посадочной массы по располагаемой посадочной дистанции

Конфигурация Flaps Full
Скорость V_{REF}
Без реверса
Сухая ВПП

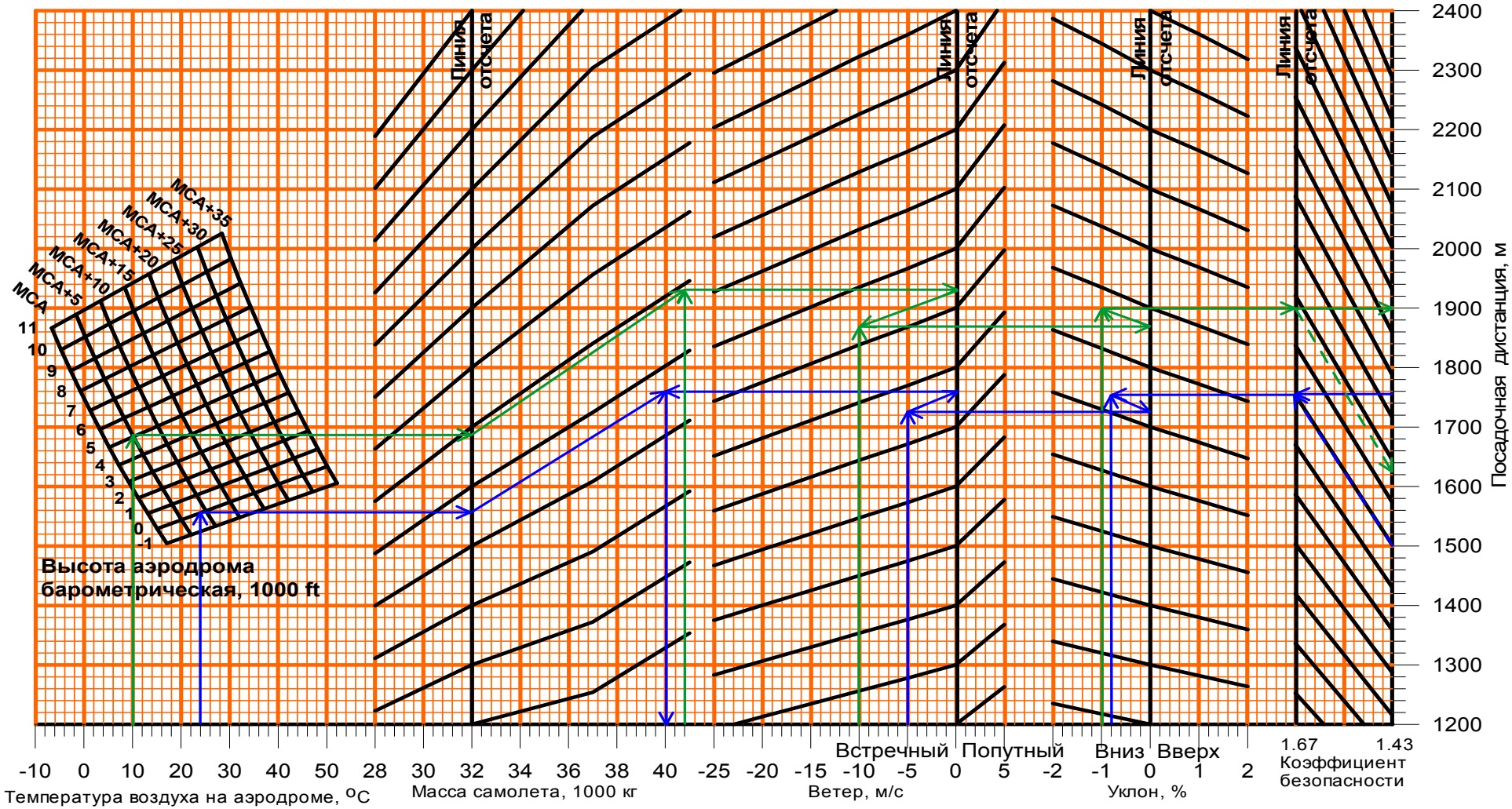


Рисунок 1.03.24

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Коэффициент коррекции длины посадочной дистанции

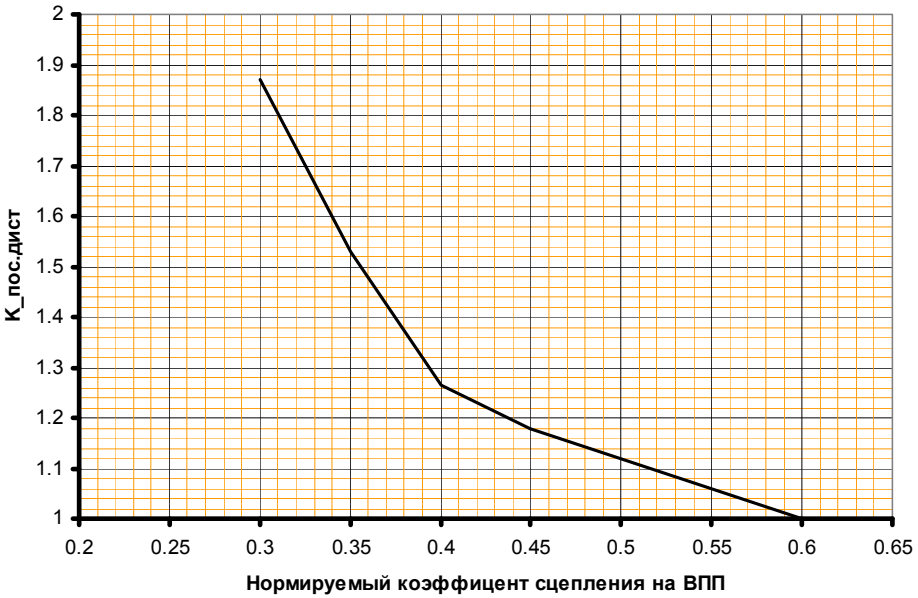


Рисунок 1.03.25

© ЗАО «ГСС»

ФАКТИЧЕСКАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ПОСАДКА В РУЧНОМ РЕЖИМЕ

Примечание: Для предварительного расчета посадки должны использоваться потребные посадочные дистанции. Данные по фактическим посадочным дистанциям имеют справочный характер.

Режим СДУ Direct Mode, ТЩ не выпускаются, МСА, штиль, передняя центровка

Конфигурация	Уровень торможения	Состояние ВПП	ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС (1000 КГ)									
			26	28	30	32	34	36	38	40	42	44
			ФАКТИЧЕСКАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (Метры)									
0	max	СУХАЯ	1093	1128	1162	1198	1261	1340	1426	1508	1597	1688
		МОКРАЯ	1632	1703	1773	1847	1951	2051	2155	2255	2359	2464
	normal	СУХАЯ	1262	1304	1347	1391	1457	1518	1582	1642	1706	1769
		МОКРАЯ	1262	1304	1347	1391	1457	1518	1582	1642	1706	1769
1	max	СУХАЯ	993	1015	1038	1060	1083	1140	1206	1274	1346	1421
		МОКРАЯ	1462	1518	1575	1631	1687	1767	1851	1935	2024	2113
	normal	СУХАЯ	1150	1184	1218	1252	1286	1337	1388	1440	1495	1550
		МОКРАЯ	1150	1184	1218	1252	1286	1337	1388	1440	1495	1550
2	max	СУХАЯ	883	927	971	1013	1051	1082	1115	1145	1194	1259
		МОКРАЯ	1266	1342	1419	1494	1573	1648	1730	1808	1886	1967
	normal	СУХАЯ	1026	1076	1125	1174	1225	1275	1325	1374	1423	1475
		МОКРАЯ	1026	1076	1125	1174	1225	1275	1325	1374	1423	1475
3	max	СУХАЯ	753	785	822	858	892	929	968	1009	1050	1089
		МОКРАЯ	1094	1151	1217	1282	1347	1415	1483	1550	1618	1685
	normal	СУХАЯ	927	966	1011	1055	1098	1144	1189	1234	1279	1323
		МОКРАЯ	927	966	1011	1055	1098	1144	1189	1234	1279	1323
Full	max	СУХАЯ	786	823	862	899	934	970	1004	1043	1083	1124
		МОКРАЯ	1116	1180	1247	1313	1379	1448	1514	1582	1651	1719
	normal	СУХАЯ	924	966	1011	1055	1098	1143	1185	1230	1274	1318
		МОКРАЯ	924	966	1011	1055	1098	1143	1185	1230	1274	1318

© ЗАО «ГСС»

ПОПРАВКА НА ВЫСОТУ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА

Конфигурация	Уровень замедления	Состояние ВПП	Поправка выше уровня моря на каждую 1000 футов	Поправочные коэффициенты на температуру	
				МСА+15°С	МСА+30°С
FLAPS 0	max	СУХАЯ	3.16%	1.05	1.1
		МОКРАЯ	3.75%	1.06	1.12
	normal	СУХАЯ	3.11%	1.05	1.1
		МОКРАЯ	3.11%	1.05	1.1
FLAPS 1	max	СУХАЯ	3.05%	1.05	1.1
		МОКРАЯ	3.67%	1.06	1.12
	normal	СУХАЯ	3.03%	1.05	1.1
		МОКРАЯ	3.03%	1.05	1.1
FLAPS 2	max	СУХАЯ	3.61%	1.06	1.11
		МОКРАЯ	3.60%	1.06	1.12
	normal	СУХАЯ	2.99%	1.05	1.1
		МОКРАЯ	2.99%	1.05	1.1
FLAPS 3	max	СУХАЯ	3.11%	1.05	1.1
		МОКРАЯ	3.54%	1.06	1.11
	normal	СУХАЯ	2.92%	1.05	1.1
		МОКРАЯ	2.92%	1.05	1.1
FLAPS FULL	max	СУХАЯ	3.11%	1.05	1.05
		МОКРАЯ	3.50%	1.05	1.05
	normal	СУХАЯ	2.89%	1.05	1.05
		МОКРАЯ	2.89%	1.05	1.05

Примечание: Нормальный уровень замедления normal достигается при отклонении педалей на 85% от полного хода с уровнем усилия на конце хода до 24 кг. Максимальный уровень замедления max достигается при отклонении педалей более 85% от полного хода с уровнем усилия на конце хода с 24 до 38 кг.

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДКА В РУЧНОМ РЕЖИМЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕЖИМОВ АВТОМАТИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ

ФАКТИЧЕСКАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (м), МСА, H=0, штиль						
КОНФИГУРАЦИЯ	**FLAPS 3**			**FLAPS FULL**		
ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС, кг	РЕЖИМ ТОРМОЖЕНИЯ			РЕЖИМ ТОРМОЖЕНИЯ		
	LOW	MED	MAX	LOW	MED	MAX
26000	1246	1039	927	1195	999	894
28000	1316	1093	973	1261	1050	937
30000	1387	1147	1018	1327	1101	980
32000	1457	1201	1083	1394	1152	1023
34000	1527	1255	1109	1460	1203	1065
36000	1598	1309	1154	1526	1254	1108
38000	1668	1364	1200	1593	1306	1151
40000	1739	1418	1245	1659	1357	1194
42000	1809	1472	1291	1726	1408	1237
ПОПРАВКА, %						
На высоту (на каждые 1000 ft)	2.49	2.29	2.15	2.70	2.55	2.43
На попутный ветер (на каждый kt)	1.97	1.82	1.71	2.00	1.84	1.73
На температуру (на каждый градус C)	0.28	0.27	0.25	0.28	0.26	0.25

Примечание: Коррекция на температуру проводится только при температуре выше МСА.

Для предварительного расчета посадки должны использоваться потребные посадочные дистанции. Данные по фактическим посадочным дистанциям имеют справочный характер.

Режим СДУ Direct Mode, ТЩ не выпускаются, МСА, штиль, передняя центровка

Примечание: При посадке с превышением максимального посадочного веса фактическая посадочная дистанция увеличивается в сравнении с посадочной дистанцией для веса 41 т на 2% на каждую тонну превышения веса самолёта.

© ЗАО «ГСС»

ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦЯ

Режим СДУ – Direct Mode, ТЩ не выпускаются, штиль, передняя центровка

Высота расположения аэродрома 0 м. Коэффициент безопасности = 1,67

Конфигурация	Уровень замедления	Состояние ВПП	ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС (1000 КГ)									
			26	28	30	32	34	36	38	40	42	44
			ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (Метры)									
3	max	СУХАЯ	1258	1310	1372	1433	1490	1551	1617	1685	1754	1818
		МОКРАЯ	1827	1922	2032	2141	2249	2363	2477	2589	2702	2814
	normal	СУХАЯ	1548	1613	1688	1761	1833	1910	1986	2061	2135	2209
		МОКРАЯ	1548	1613	1688	1761	1833	1910	1986	2061	2135	2209
Full	max	СУХАЯ	1312	1374	1439	1502	1559	1620	1676	1742	1808	1878
		МОКРАЯ	1863	1971	2082	2193	2303	2418	2528	2642	2756	2871
	normal	СУХАЯ	1543	1614	1688	1761	1833	1909	1979	2054	2127	2201
		МОКРАЯ	1543	1614	1688	1761	1833	1909	1979	2054	2127	2201

Примечание: Нормальный уровень замедления normal достигается при отклонении педалей на 85% от полного хода с уровнем усилия на конце хода до 24 кг.
Максимальный уровень замедления max достигается при отклонении педалей более 85% от полного хода с уровнем усилия на конце хода с 24 до 38 кг.

Примечание: Поправки на превышение аэродрома над уровнем моря смотреть на следующей странице.

© ЗАО «ГСС»

ПОПРАВКА НА ВЫСОТУ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА

Конфигурация	Уровень замедления	Состояние ВПП	Поправка выше уровня моря на каждую 1000 футов
FLAPS 3	max	СУХАЯ	3.11%
		МОКРАЯ	3.54%
	normal	СУХАЯ	2.92%
		МОКРАЯ	2.92%
FLAPS FULL	max	СУХАЯ	3.11%
		МОКРАЯ	3.50%
	normal	СУХАЯ	2.89%
		МОКРАЯ	2.89%

Примечание: Нормальный уровень замедления normal достигается при отклонении педалей на 85% от полного хода с уровнем усилия на конце хода до 24 кг.
Максимальный уровень замедления max достигается при отклонении педалей более 85% от полного хода с уровнем усилия на конце хода с 24 до 38 кг.

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДОЧНЫЕ СКОРОСТИ

РЕЖИМ СДУ – DIRECT MODE, ПЕРЕДНЯЯ ЦЕНТРОВКА.

Таблица 1.03.1

	Vref, kt					
Масса самолета, кг	FLAPS 0	FLAPS 1	FLAPS 1+F	FLAPS 2	FLAPS 3	FULL
24000	152	132	118	116	114	112
26000	158	138	122	118	118	115
28000	164	143	127	122	123	119
30000	170	148	131	127	127	123
32000	176	152	136	131	131	128
34000	181	156	140	135	135	131
36000	187	161	144	139	139	135
38000	192	165	148	142	143	139
40000	198	169	152	146	147	143
42000	203	173	156	150	150	146
44000	208	176	160	153	154	150
46000	212	180	164	157	157	153

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ СДУ – NORMAL MODE,

Таблица 1.03.2

	Vref, kt					
Масса самолета, кг	FLAPS 0	FLAPS 1	FLAPS 1+F	FLAPS 2	FLAPS 3	FULL
24000	152	132	118	116	114	112
26000	158	138	122	118	118	115
28000	164	143	127	122	123	119
30000	170	148	131	127	127	123
32000	176	152	136	131	131	128
34000	181	156	140	135	135	131
36000	187	161	144	139	139	135
38000	192	165	148	142	143	139
40000	198	169	152	146	147	143
42000	203	173	156	150	150	146
44000	208	176	160	153	154	150
46000	212	180	164	157	157	153

© ЗАО «ГСС»

Минимальная скорость захода на посадку в посадочных конфигурациях, (Normal procedure) СДУ – Normal Mode.

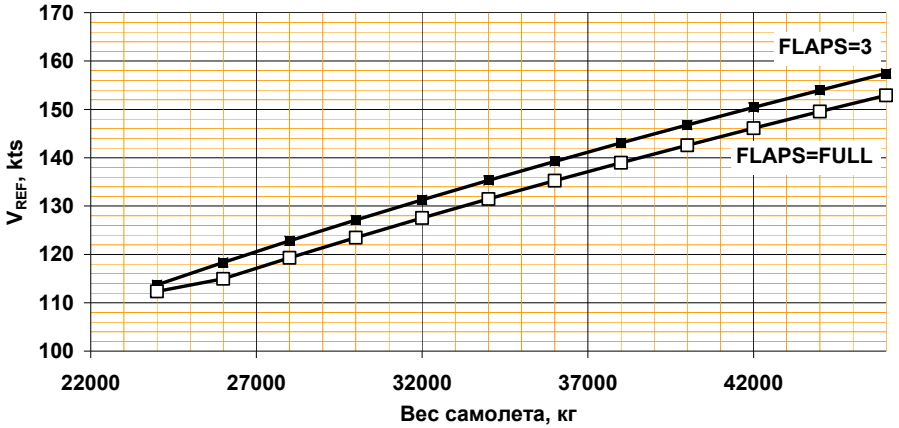


Рисунок 1.03.26

Минимальная скорость захода на посадку в конфигурациях ожидания и взлетной, (Abnormal procedure) СДУ – Normal Mode.

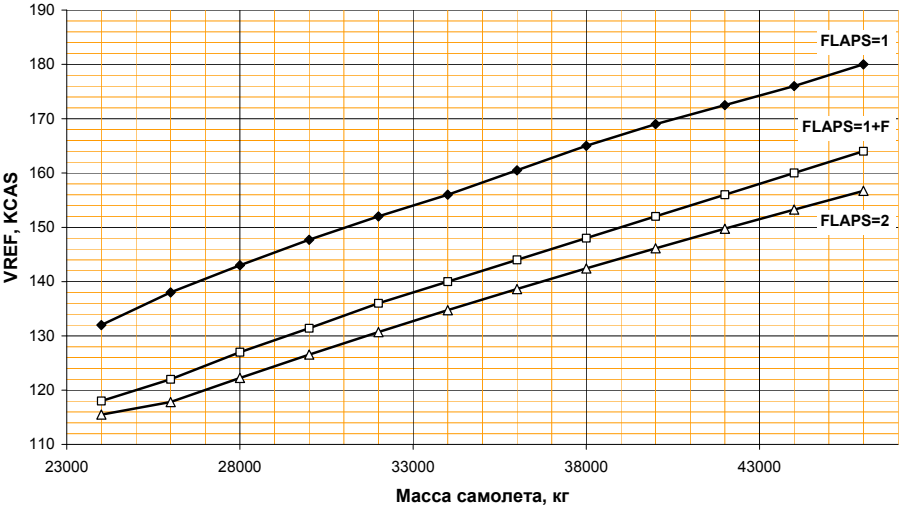


Рисунок 1.03.27

© ЗАО «ГСС»

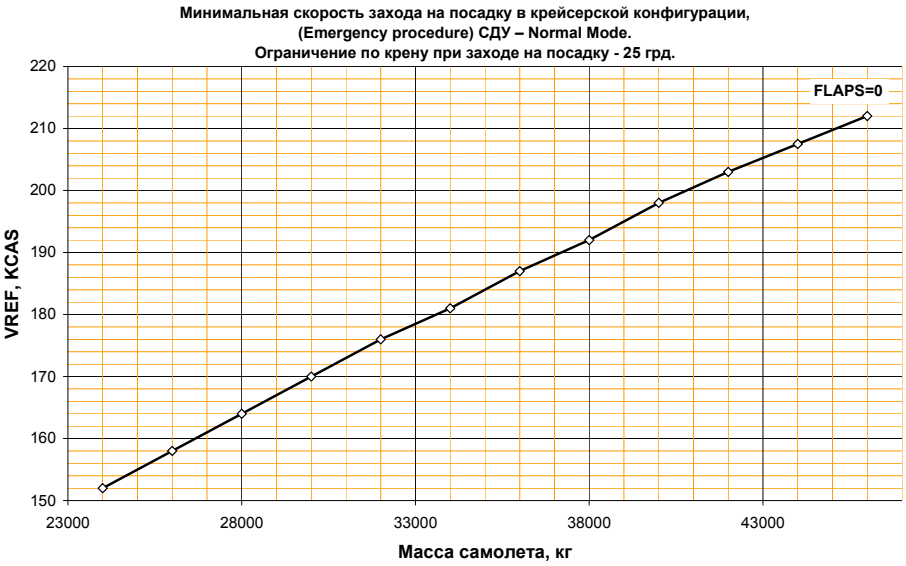


Рисунок 1.03.28

© ЗАО «ГСС»

СВОДКА ХАРАКТЕРНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

В данном разделе приведены:

- зависимости скорости сваливания от массы самолета и выбранного положения закрылков
- минимальные скорости установившегося горизонтального полета с БРУ полностью отклоненной «на себя» при работе СДУ в NORMAL MODE в зависимости от массы самолета и выбранного положения закрылков

ПРИМЕЧАНИЕ:
Скорости сваливания и минимальные скорости полета, соответствуют скоростям полета самолета с убранными интерцепторами и не зависят от положения шасси.

МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ПРИ ПОЛНОМ ОТКЛОНЕНИИ БРУ НА КАБРИРОВАНИЕ

Таблица 1.03.3

Масса самолета, кг	V_{MIN}, kt					
	FLAPS 0	FLAPS 1	FLAPS 1+F	FLAPS 2	FLAPS 3	FLAPS FULL
24000	135	118	104	96	94	92
26000	141	122	108	100	98	96
28000	146	127	112	104	102	99
30000	151	131	116	107	106	103
32000	156	136	120	111	109	106
34000	161	140	124	114	113	109
36000	166	144	127	118	116	113
38000	171	148	131	121	119	116
40000	175	152	134	124	122	119
42000	180	156	138	127	125	122
44000	184	159	141	130	128	125
46000	189	163	144	133	131	127

© ЗАО «ГСС»

СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ

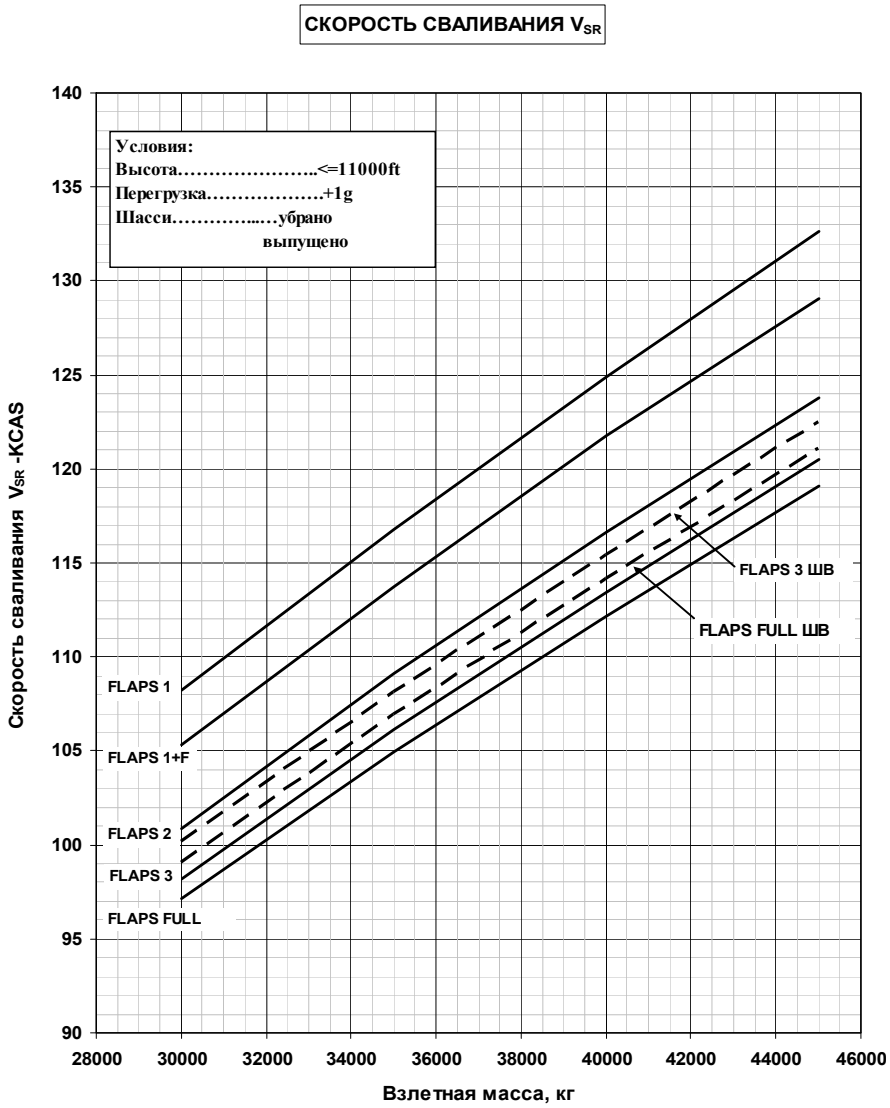


Рисунок 1.03.29

© ЗАО «ГСС»

Скорость сваливания VSR для конфигурации FLAPS 0

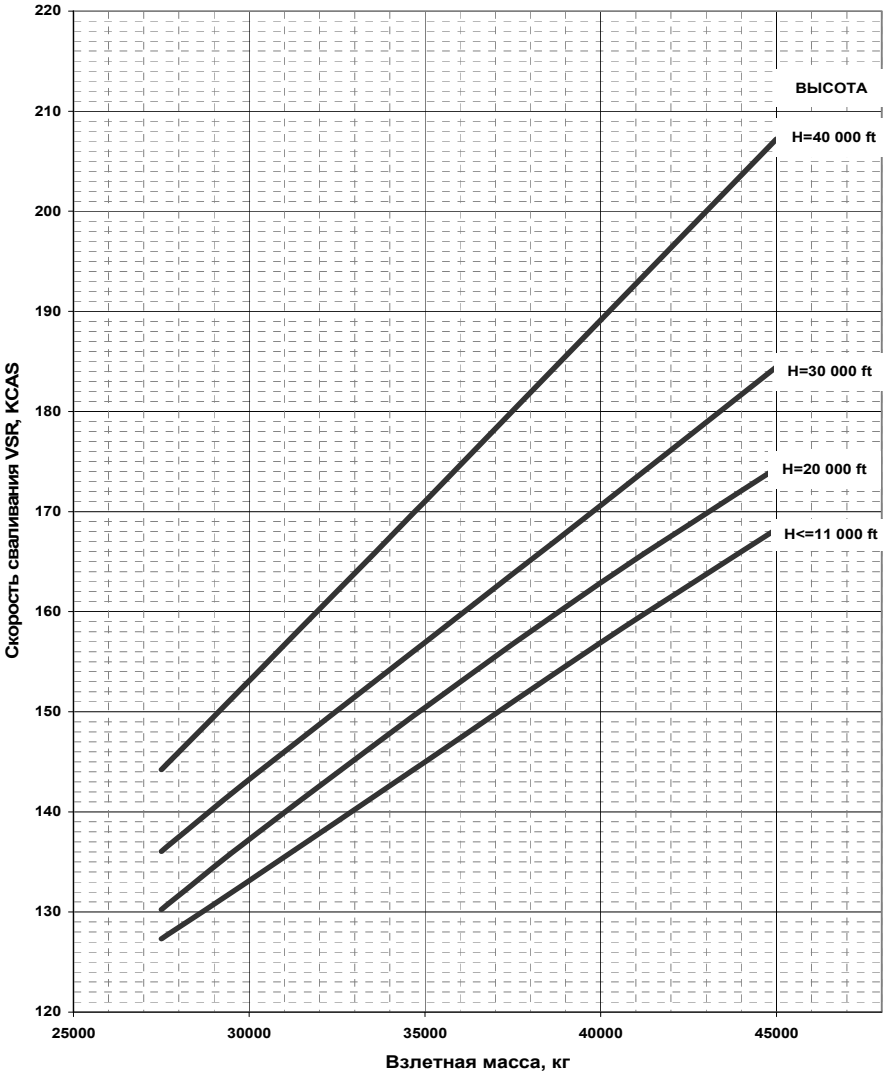


Рисунок 1.03.30

© ЗАО «ГСС»

Скорость сваливания Vsr для конфигурации 1

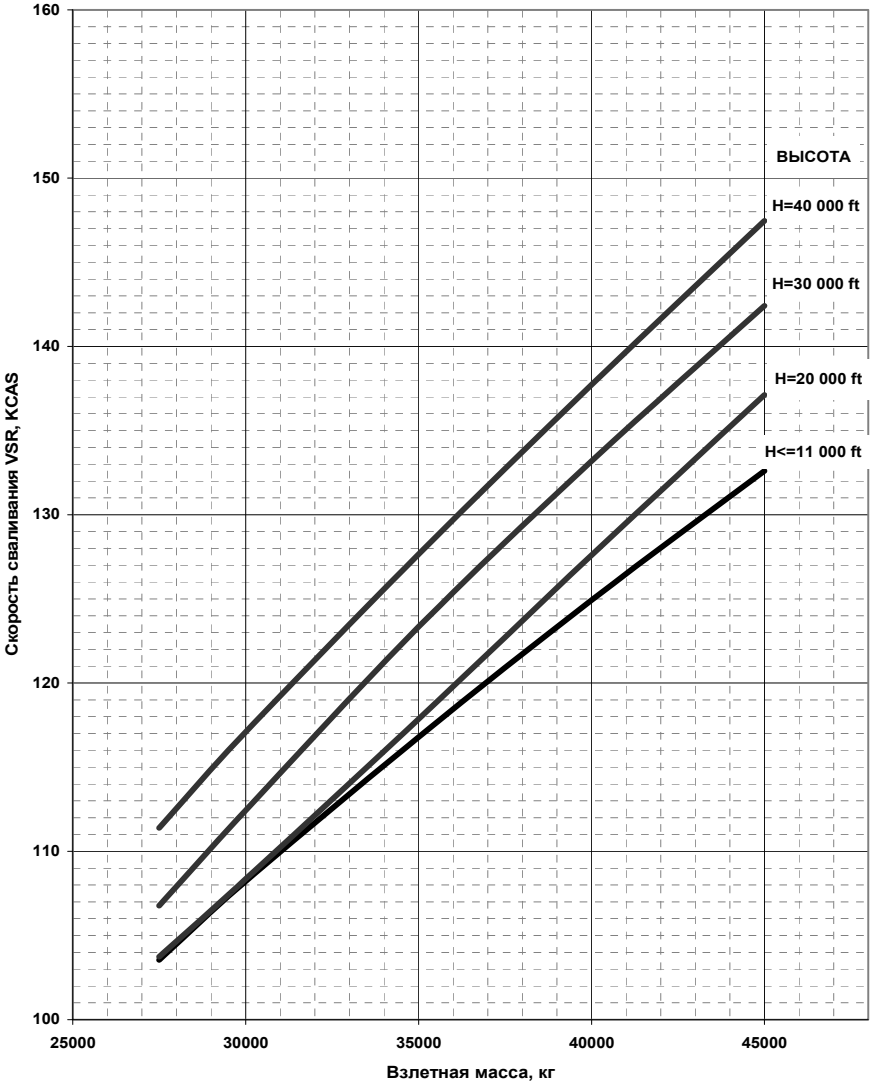


Рисунок 1.03.31

© ЗАО «ГСС»

03.50 ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ

РАСХОД ТОПЛИВА, ДАЛЬНОСТЬ И ВРЕМЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ И НАЧАЛЬНАЛЬНОМ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

На рисунках 1.03.32 и 1.03.33 представлены время взлёта, взлётная дистанция и расход топлива на взлёт самолёта при следующих условиях:

- двигатель: SaM146G
- разгон на высоте 1500ft до скорости 250 kt
- СКВ И ПОС:выключены
- Действительно для всех температур
- ВПП сухая
- Штиль
- Уклона ВПП нет

© ЗАО «ГСС»

Положение закрылков «1+F»

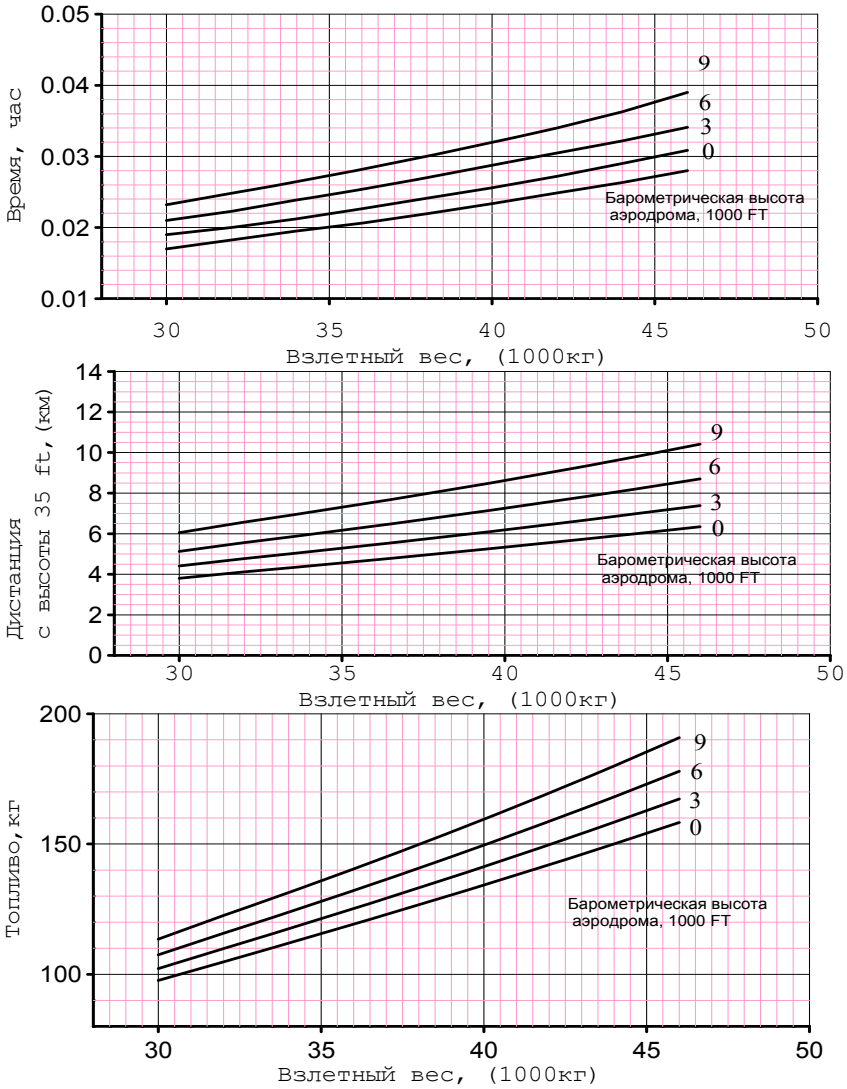
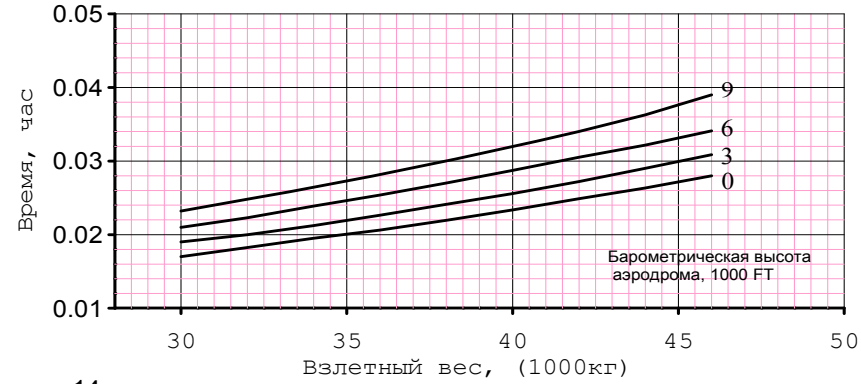
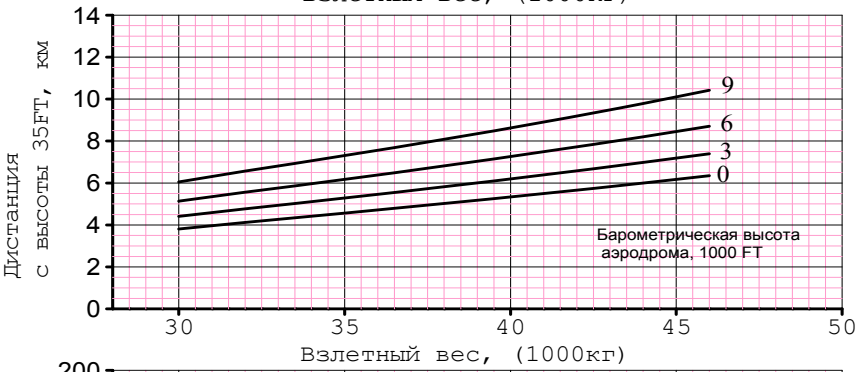


Рисунок 1.03.32

Положение закрылков «2»





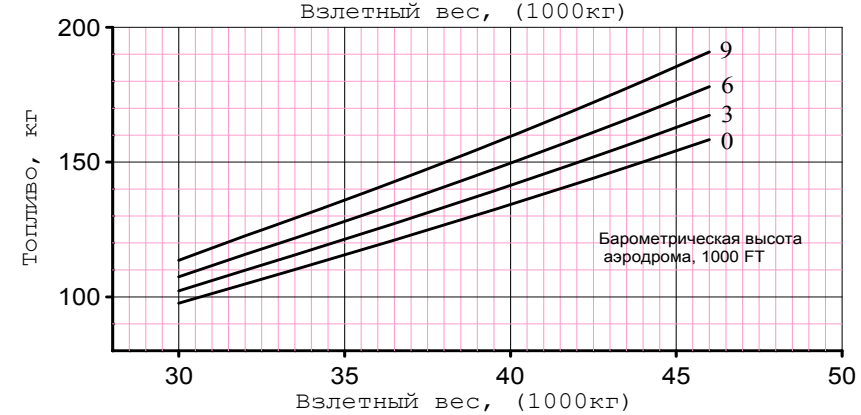


Рисунок 1.03.33

© ЗАО «ГСС»

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

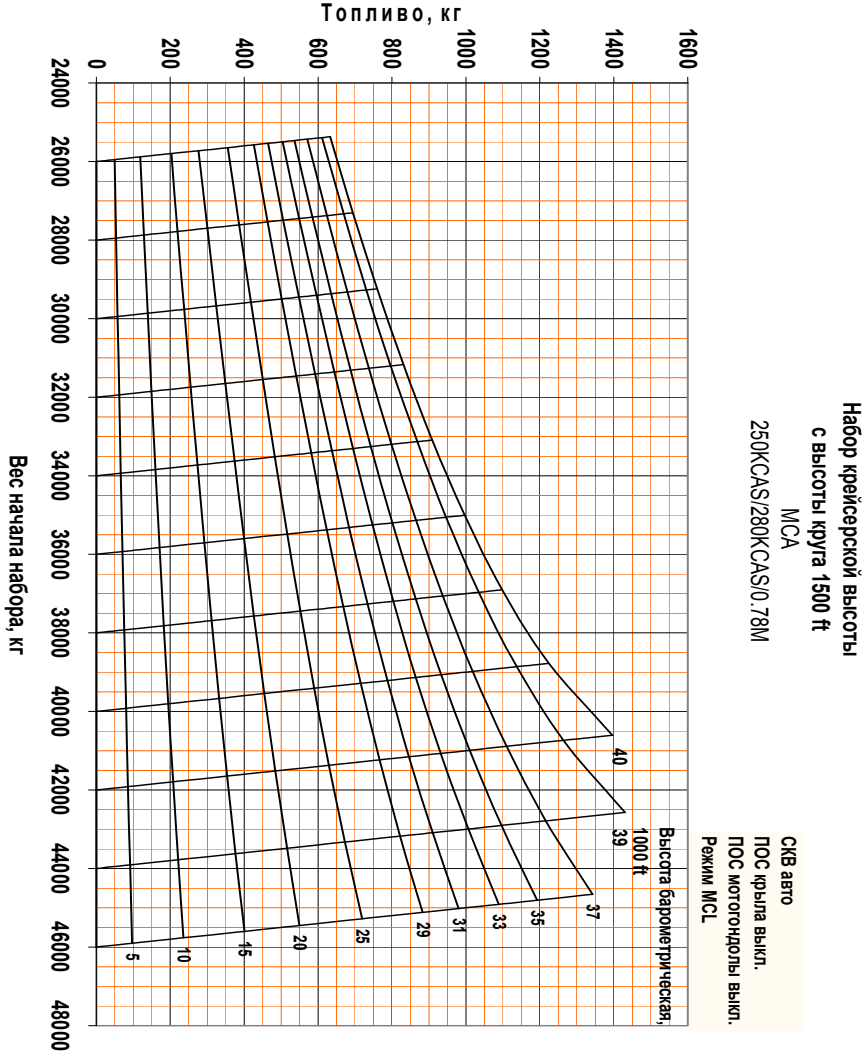


Рисунок 1.03.34

© ЗАО «ГСС»

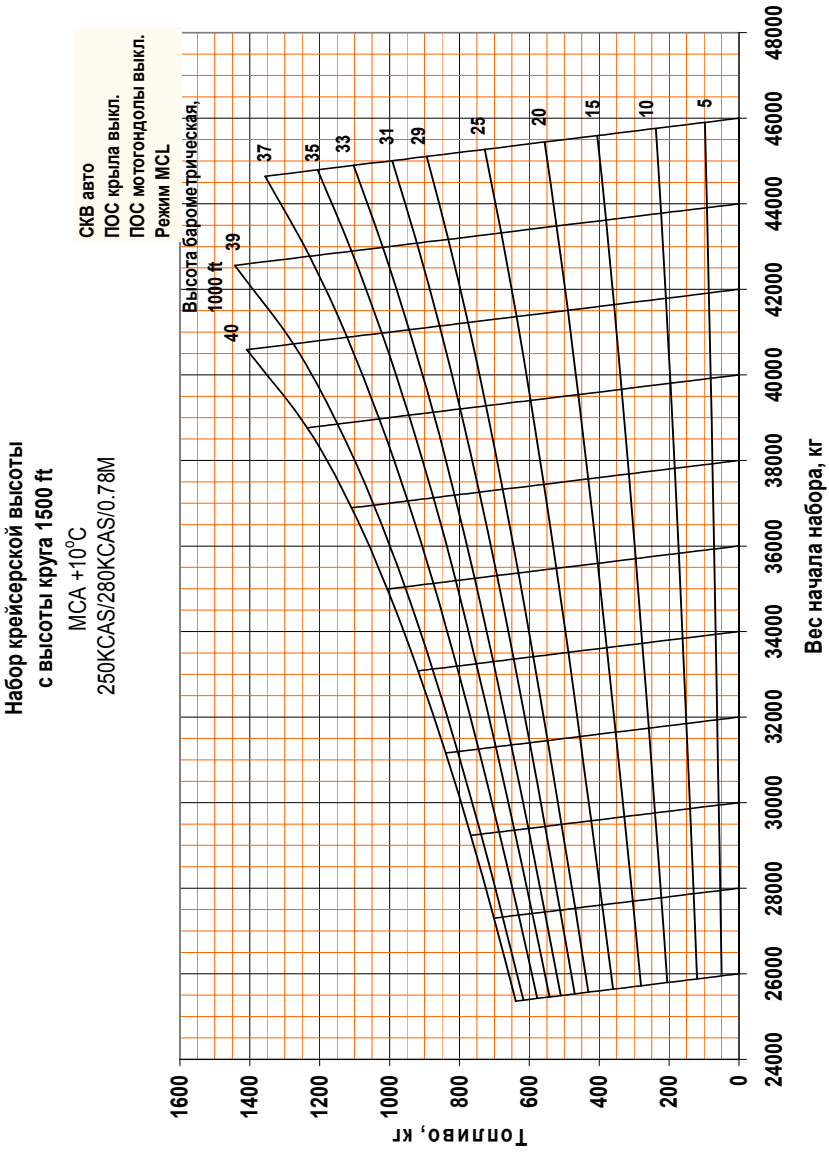


Рисунок 1.03.35

© ЗАО «ГСС»

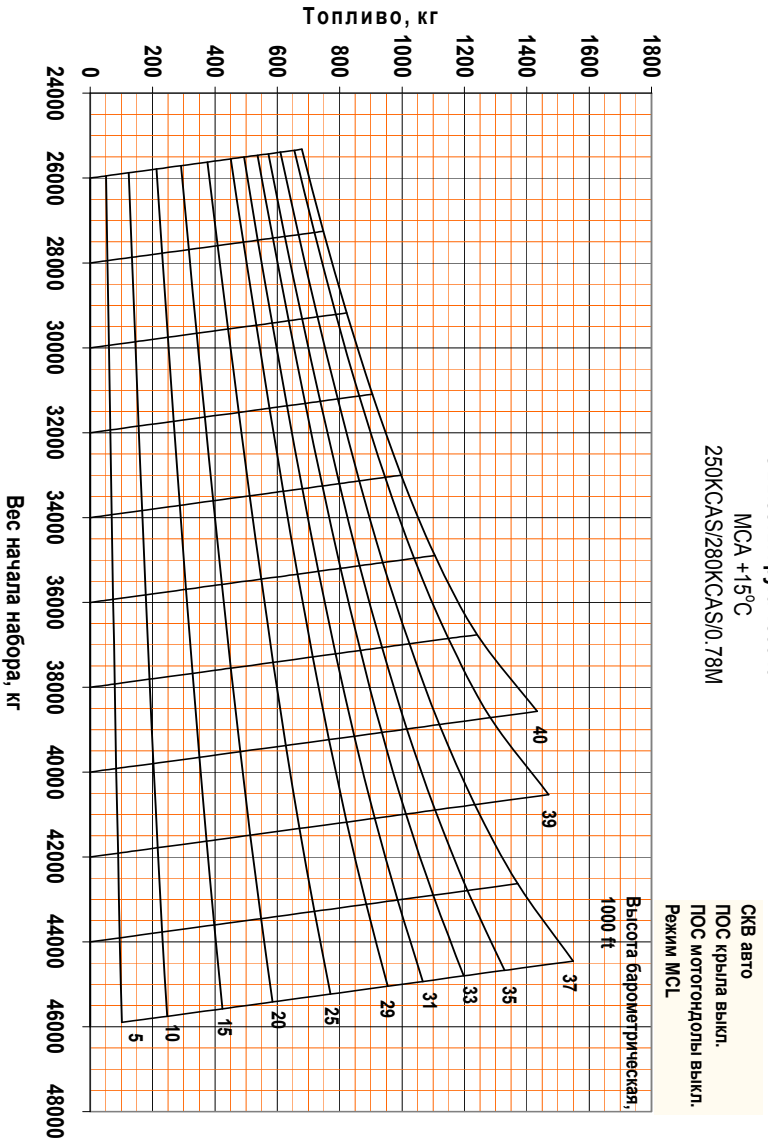


Рисунок 1.03.36

© ЗАО «ГСС»

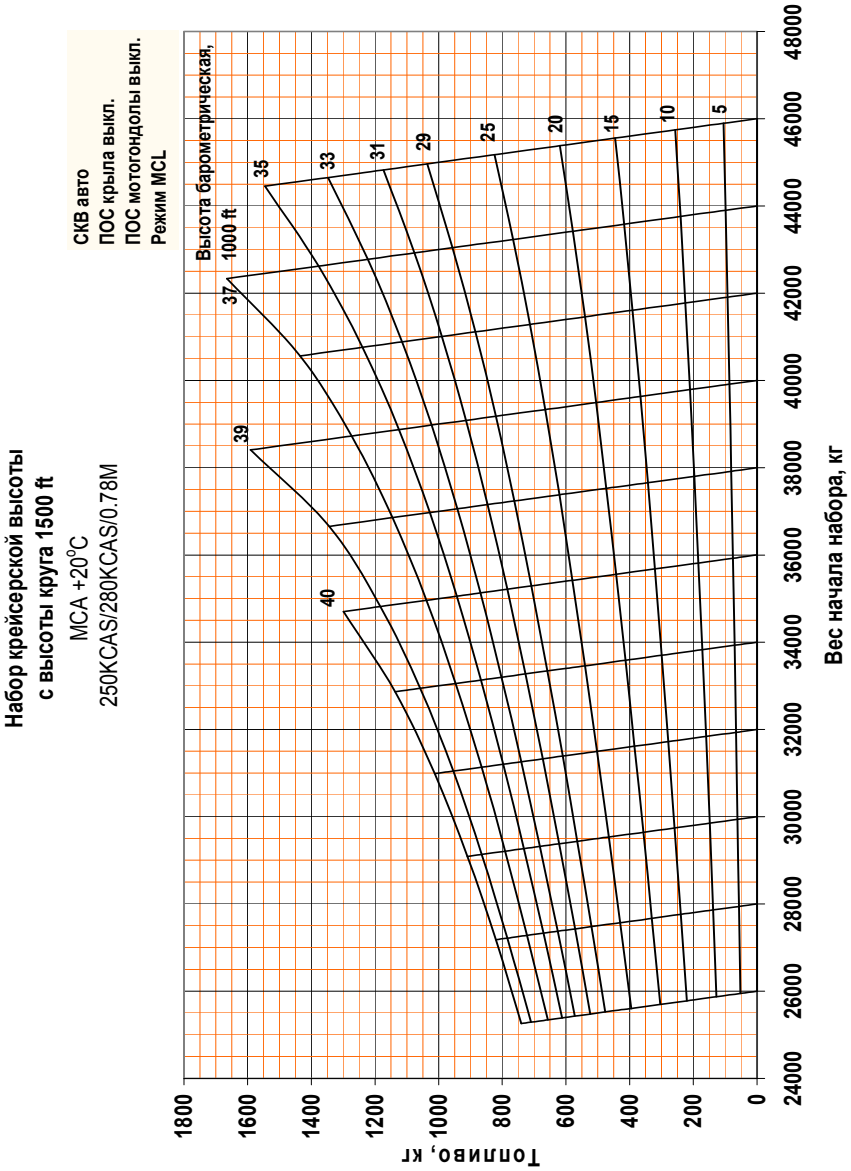


Рисунок 1.03.37

© ЗАО «ГСС»

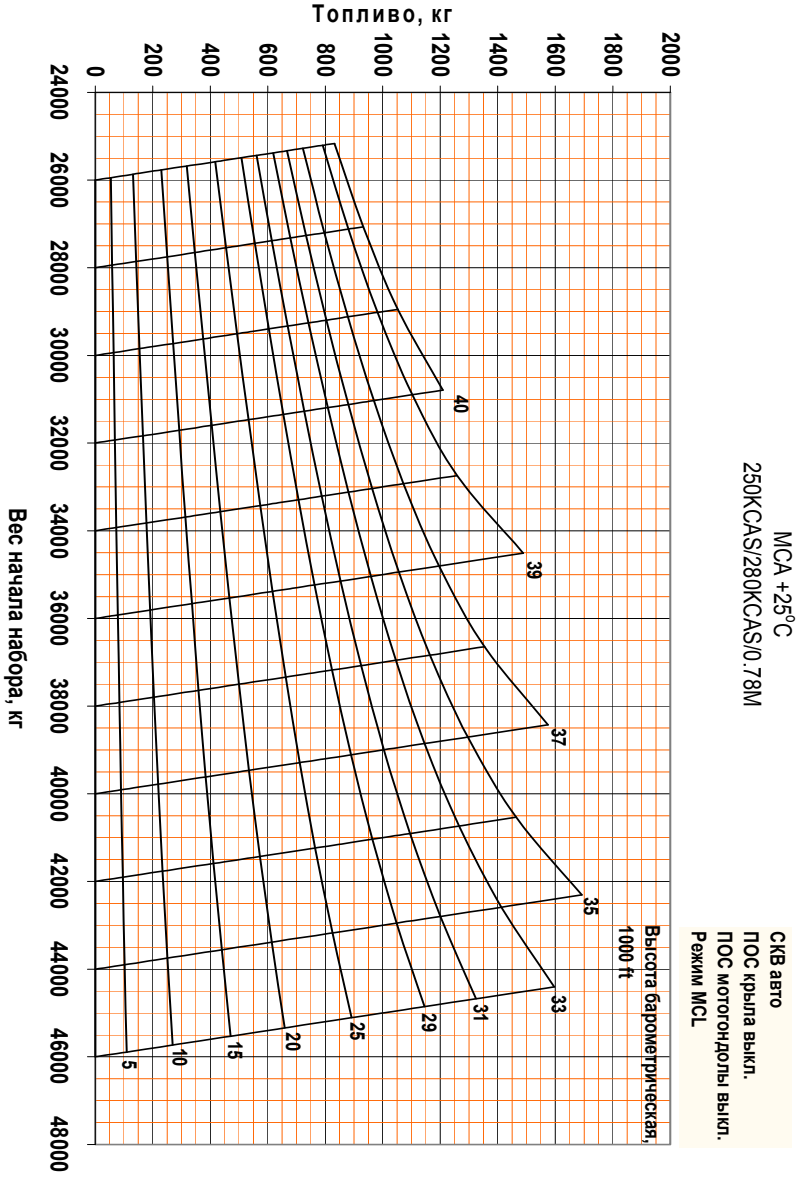


Рисунок 1.03.38

© ЗАО «ГСС»

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

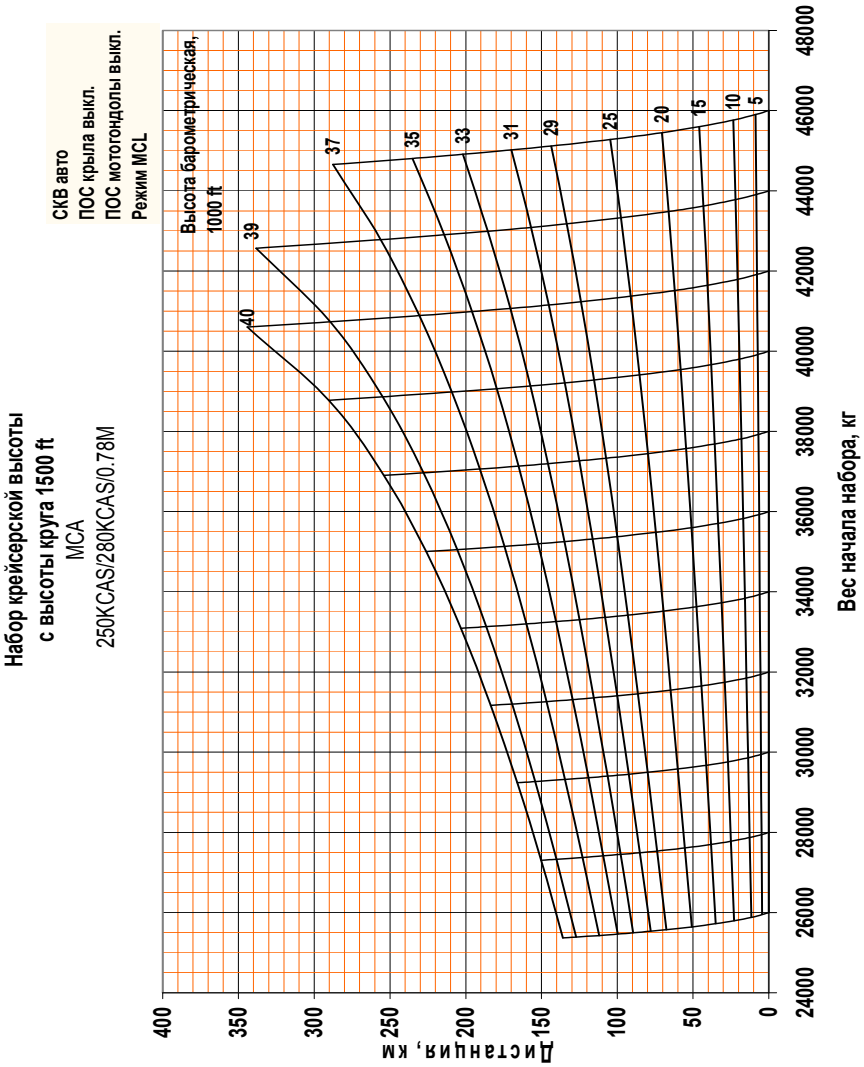


Рисунок 1.03.39

© ЗАО «ГСС»

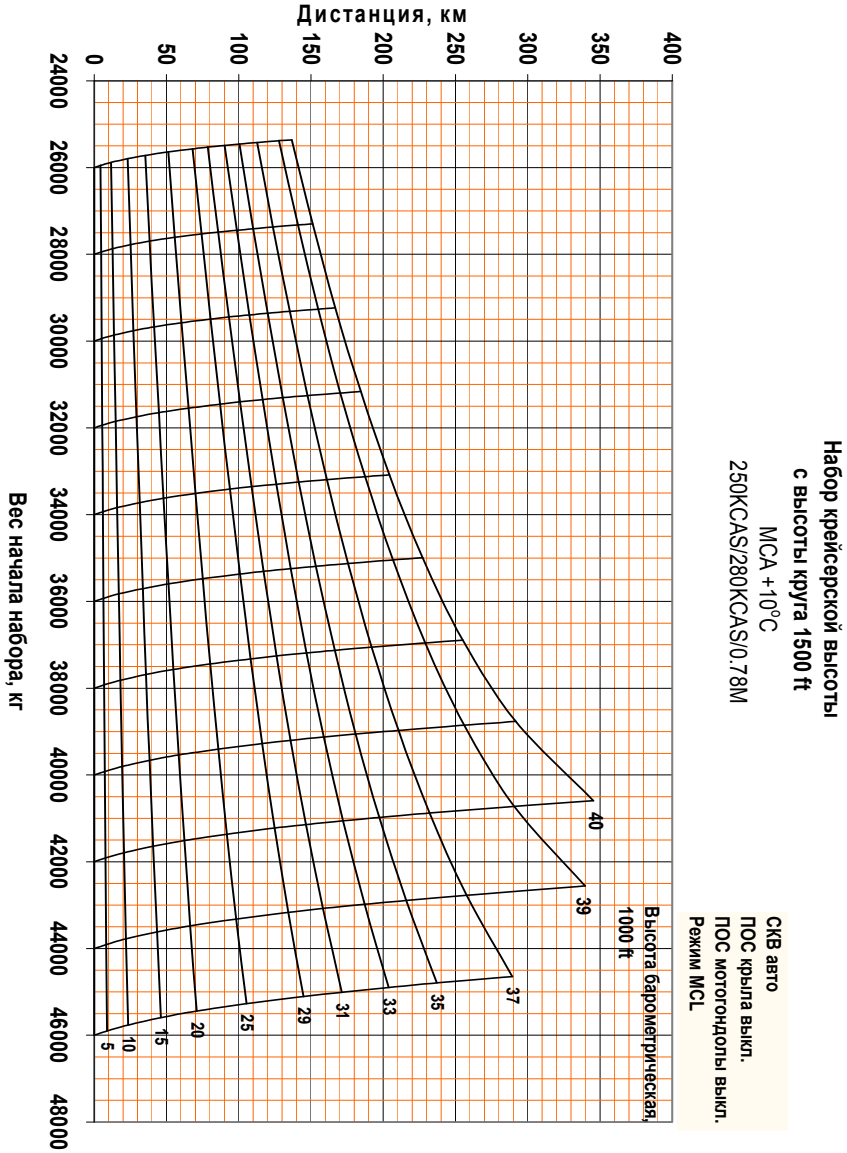


Рисунок 1.03.40

© ЗАО «ГСС»

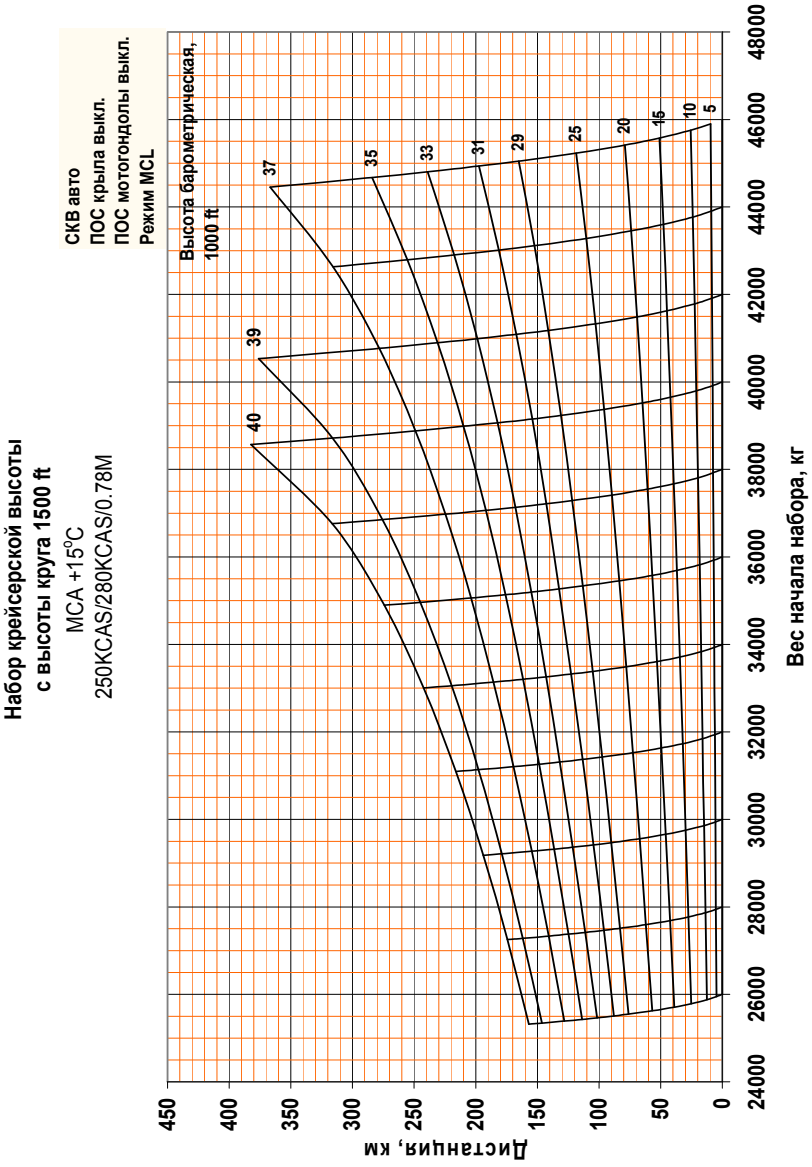


Рисунок 1.03.41

© ЗАО «ГСС»

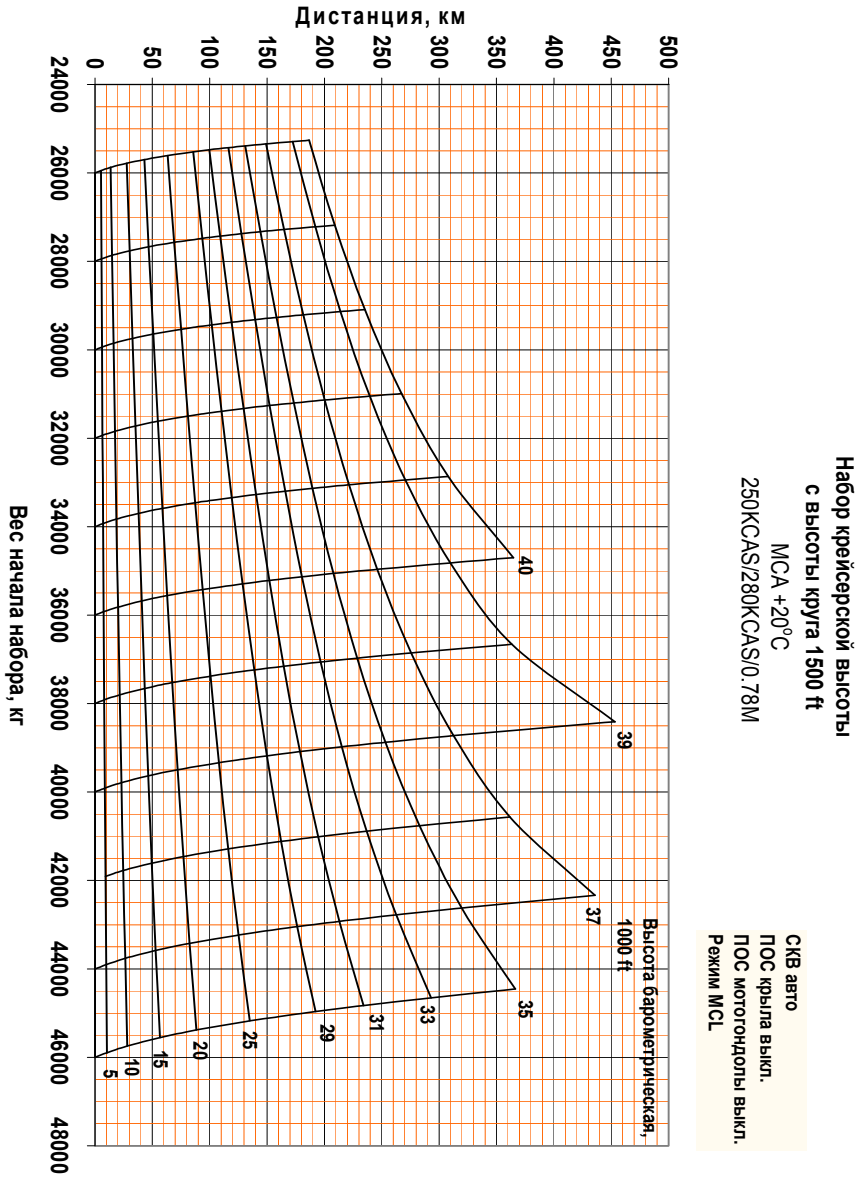


Рисунок 1.03.42

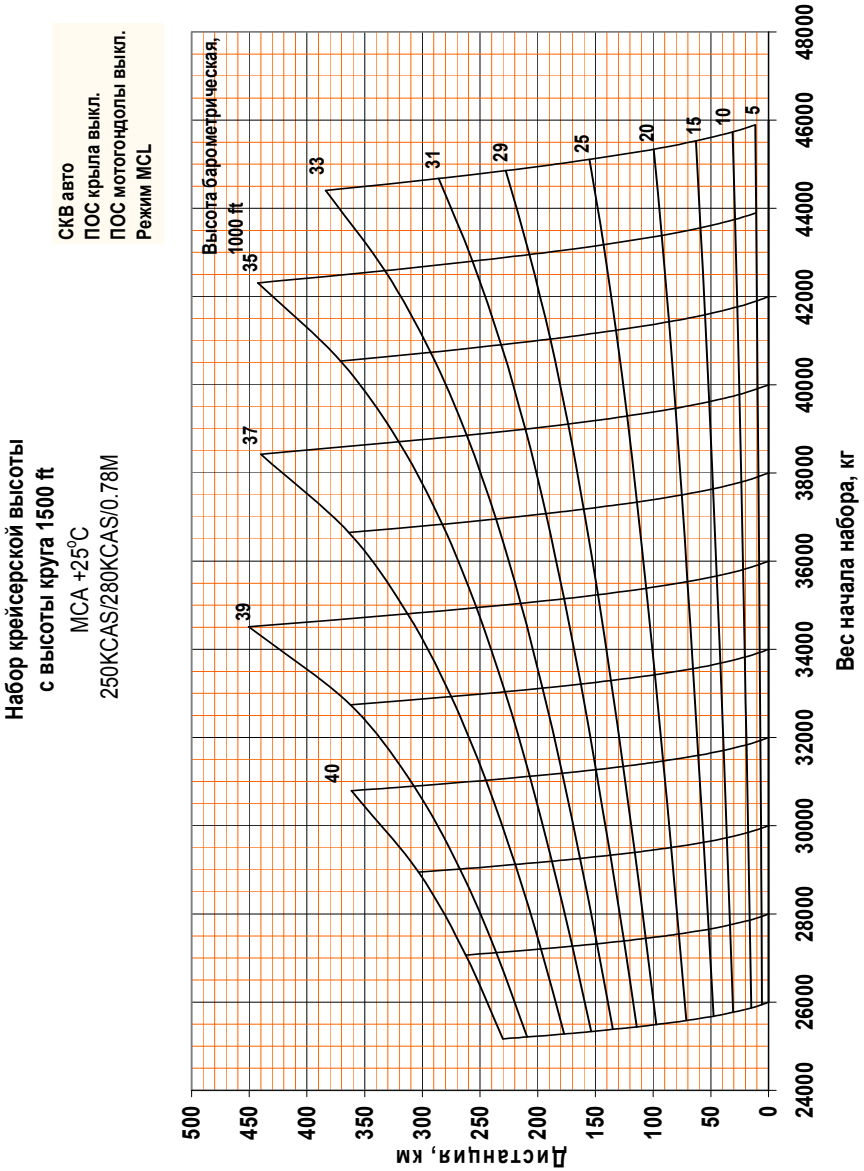


Рисунок 1.03.43

© ЗАО «ГСС»

ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

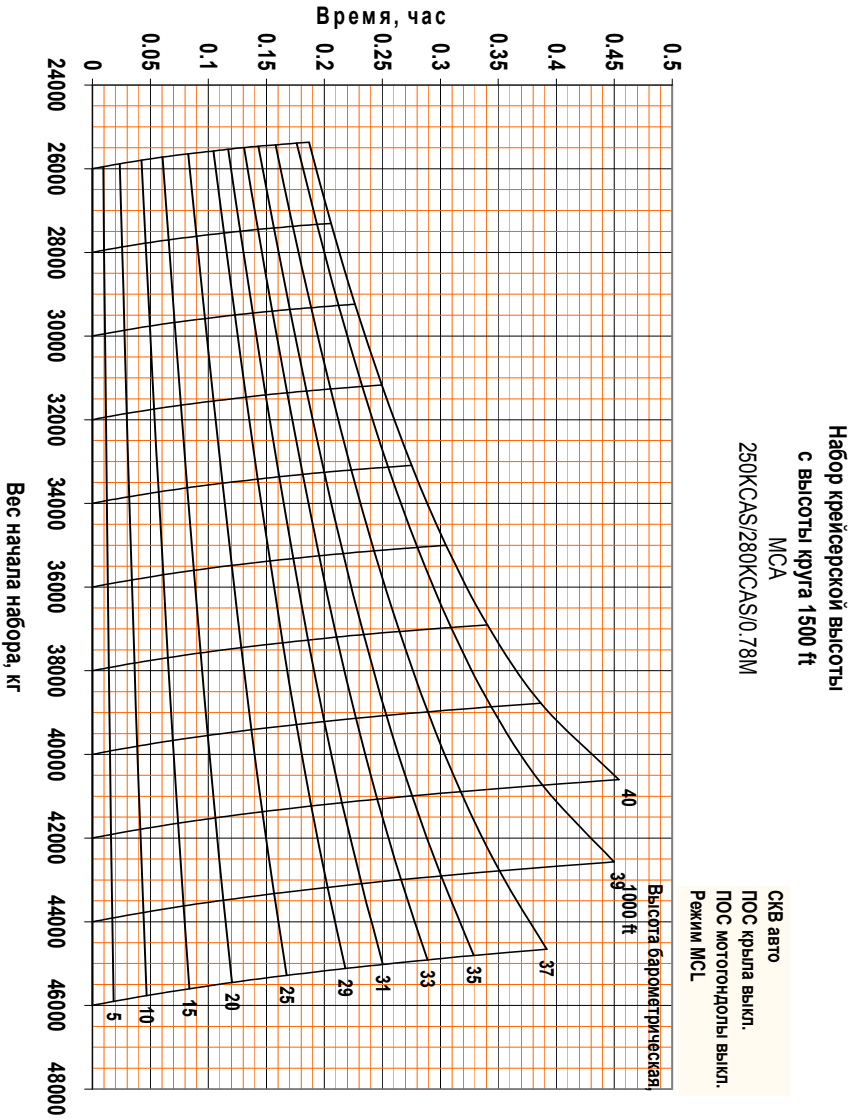


Рисунок 1.03.44

© ЗАО «ГСС»

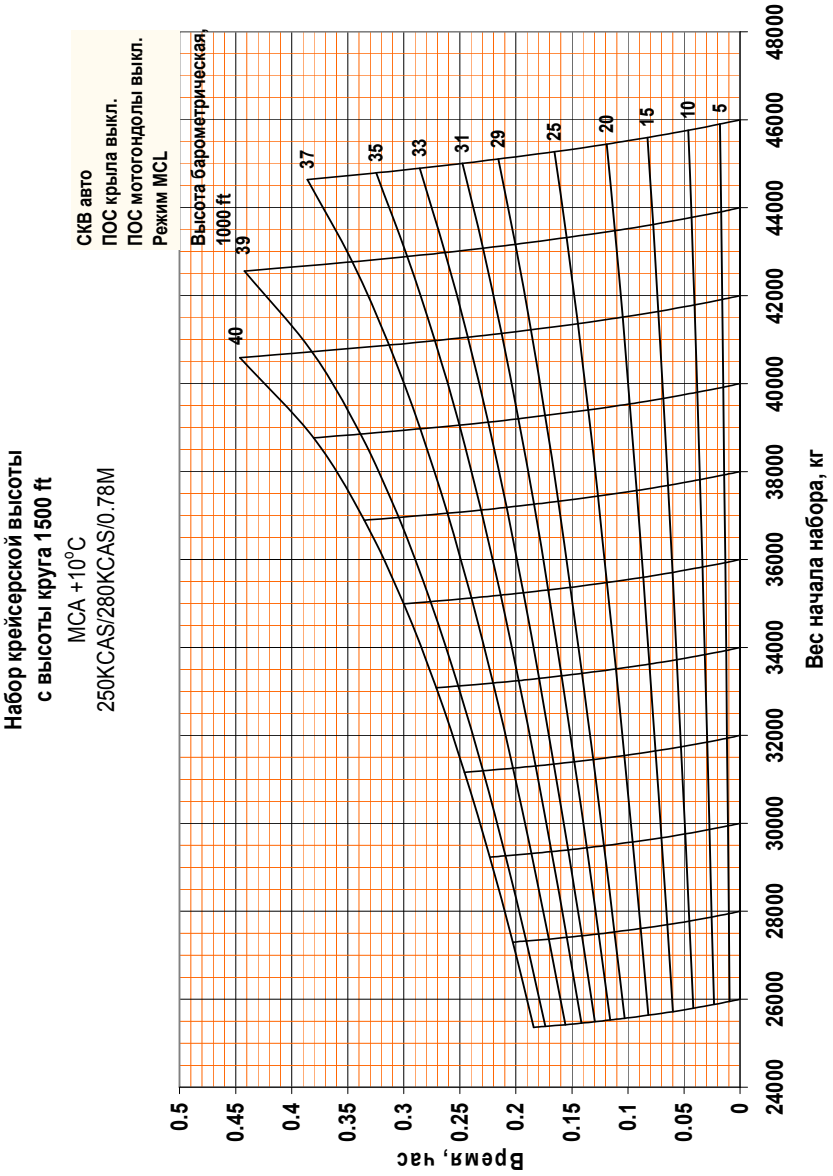


Рисунок 1.03.45

© ЗАО «ГСС»

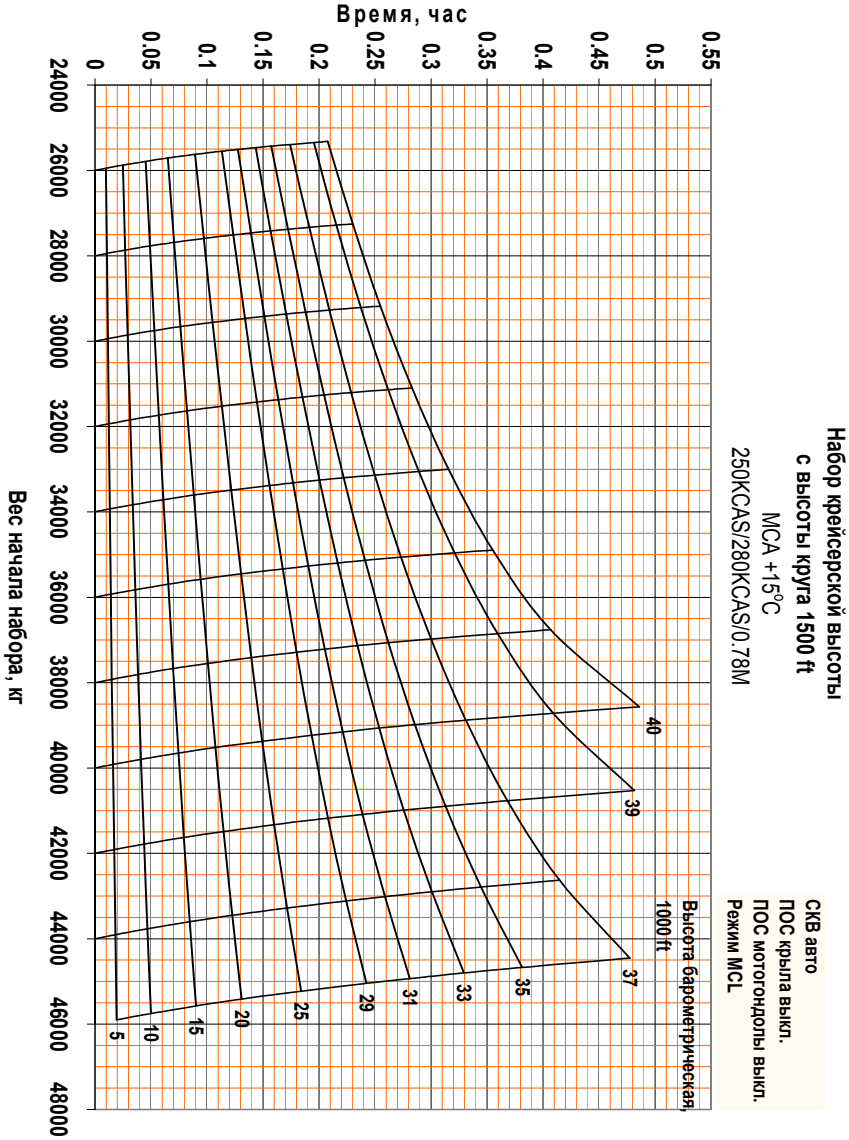


Рисунок 1.03.46

© ЗАО «ГСС»

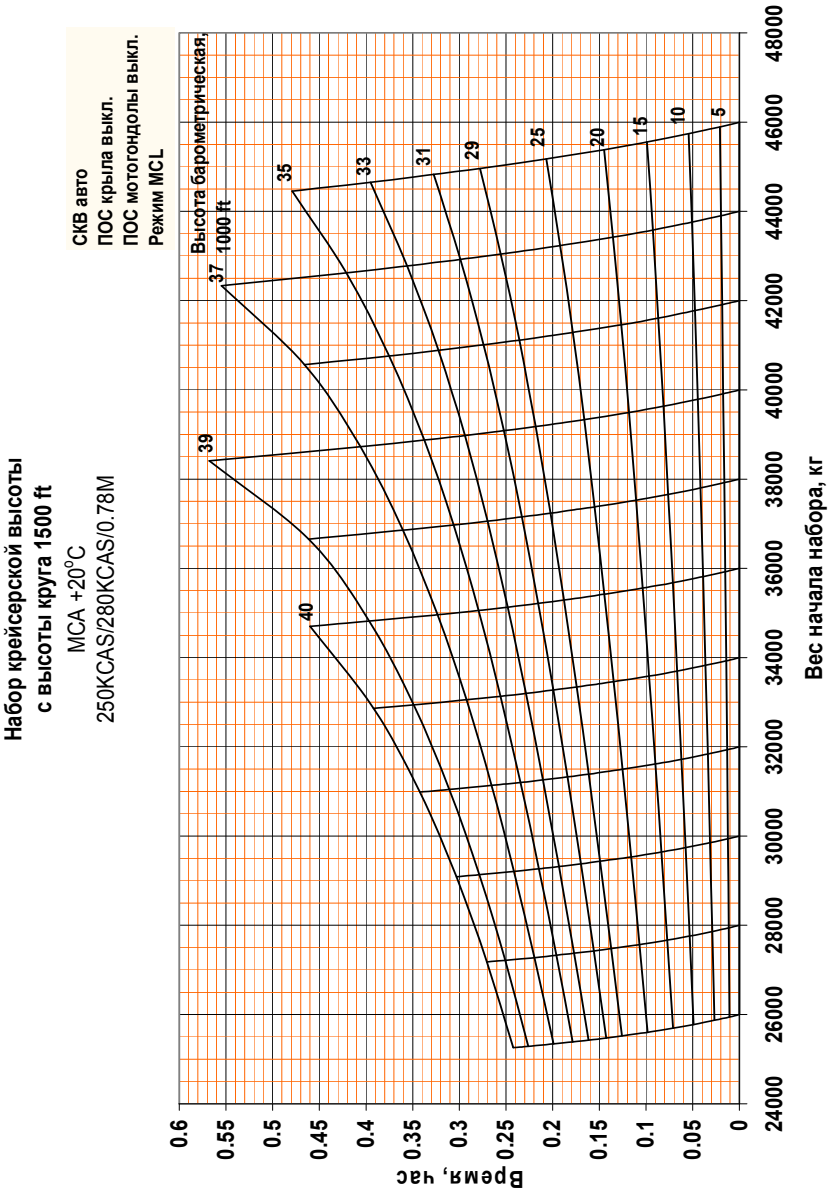


Рисунок 1.03.47

© ЗАО «ГСС»

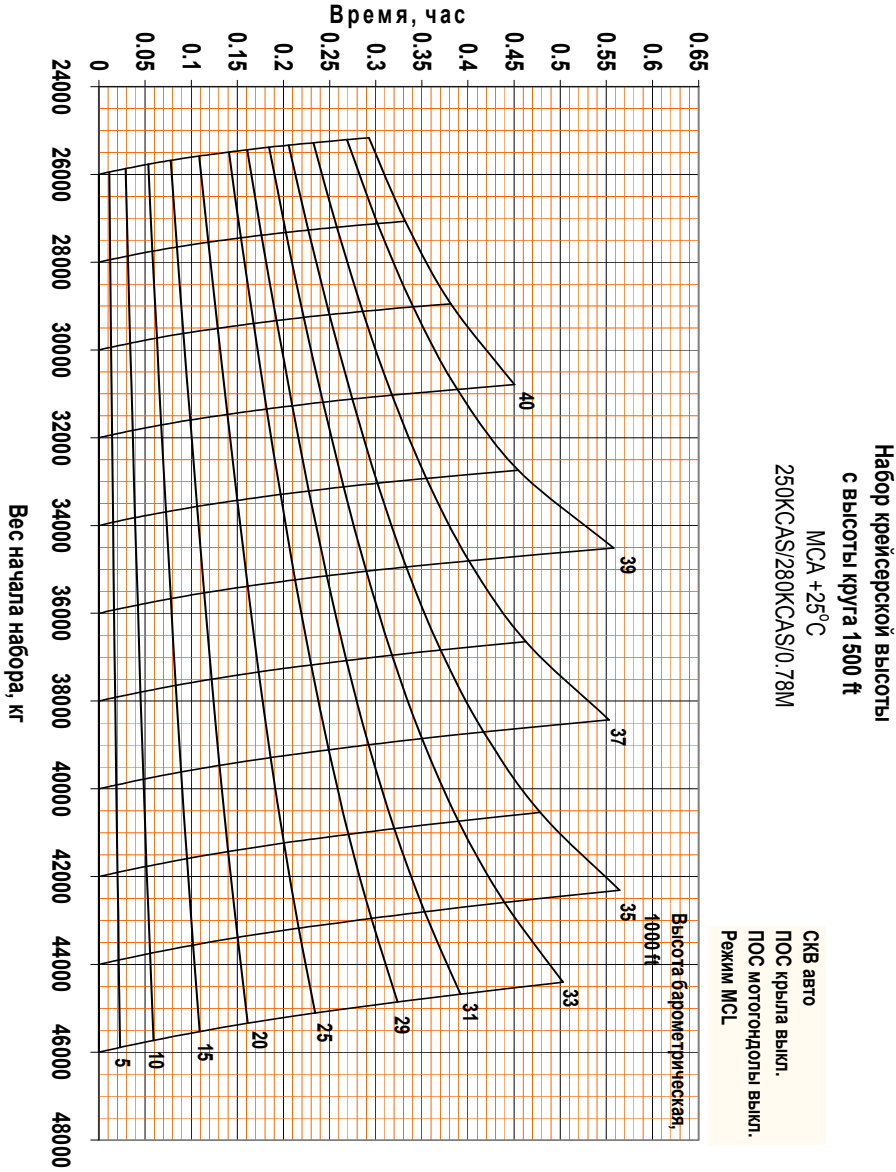


Рисунок 1.03.48

© ЗАО «ГСС»

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

Действительно для всех температур наружного воздуха

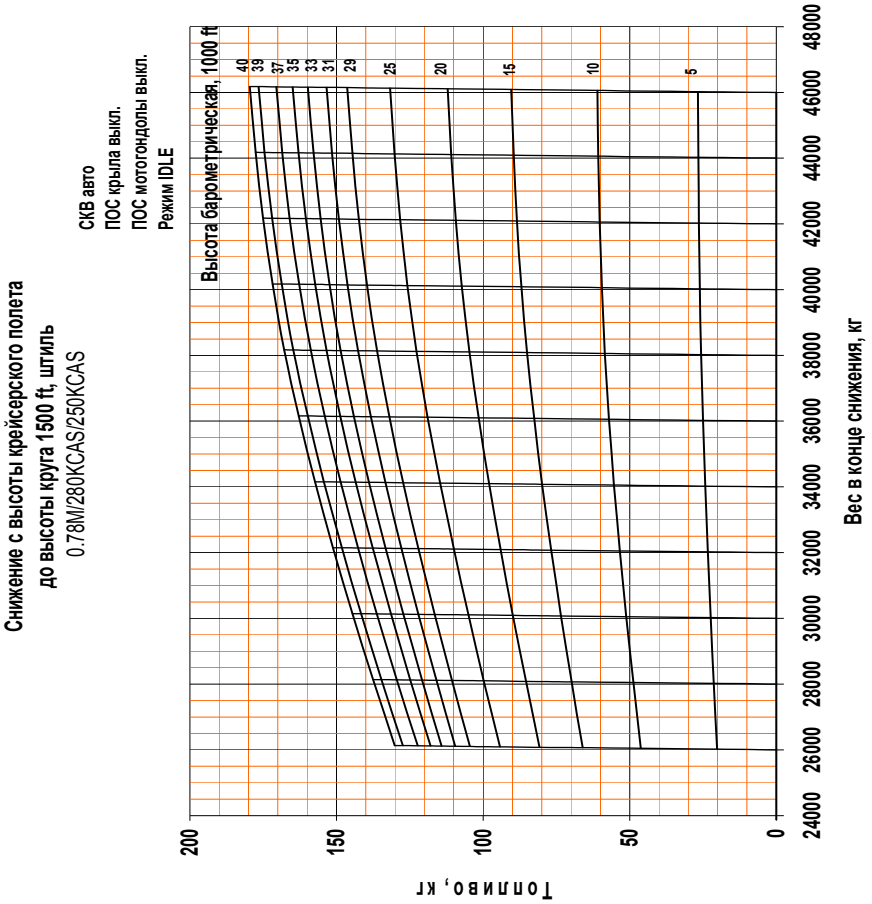


Рисунок 1.03.49

© ЗАО «ГСС»

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

Действительно для всех температур наружного воздуха

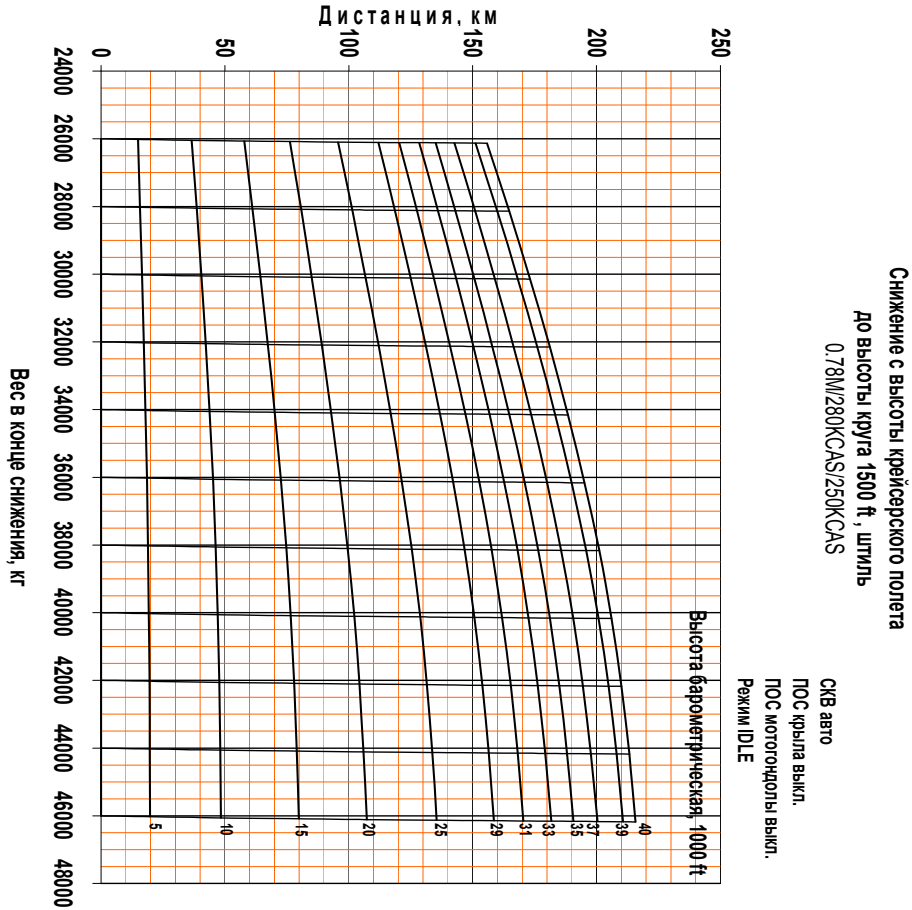


Рисунок 1.03.50

© ЗАО «ГСС»

ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

Действительно для всех температур наружного воздуха

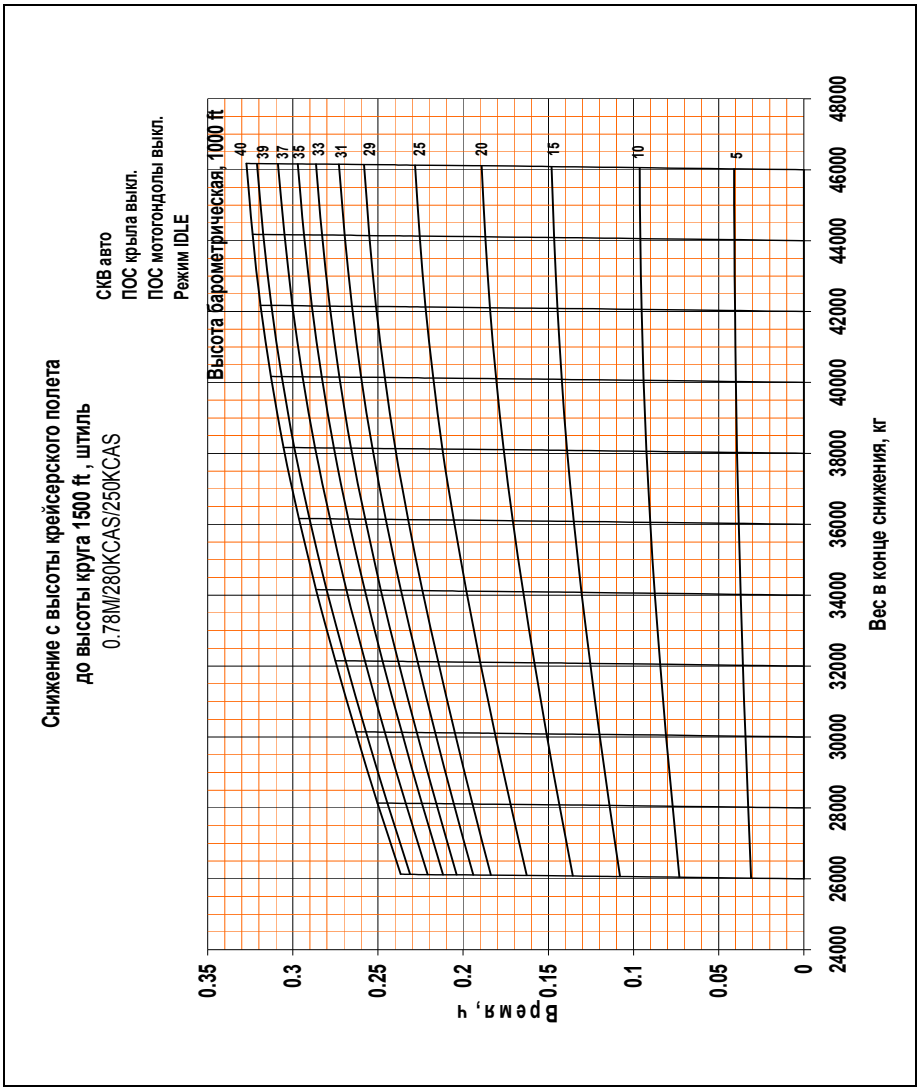


Рисунок 1.03.51

© ЗАО «ГСС»

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ

На номограммах данного подраздела представлены удельные дальности полёта самолёта в крейсерской конфигурации в условиях стандартной атмосферы. Если температура воздуха на эшелоне полёта превышает стандартную на 5C° и более, то полученное по номограммам значение удельной дальности необходимо умножить на коэффициент K, который представлен в таблице 1.03.4.

Таблица 1.03.4

H, ft	K (от МСА+5C° до МСА+10C°)	K (более МСА+10C°)
1500	0.9954	0.9934
10000	0.9952	0.9932
15000	0.9951	0.9926
20000	0.9952	0.9920
25000	0.9952	0.9930
29000	0.9940	0.9919
31000	0.9941	0.9913
33000	0.9944	0.9903
35000	0.9947	0.9907
37000	0.9946	0.9929
39000	0.9942	0.9925
40000	0.9943	0.9922

© ЗАО «ГСС»

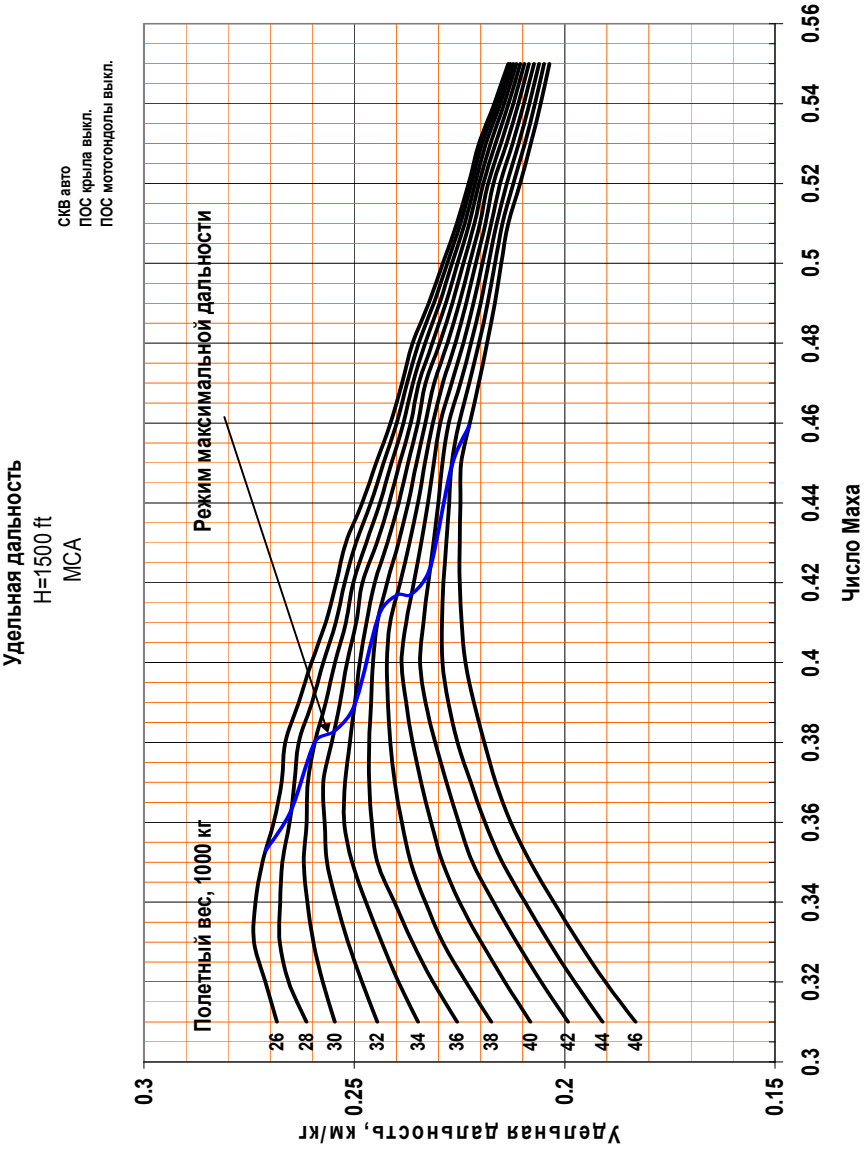


Рисунок 1.03.52

© ЗАО «ГСС»

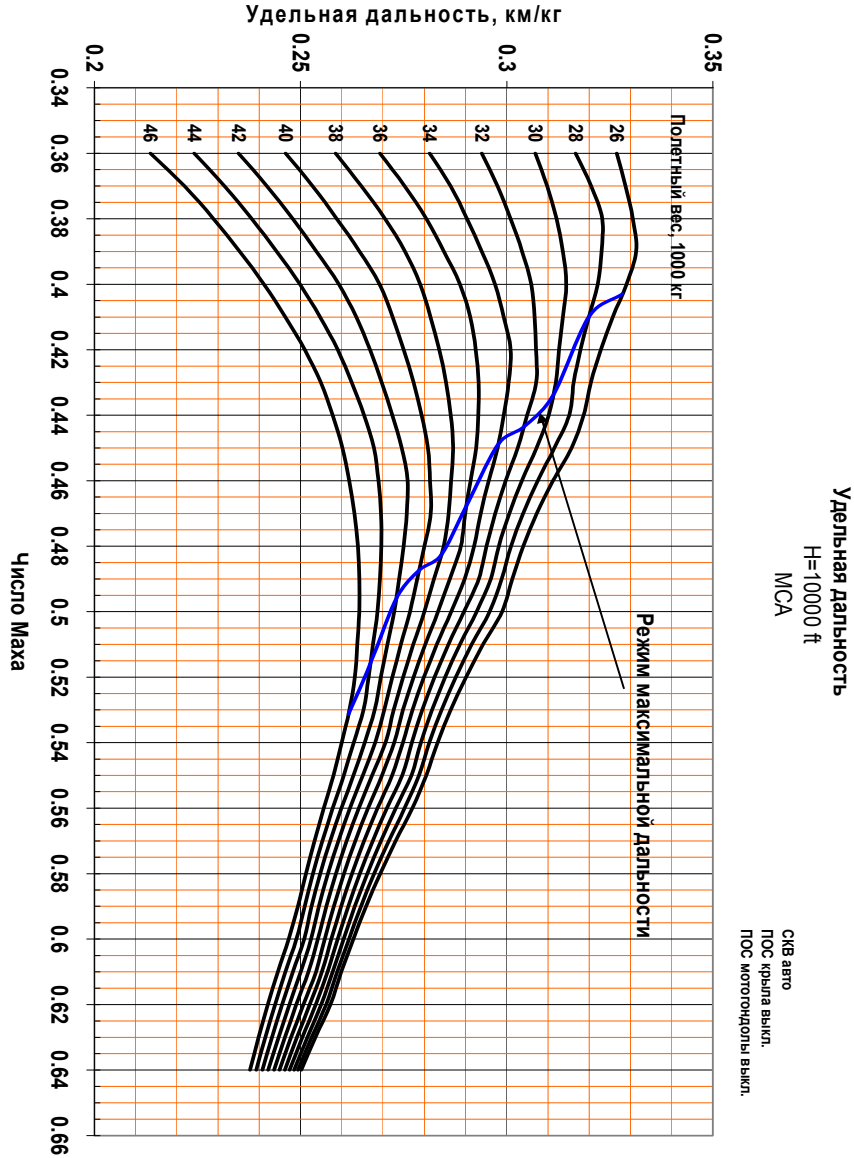


Рисунок 1.03.53

© ЗАО «ГСС»

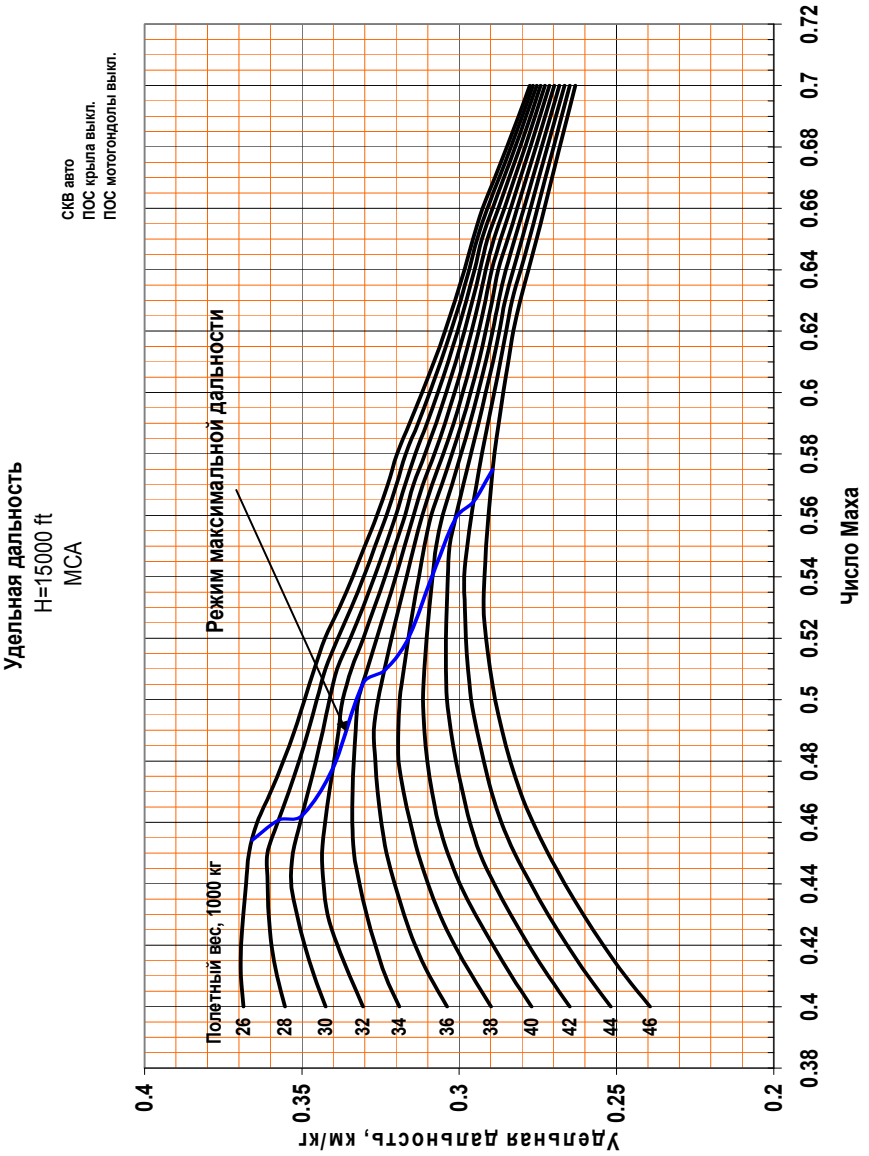


Рисунок 1.03.54

© ЗАО «ГСС»

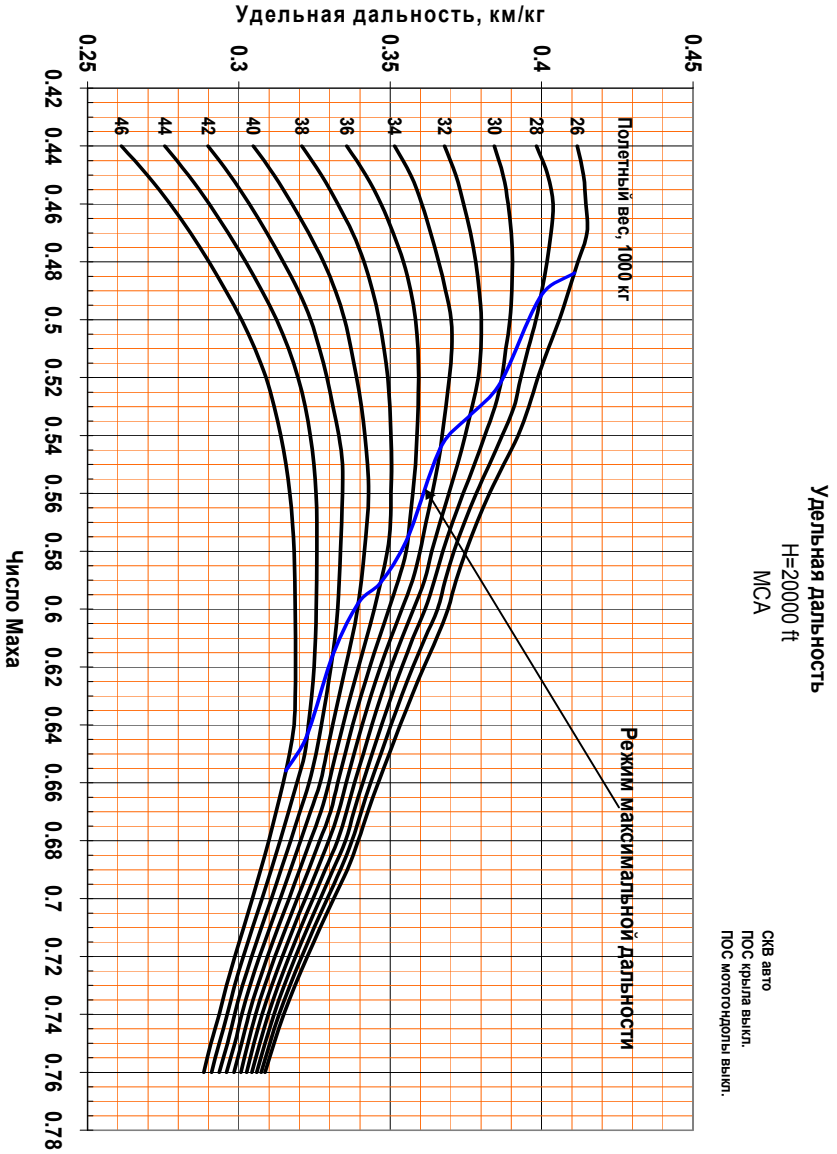


Рисунок 1.03.55

© ЗАО «ГСС»

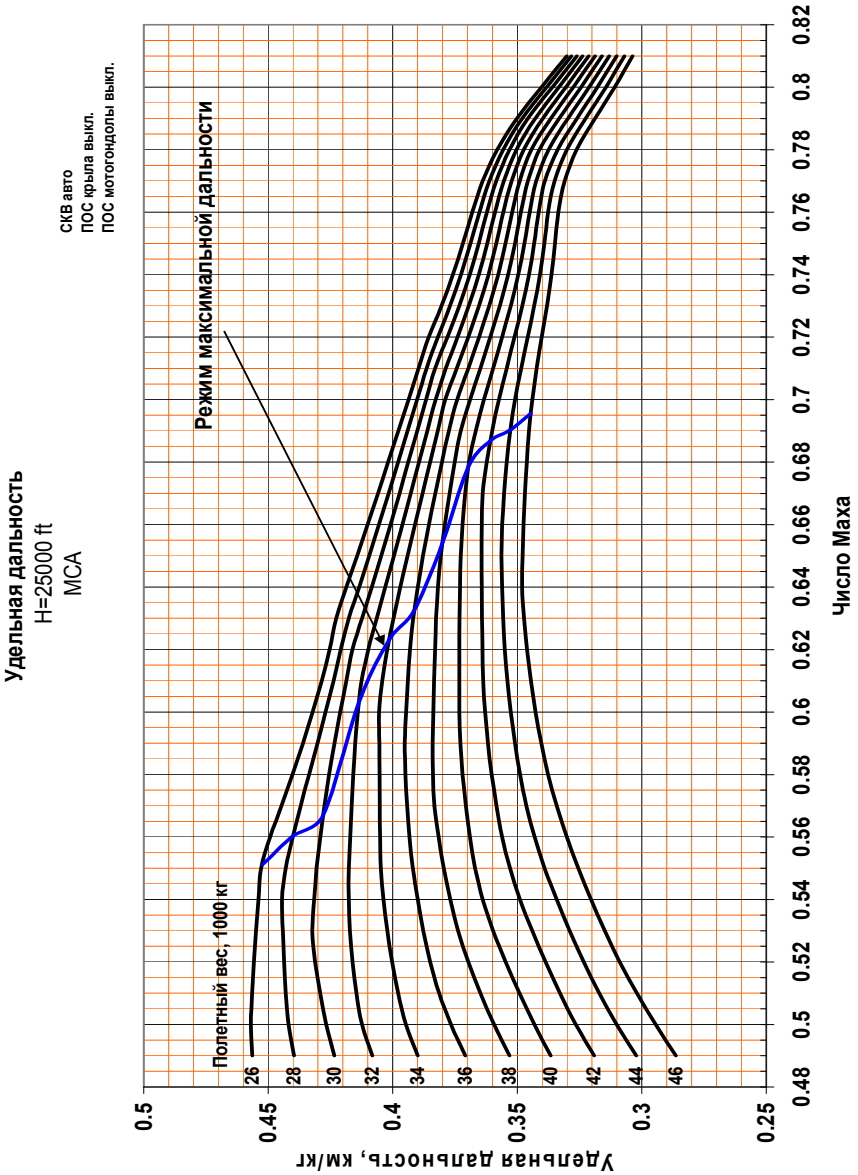


Рисунок 1.03.56

© ЗАО «ГСС»

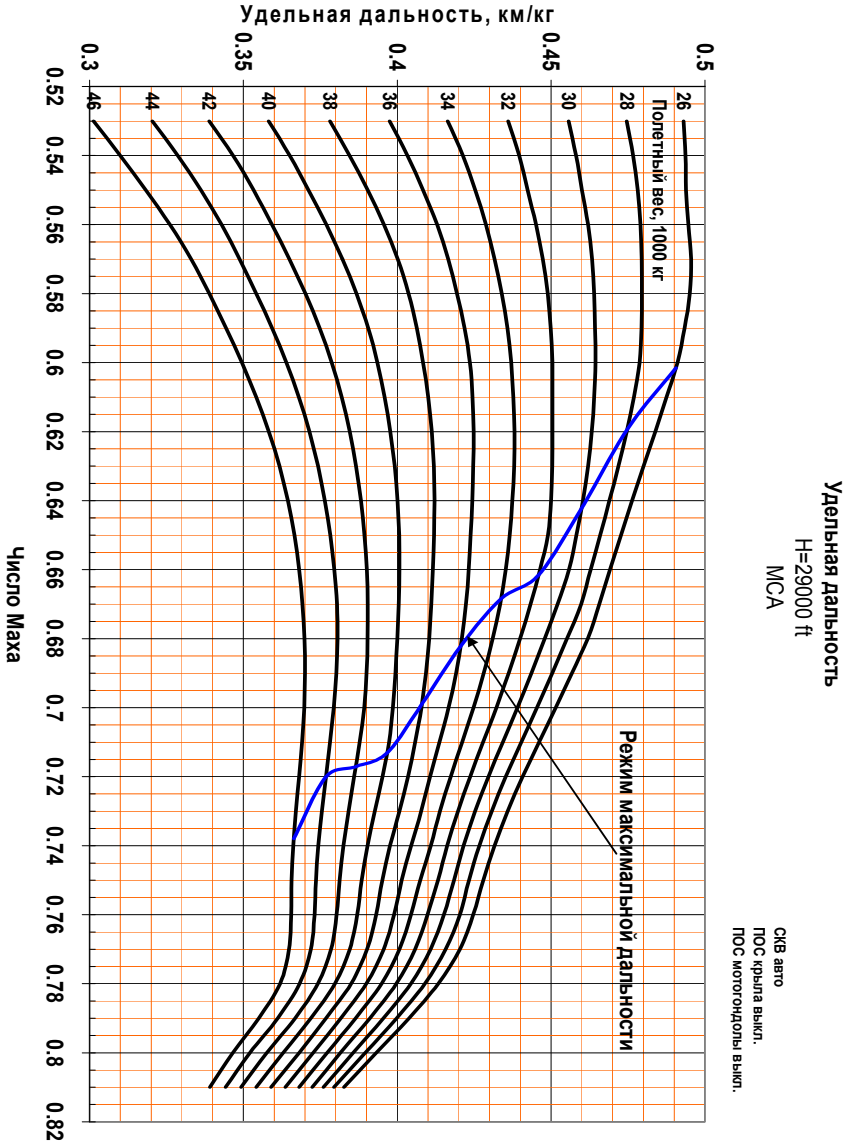


Рисунок 1.03.57

© ЗАО «ГСС»

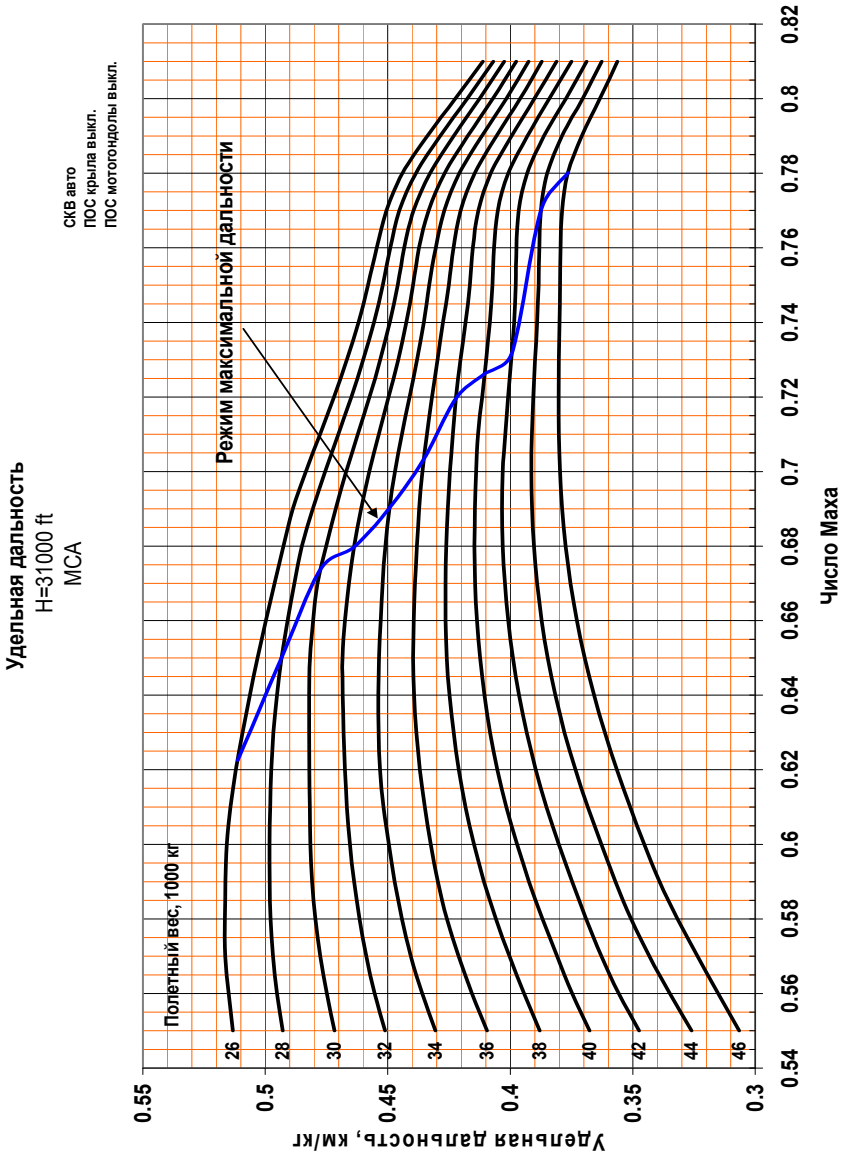


Рисунок 1.03.58

© ЗАО «ГСС»

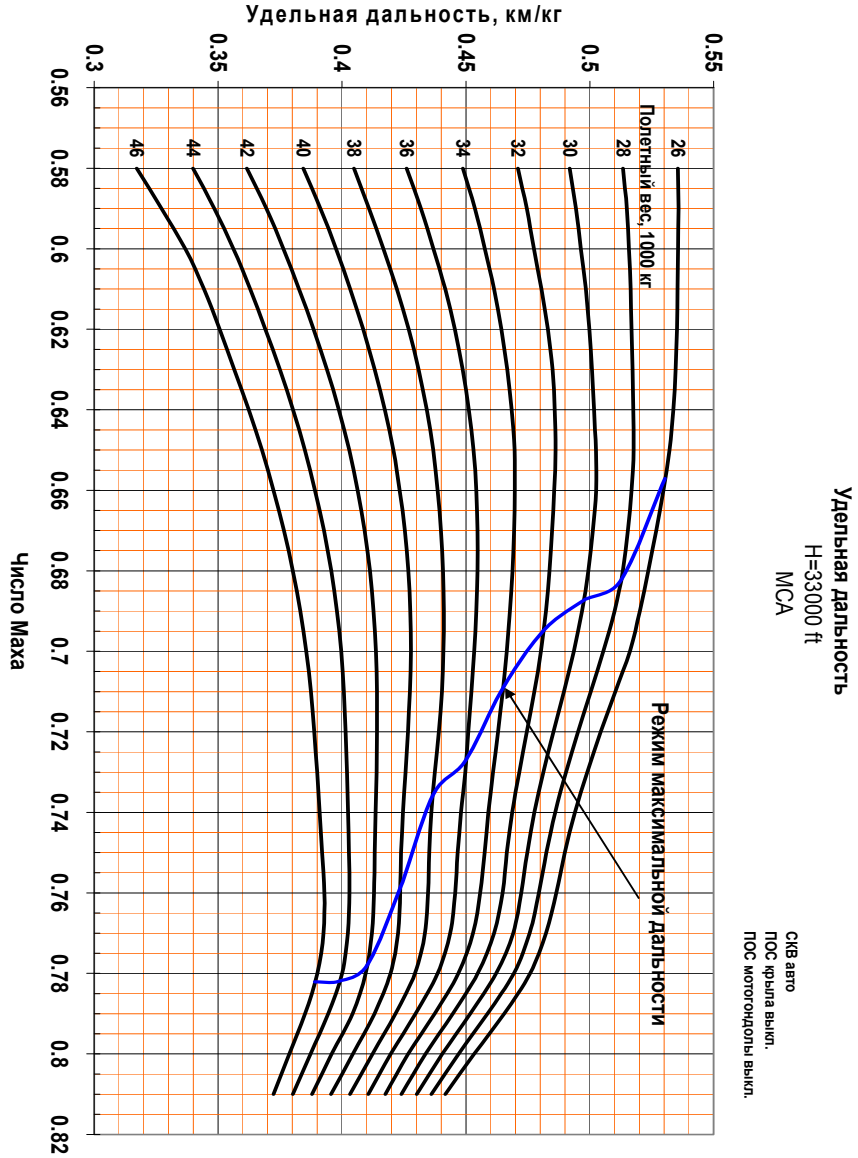


Рисунок 1.03.59

© ЗАО «ГСС»

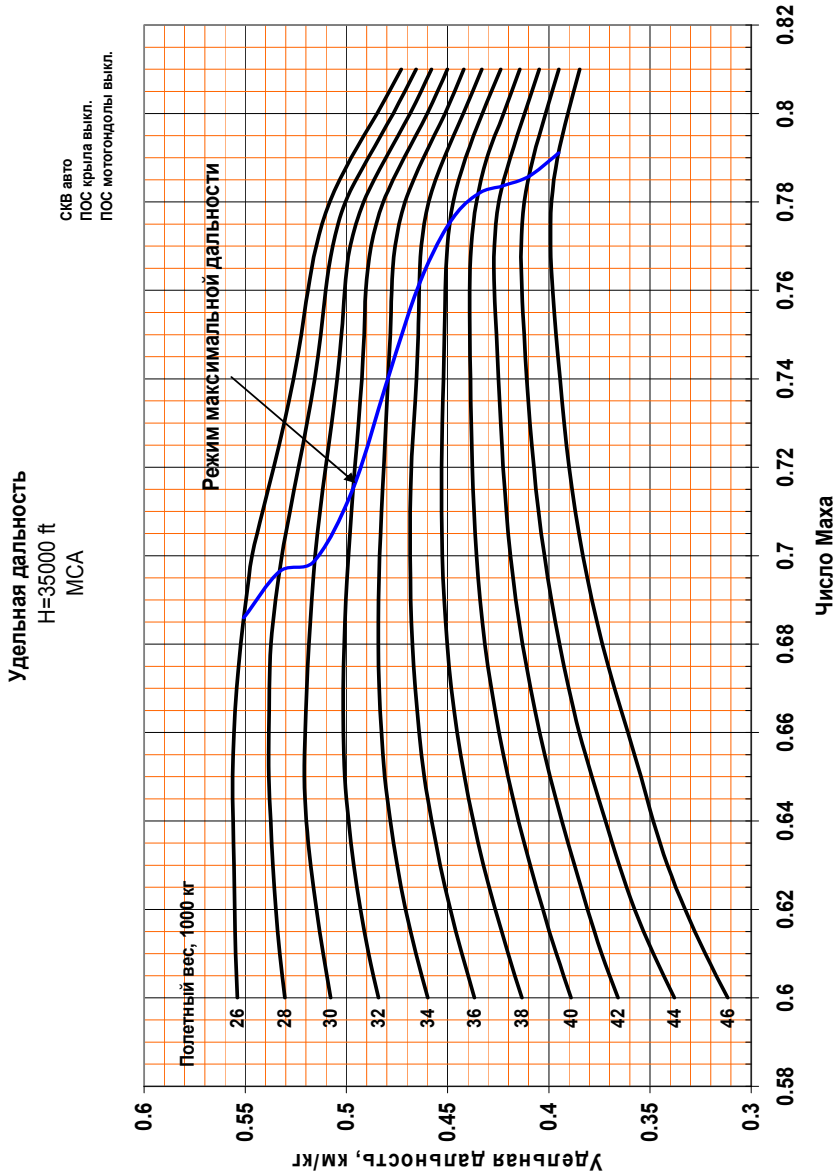


Рисунок 1.03.60

© ЗАО «ГСС»

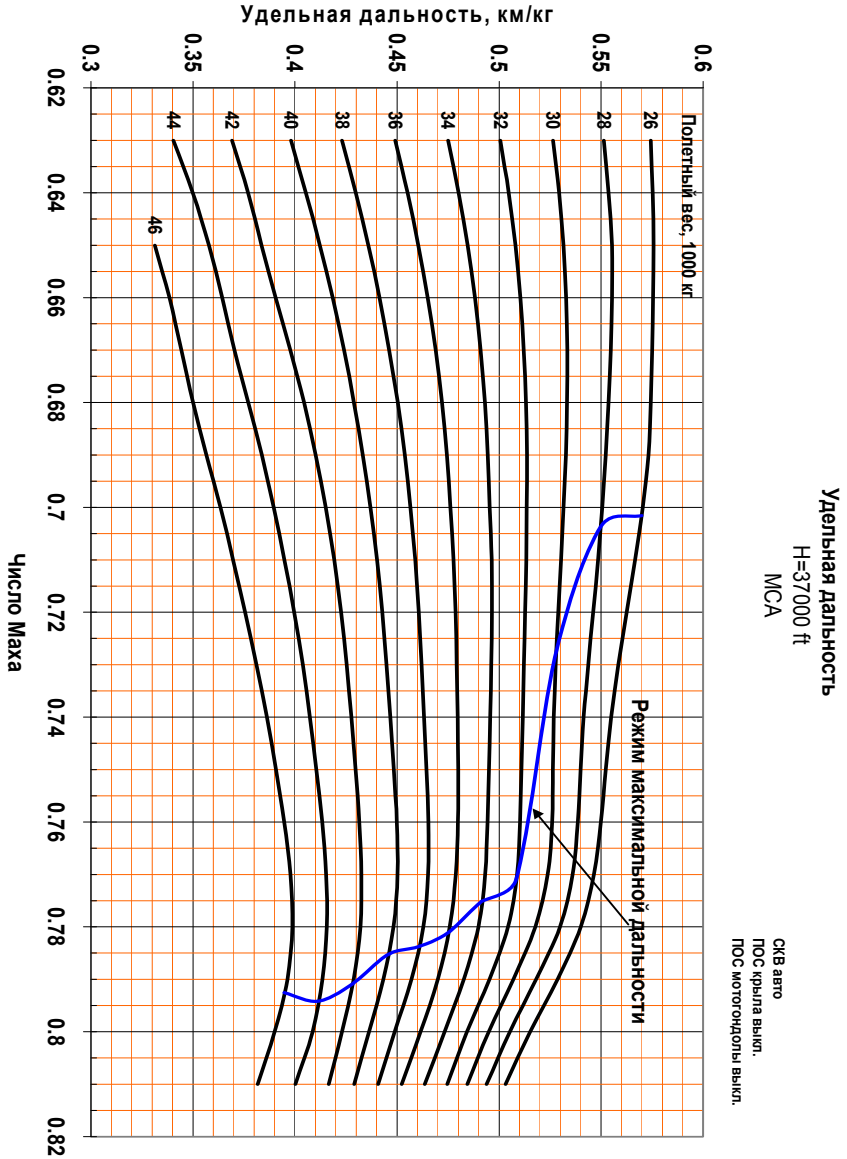


Рисунок 1.03.61

© ЗАО «ГСС»

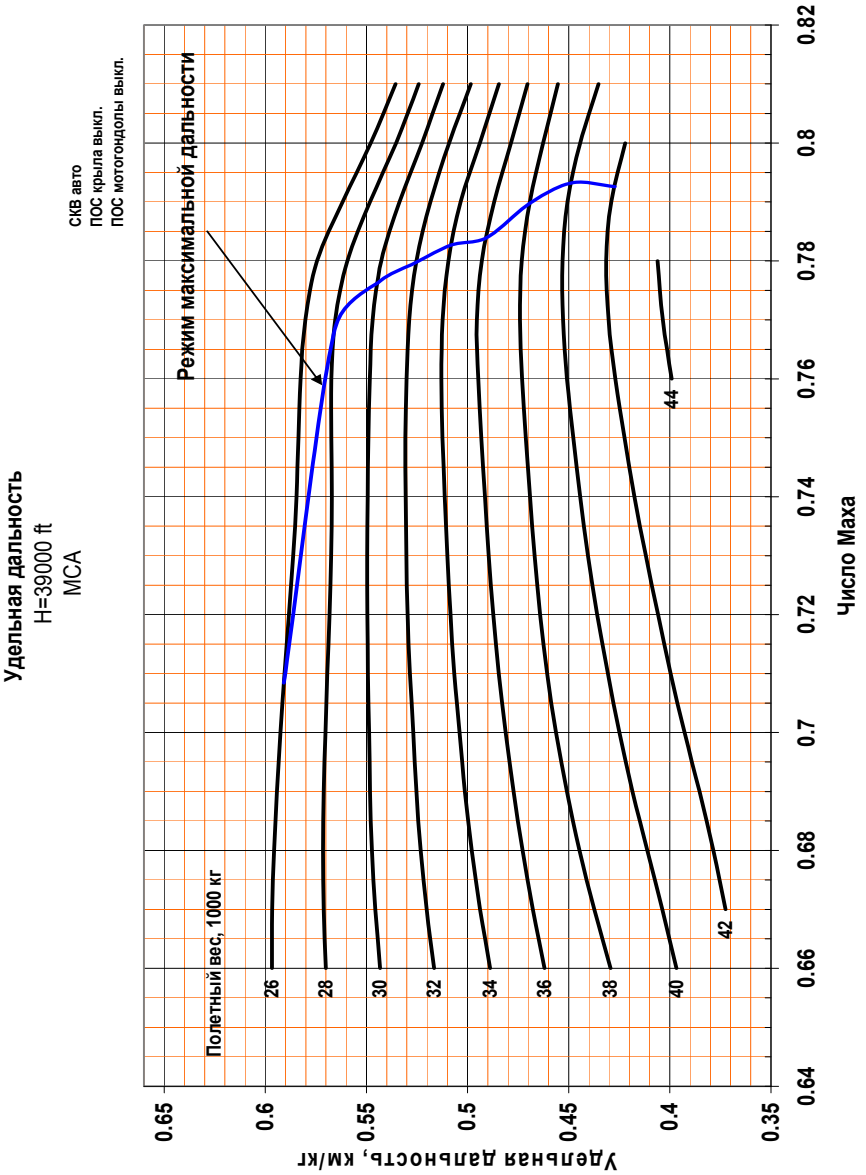


Рисунок 1.03.62

© ЗАО «ГСС»

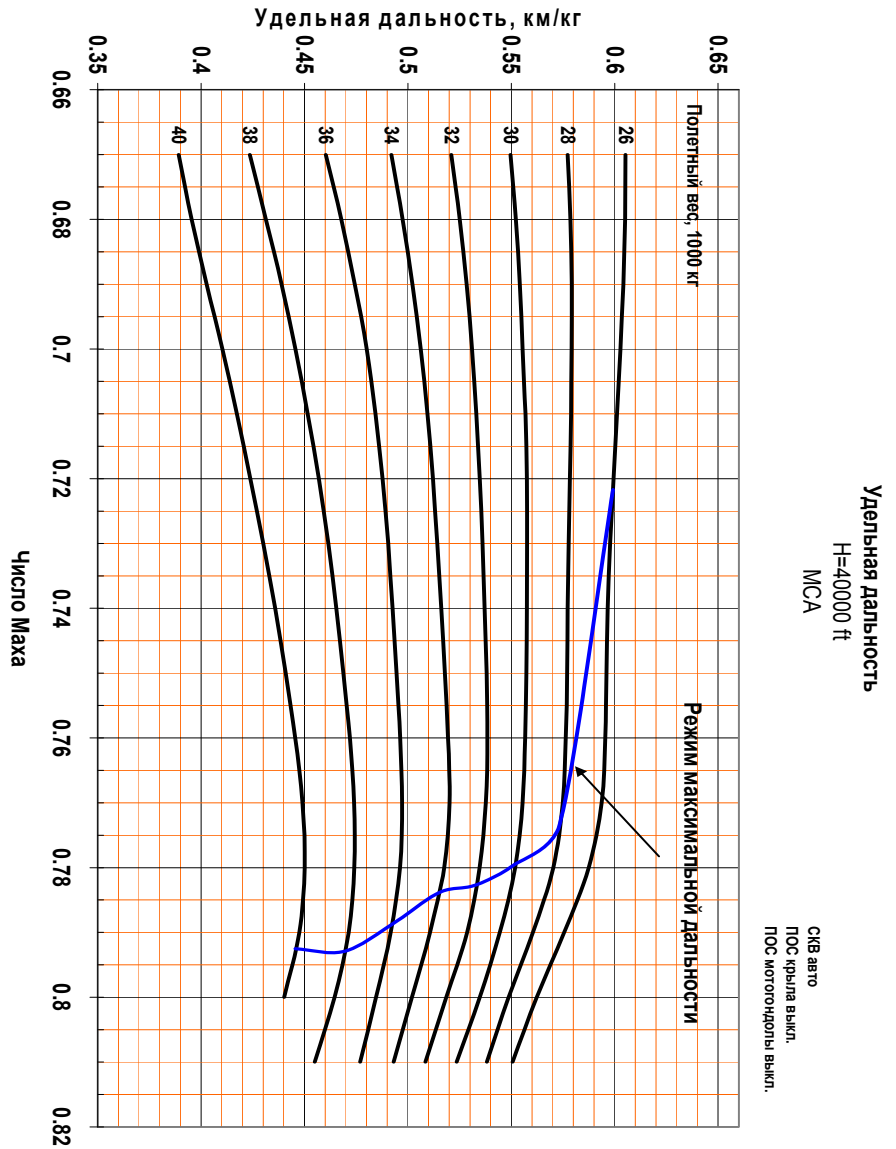


Рисунок 1.03.63

© ЗАО «ГСС»

ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ

На номограммах данного подраздела представлен часовой расход топлива при полёте самолёта в крейсерской конфигурации в условиях стандартной атмосферы. Если температура воздуха на эшелоне полёта превышает стандартную на 5C^{o} и более, то полученное по номограммам значение удельной дальности необходимо умножить на коэффициент K, который представлен в таблице 1.03.5.

Таблица 1.03.5

H, ft	K (от МСА+5C^{o} до МСА+10C^{o})	K (более МСА+10C^{o})
1500	1.0222	1.0330
10000	1.0234	1.0347
15000	1.0241	1.0356
20000	1.0249	1.0380
25000	1.0260	1.0386
29000	1.0271	1.0402
31000	1.0275	1.0411
33000	1.0278	1.0419
35000	1.0281	1.0425
37000	1.0284	1.0422
39000	1.0288	1.0422
40000	1.0287	1.0425

© ЗАО «ГСС»

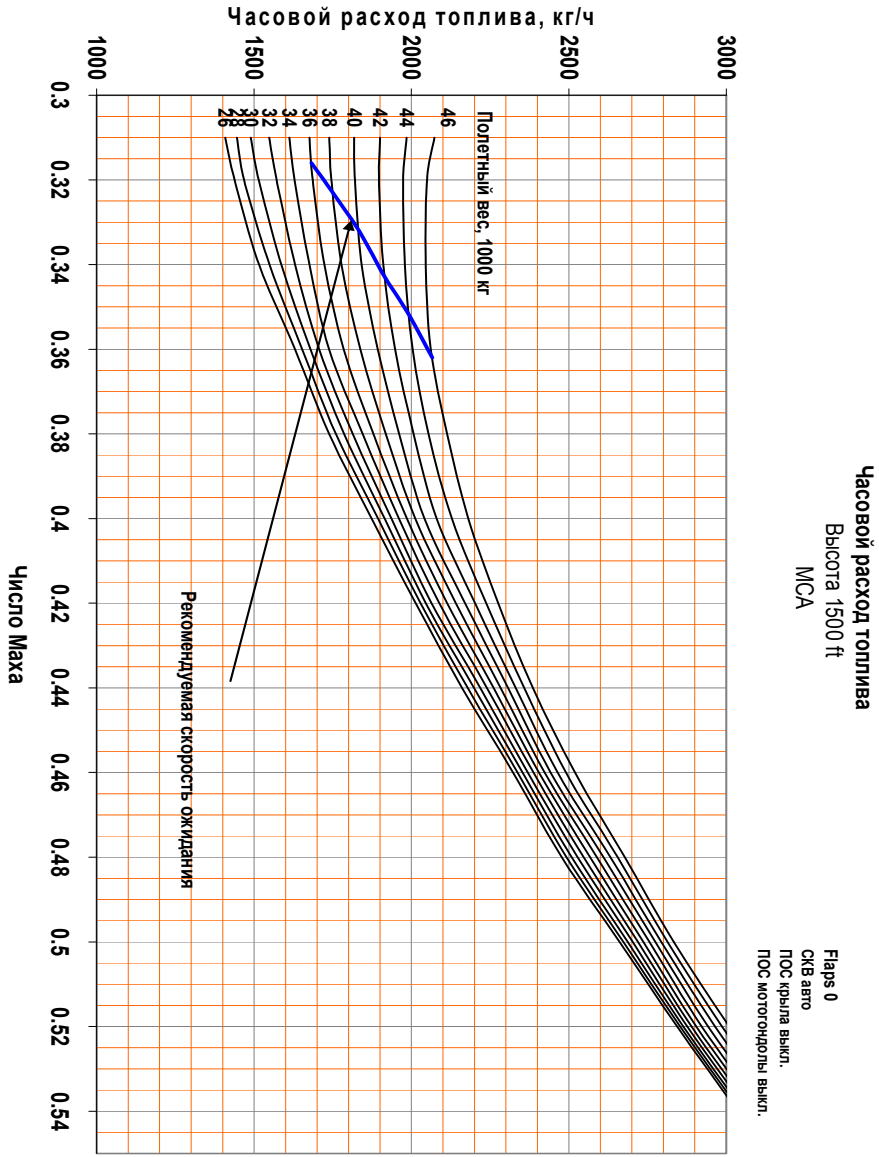


Рисунок 1.03.64

© ЗАО «ГСС»

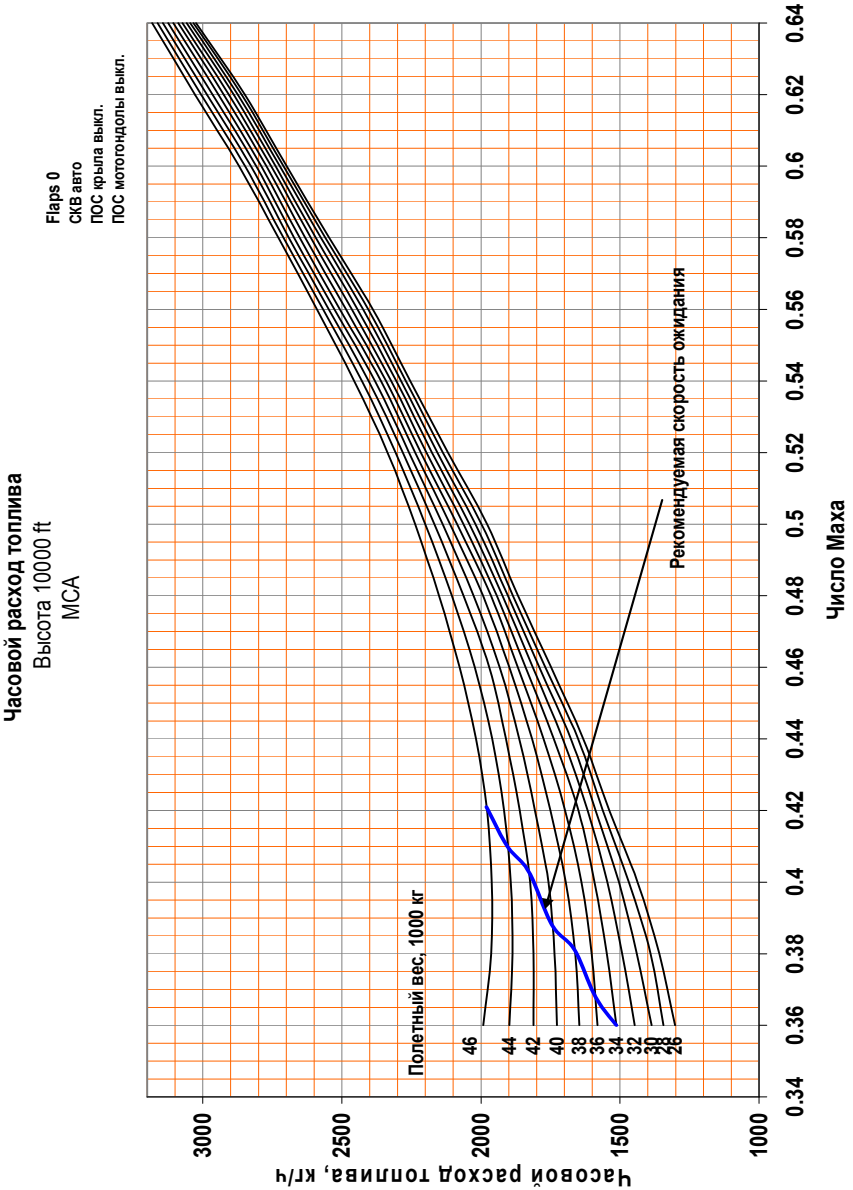


Рисунок 1.03.65

© ЗАО «ГСС»

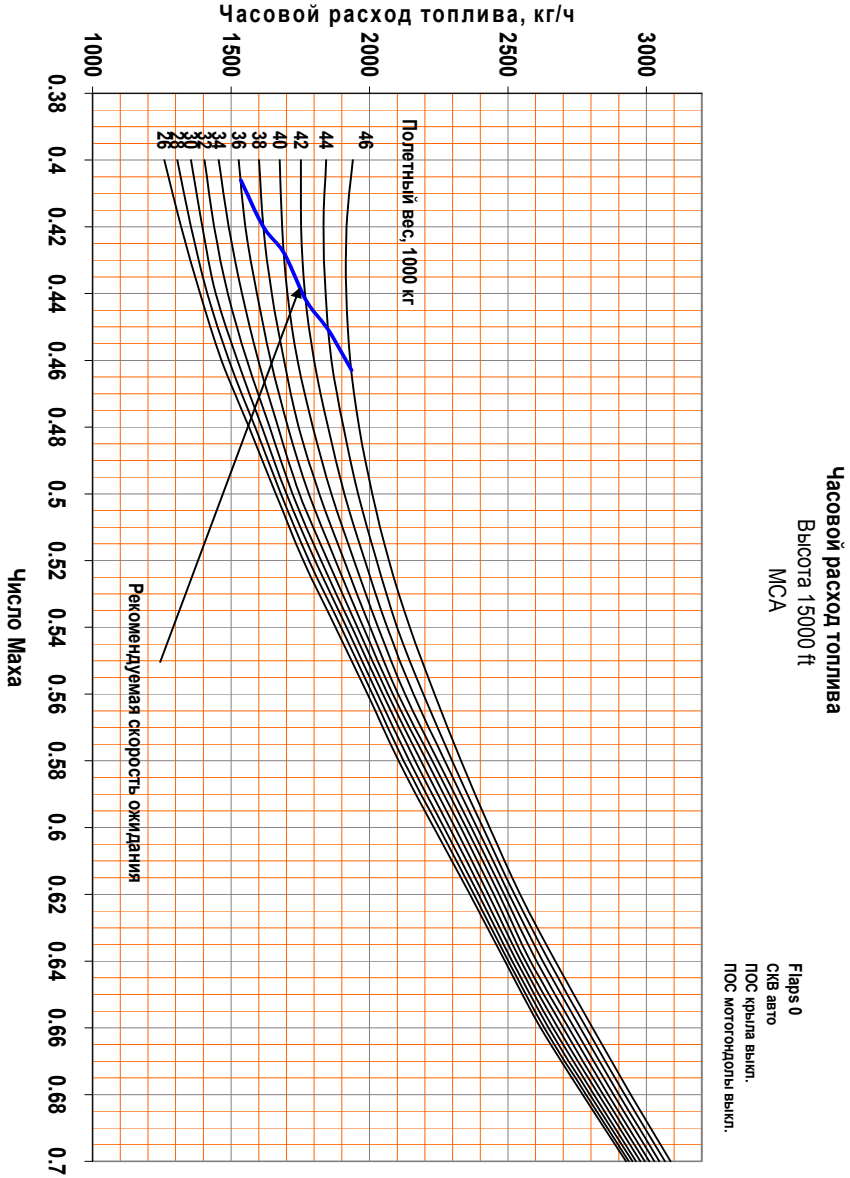


Рисунок 1.03.66

© ЗАО «ГСС»

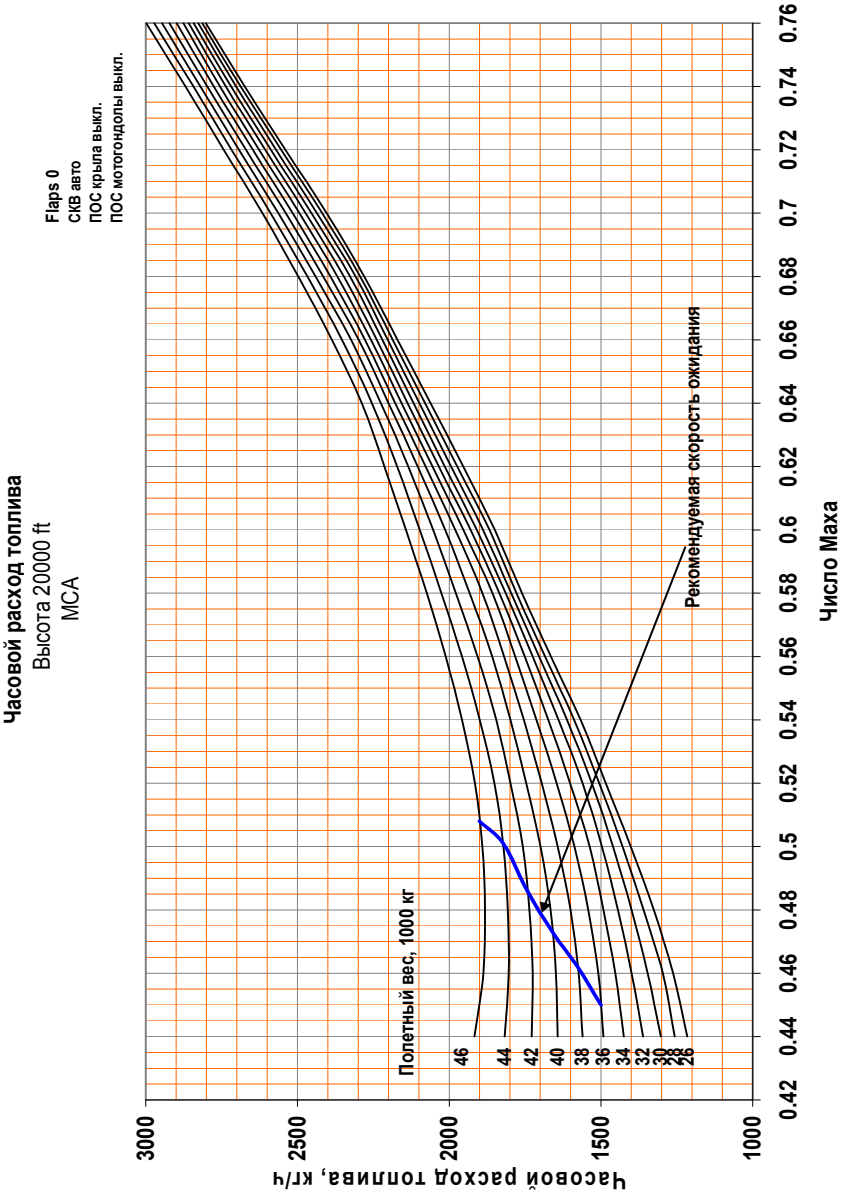


Рисунок 1.03.67

© ЗАО «ГСС»

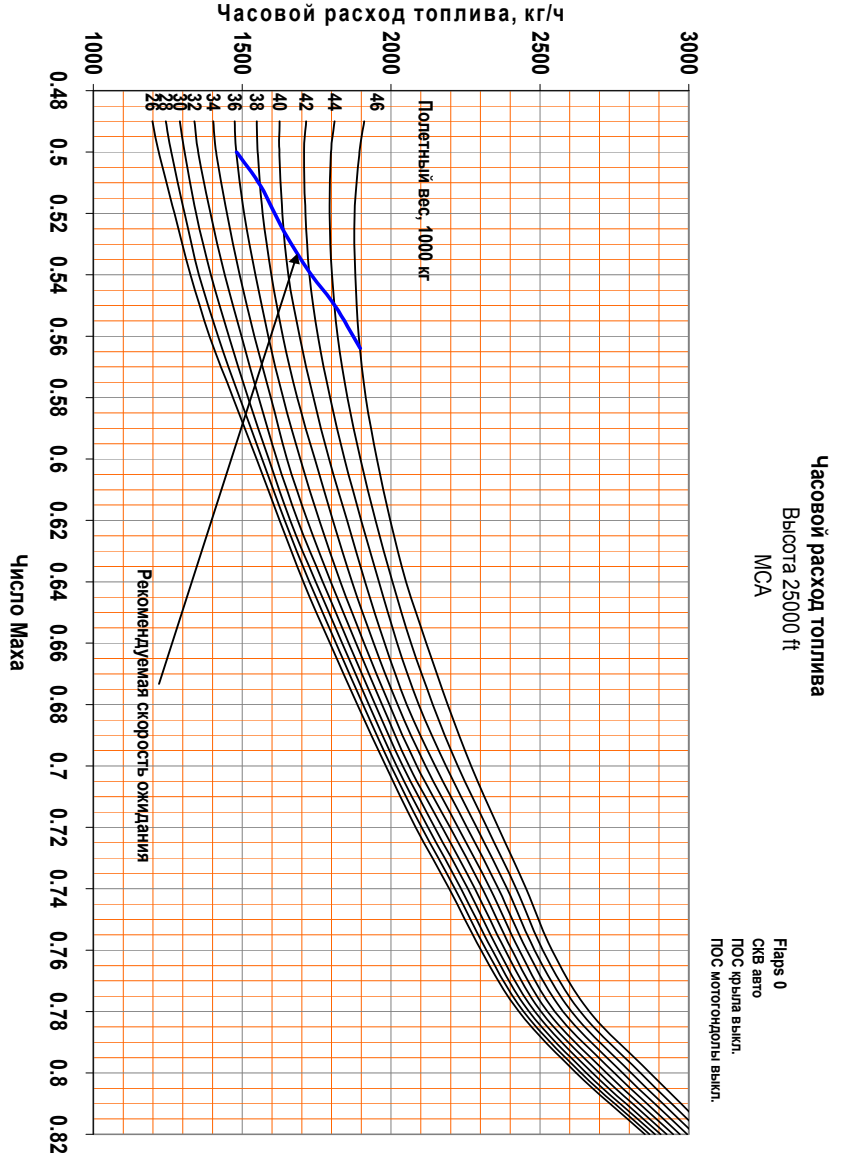


Рисунок 1.03.68

© ЗАО «ГСС»

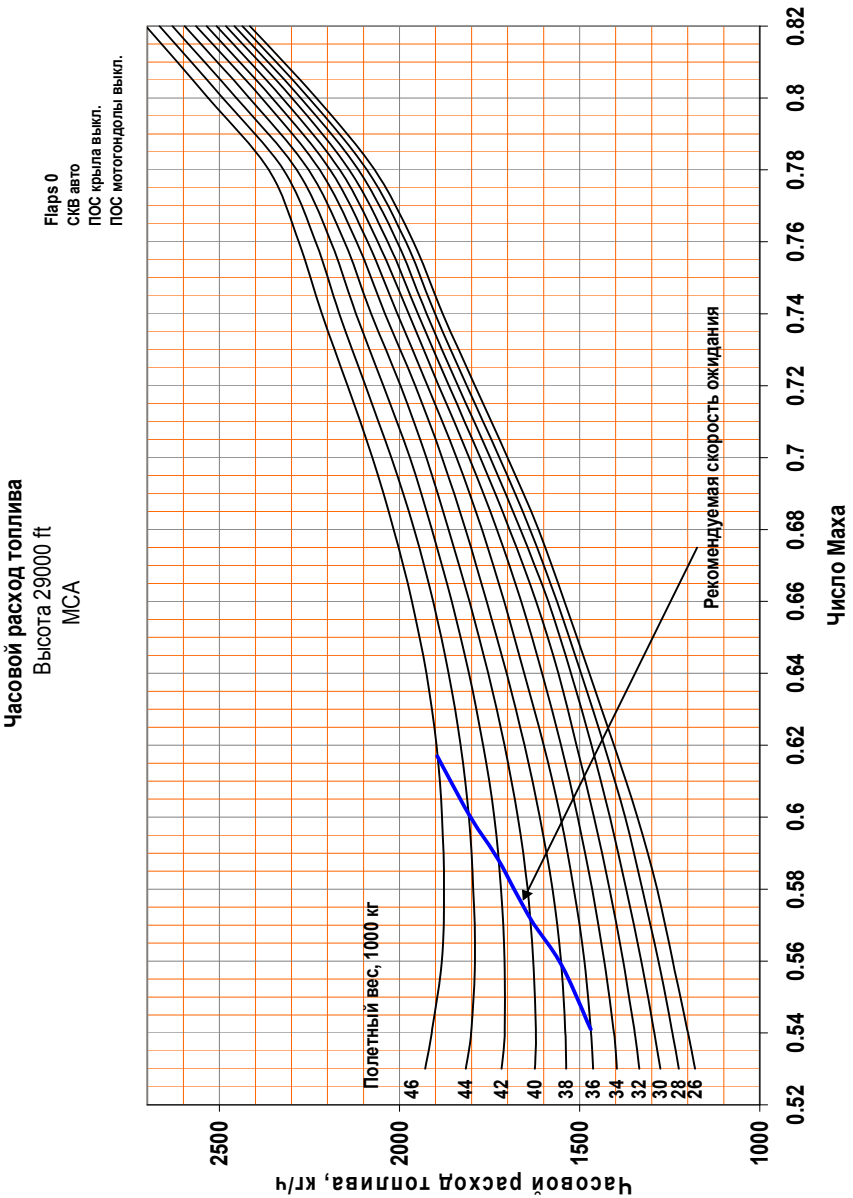


Рисунок 1.03.69

© ЗАО «ГСС»

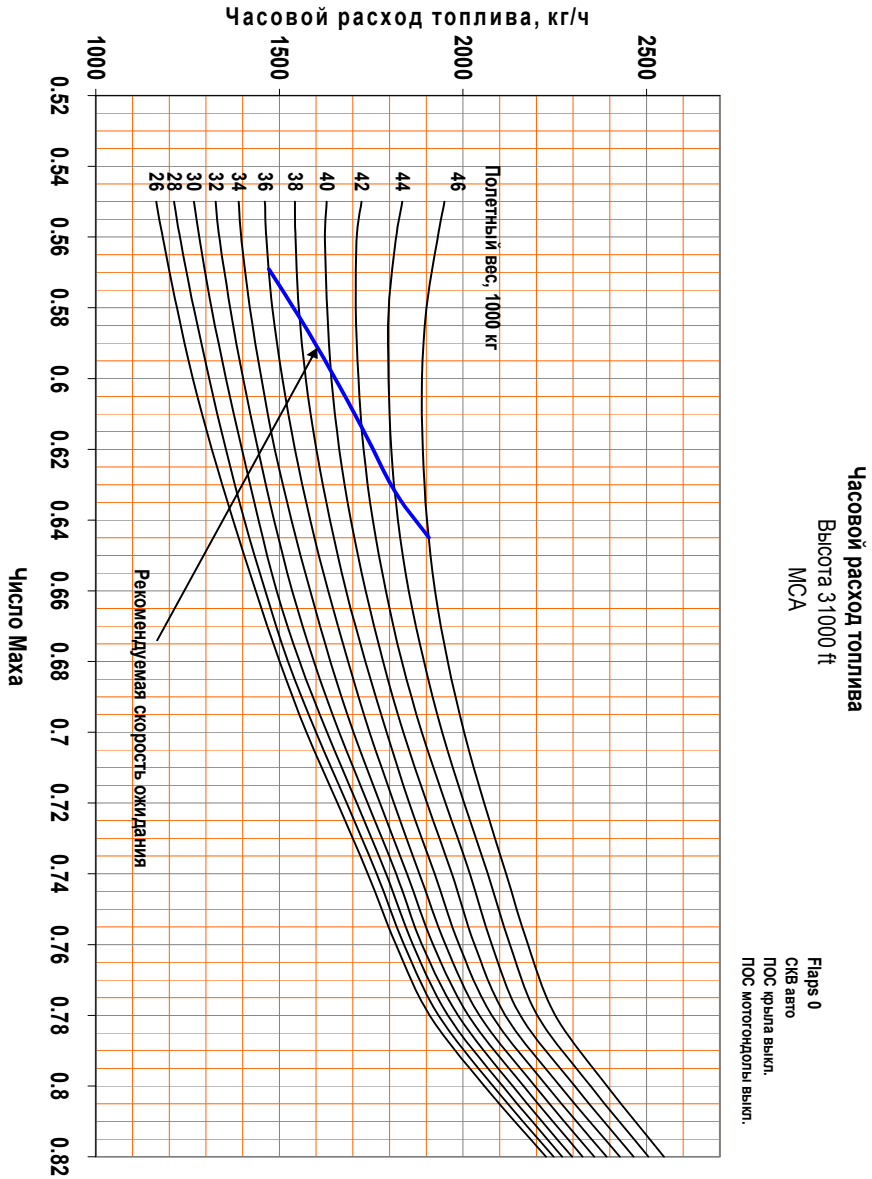


Рисунок 1.03.70

© ЗАО «ГСС»

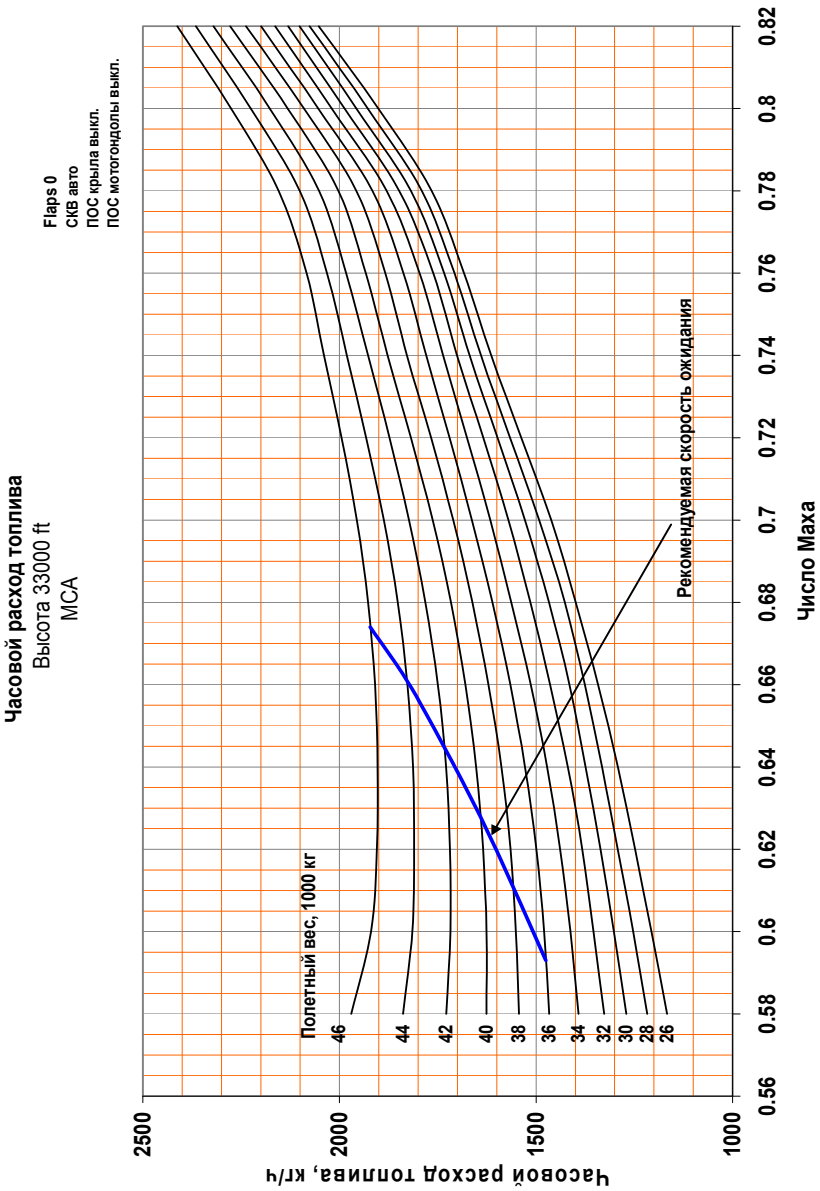


Рисунок 1.03.71

© ЗАО «ГСС»

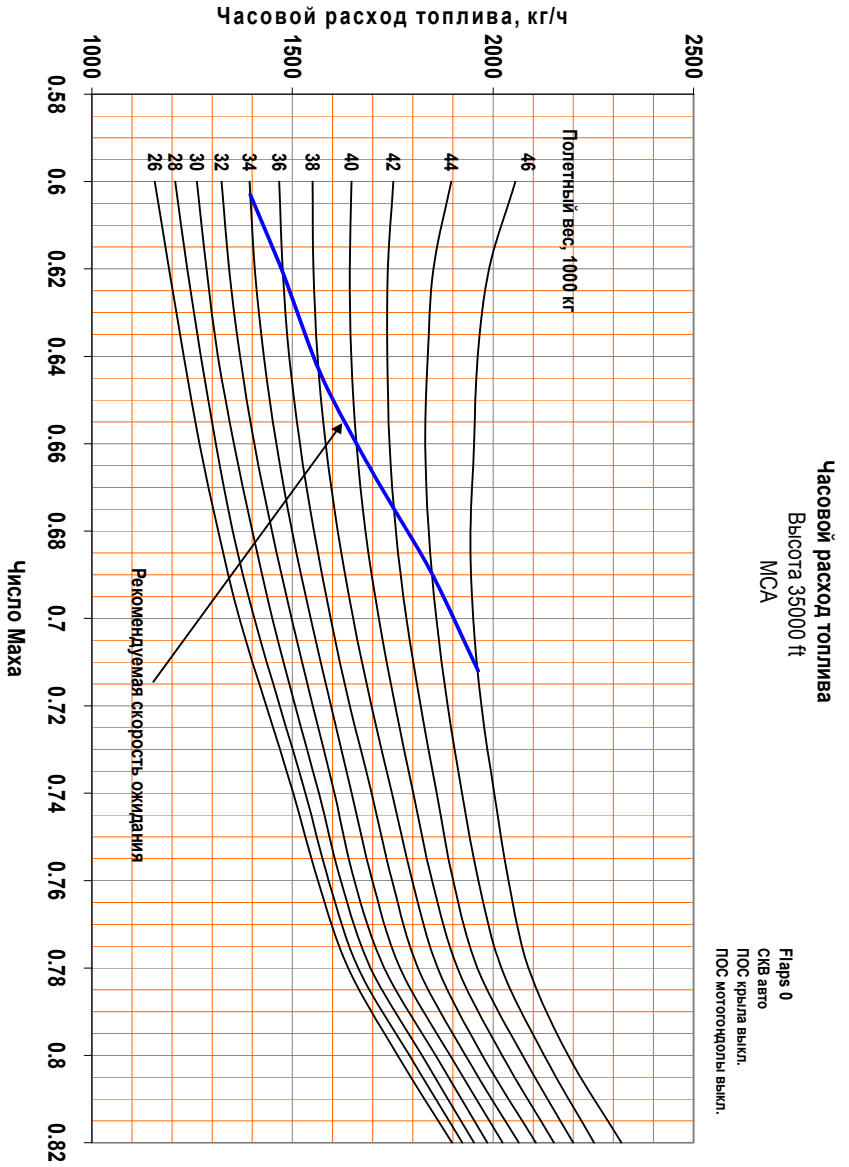


Рисунок 1.03.72

© ЗАО «ГСС»

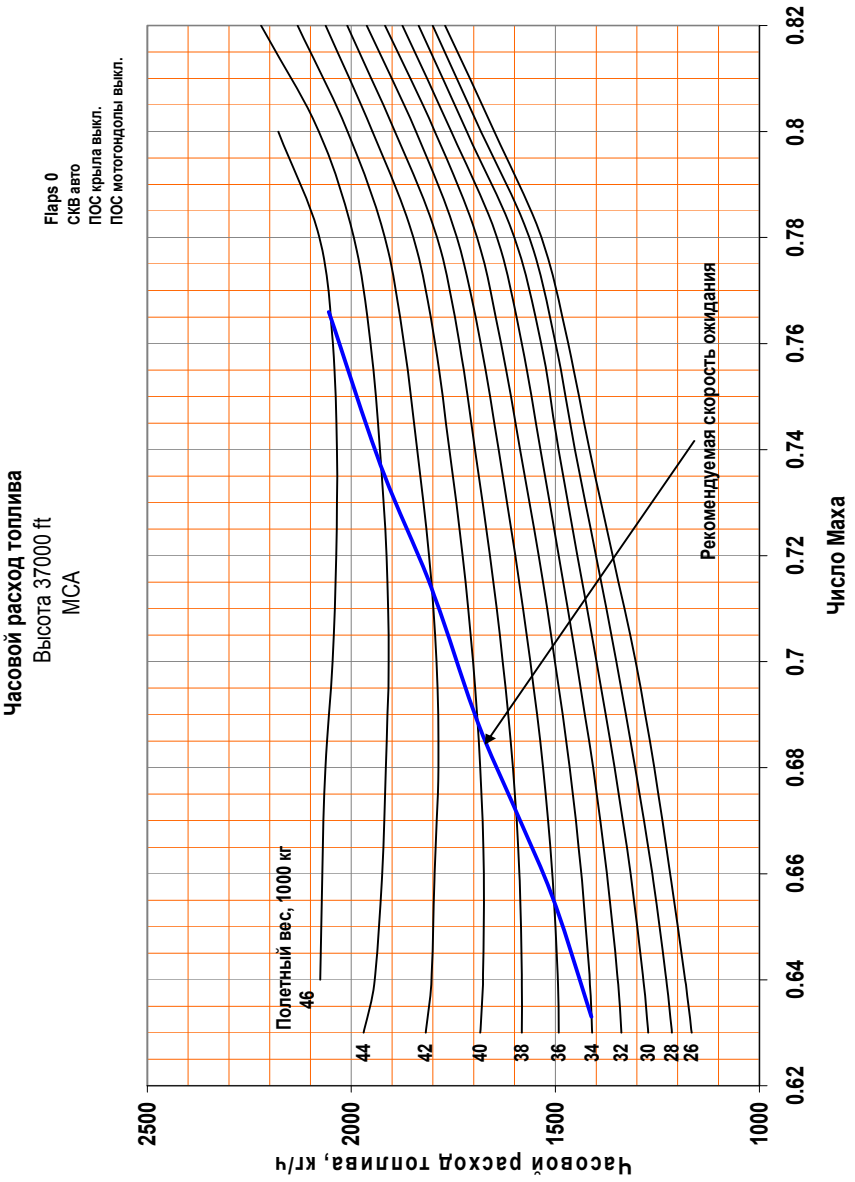


Рисунок 1.03.73

© ЗАО «ГСС»

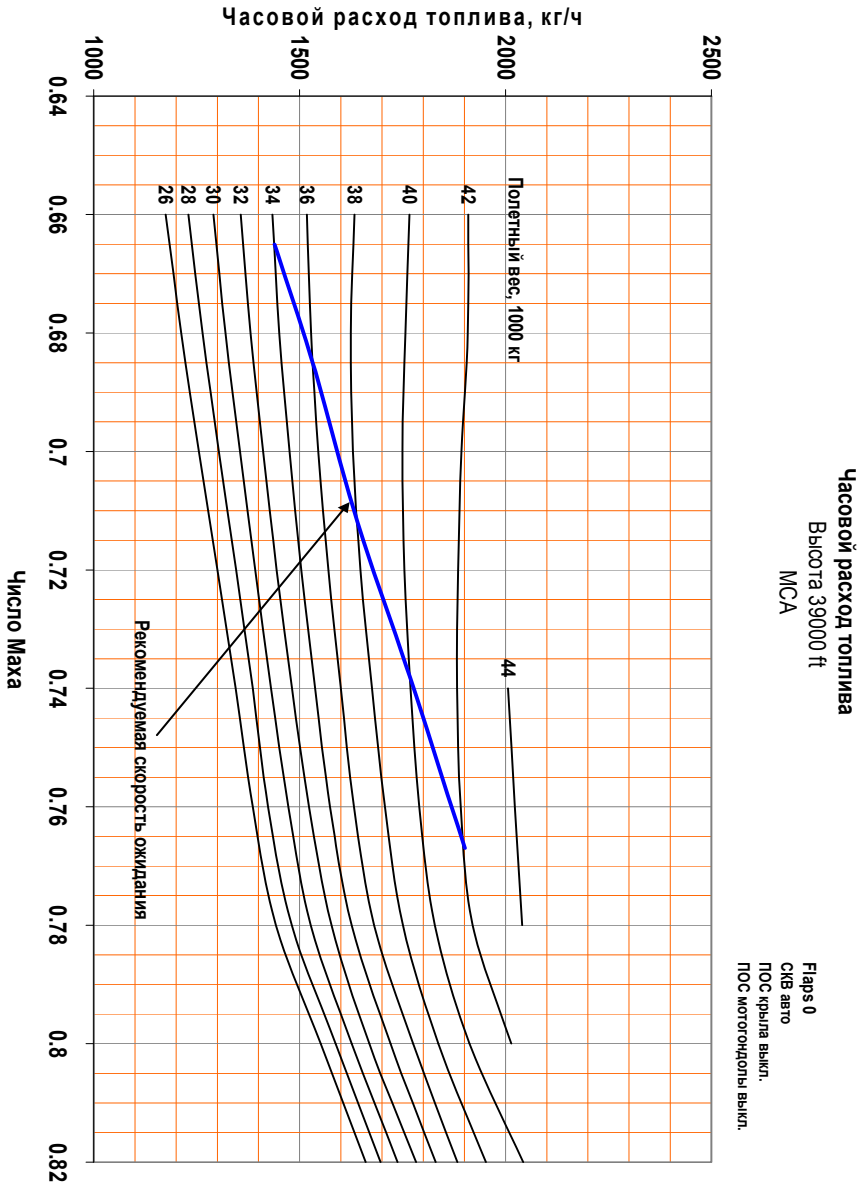


Рисунок 1.03.74

© ЗАО «ГСС»

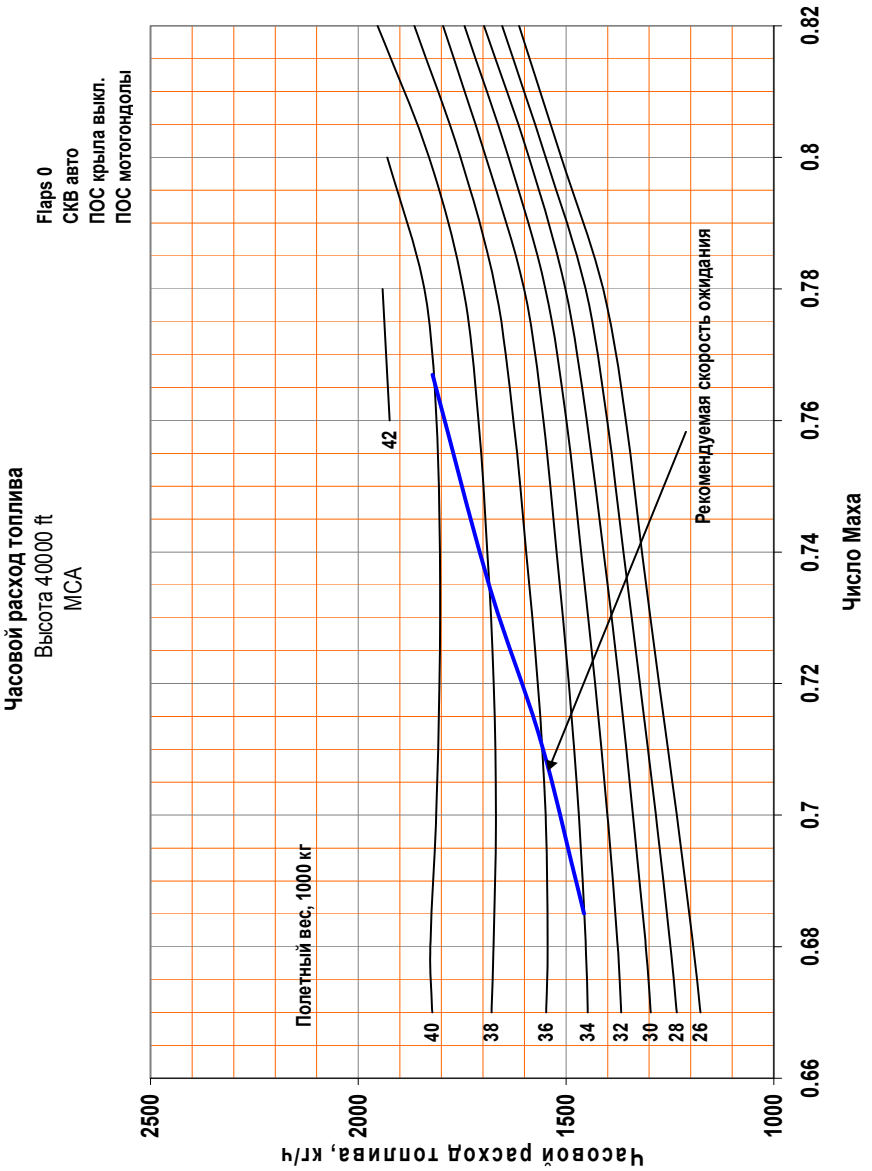


Рисунок 1.03.75

© ЗАО «ГСС»

ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КОНФИГУРАЦИИ “FLAPS 1”

На номограммах данного подраздела представлен часовой расход топлива при полёте самолёта в конфигурации “FLAPS 1” в условиях стандартной атмосферы. Если температура воздуха на эшелоне полёта превышает стандартную на 5C^{o} и более, то полученное по номограммам значение удельной дальности необходимо умножить на коэффициент K, который представлен в таблице 1.03.6.

Таблица 1.03.6

H, ft	K (от МСА+5C^{o} до МСА+10C^{o})	K (более МСА+10C^{o})
1500	1.0224	1.0365
5000	1.0230	1.0366
10000	1.0237	1.0371
15000	1.0247	1.0391
20000	1.0258	1.0406

© ЗАО «ГСС»

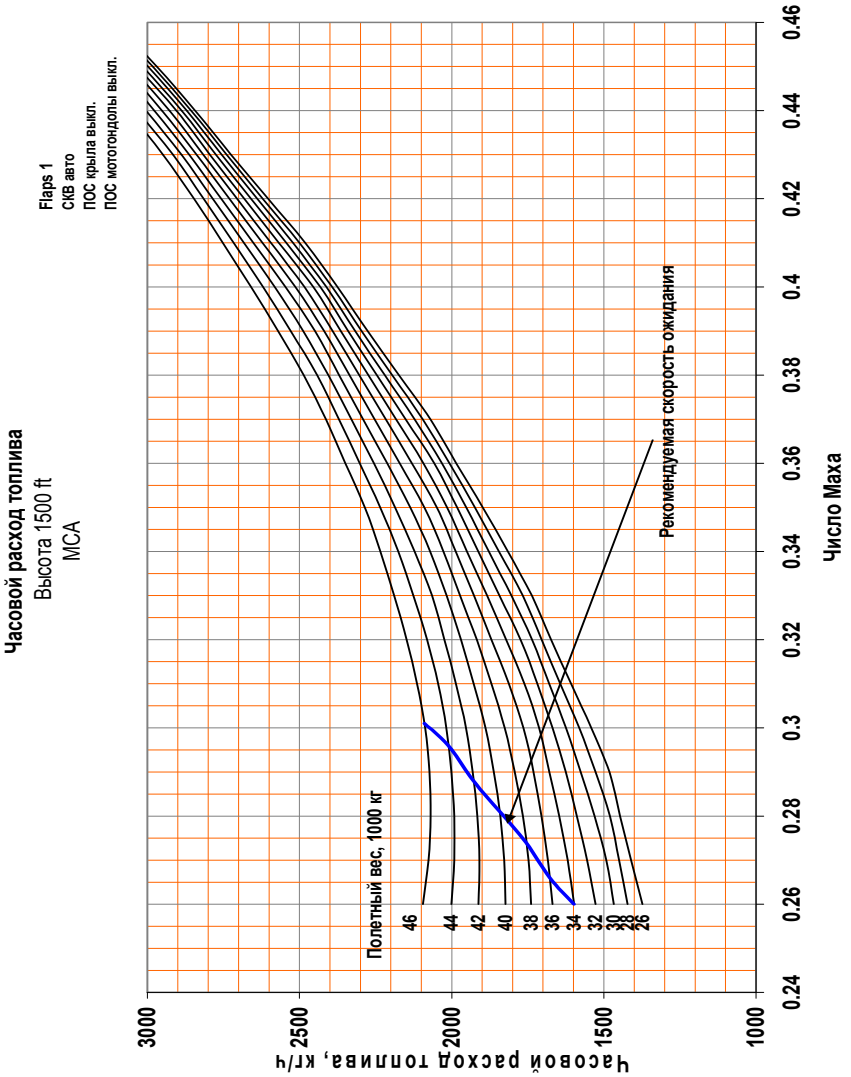


Рисунок 1.03.76

© ЗАО «ГСС»

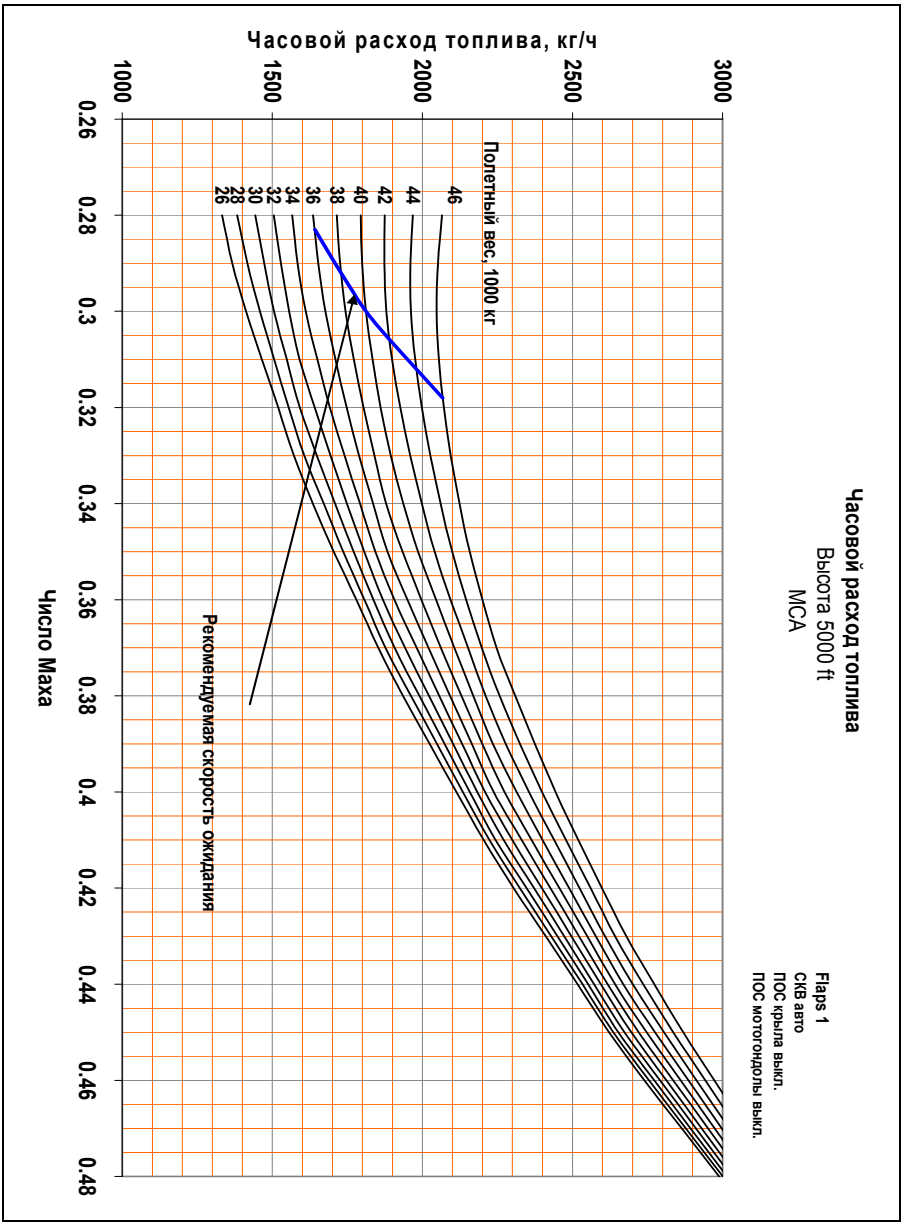


Рисунок 1.03.77

© ЗАО «ГСС»

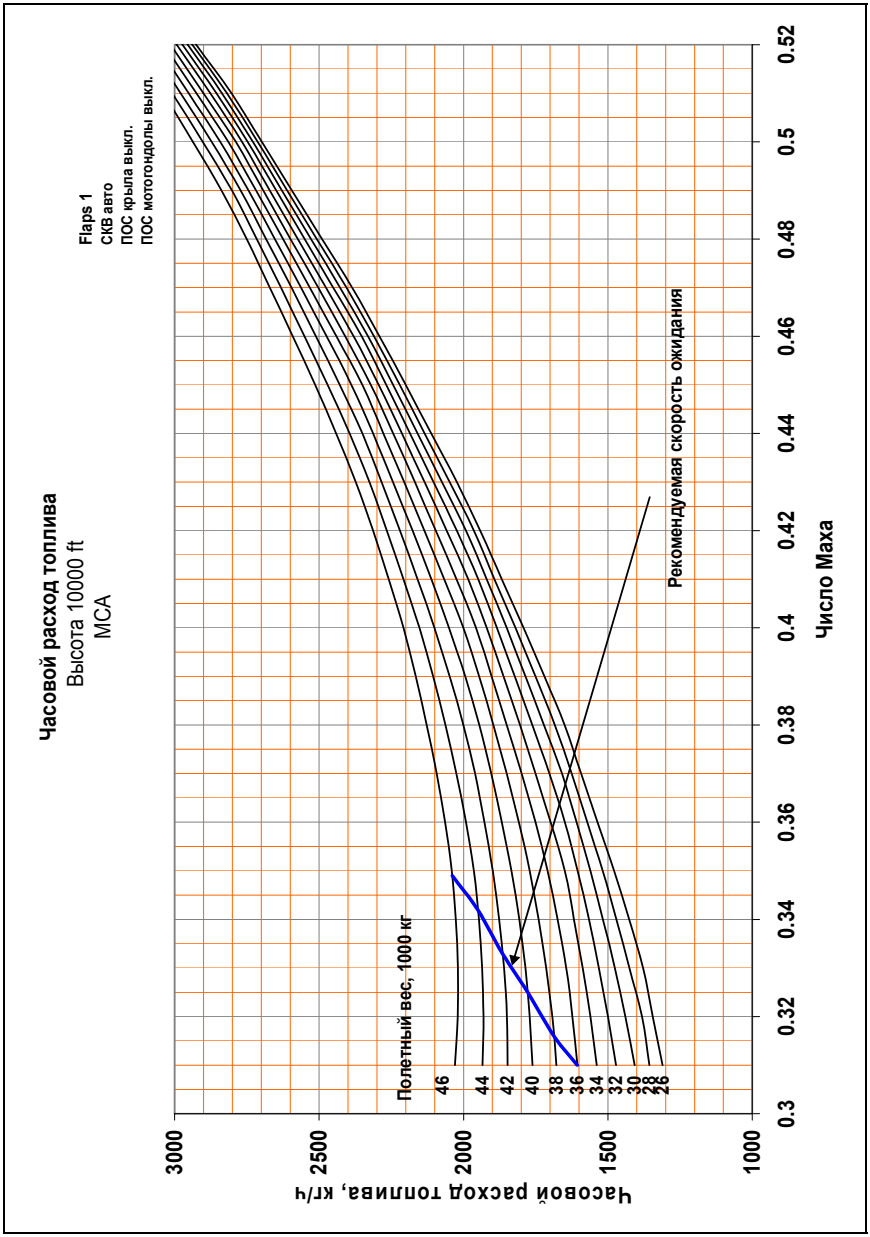


Рисунок 1.03.78

© ЗАО «ГСС»

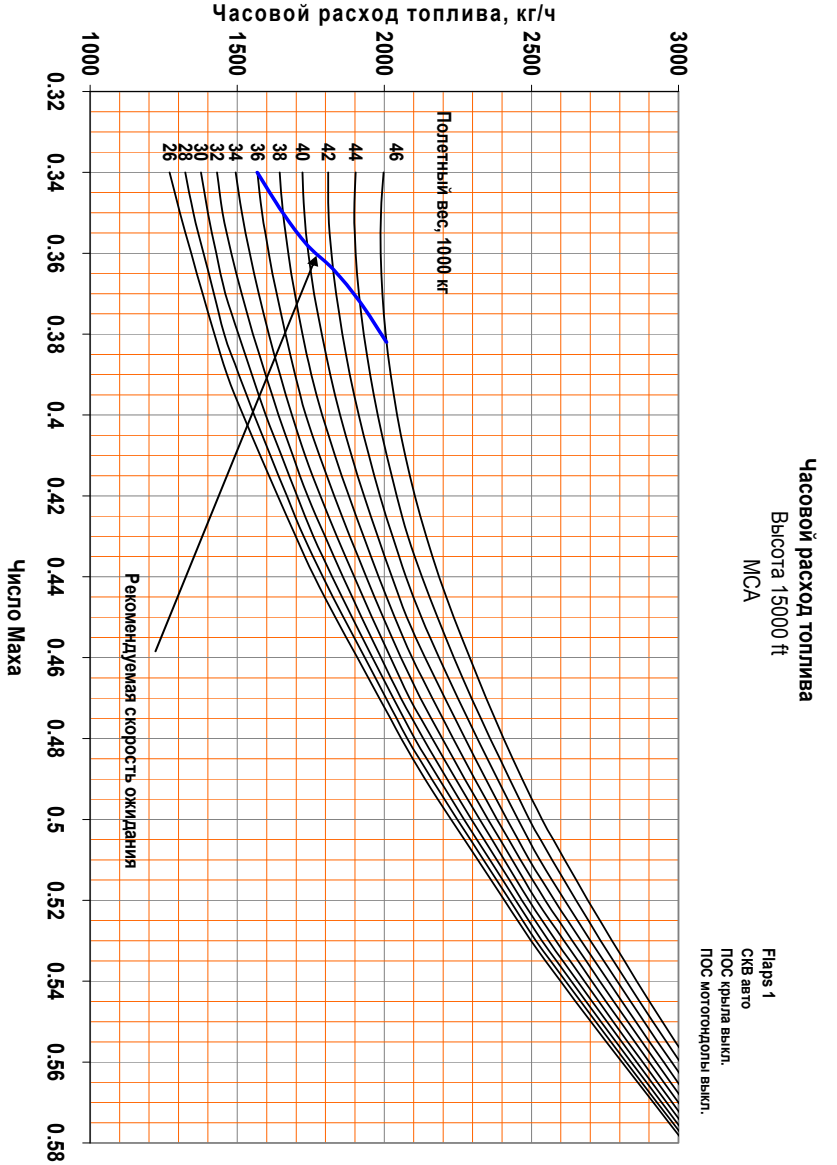


Рисунок 1.03.79

© ЗАО «ГСС»

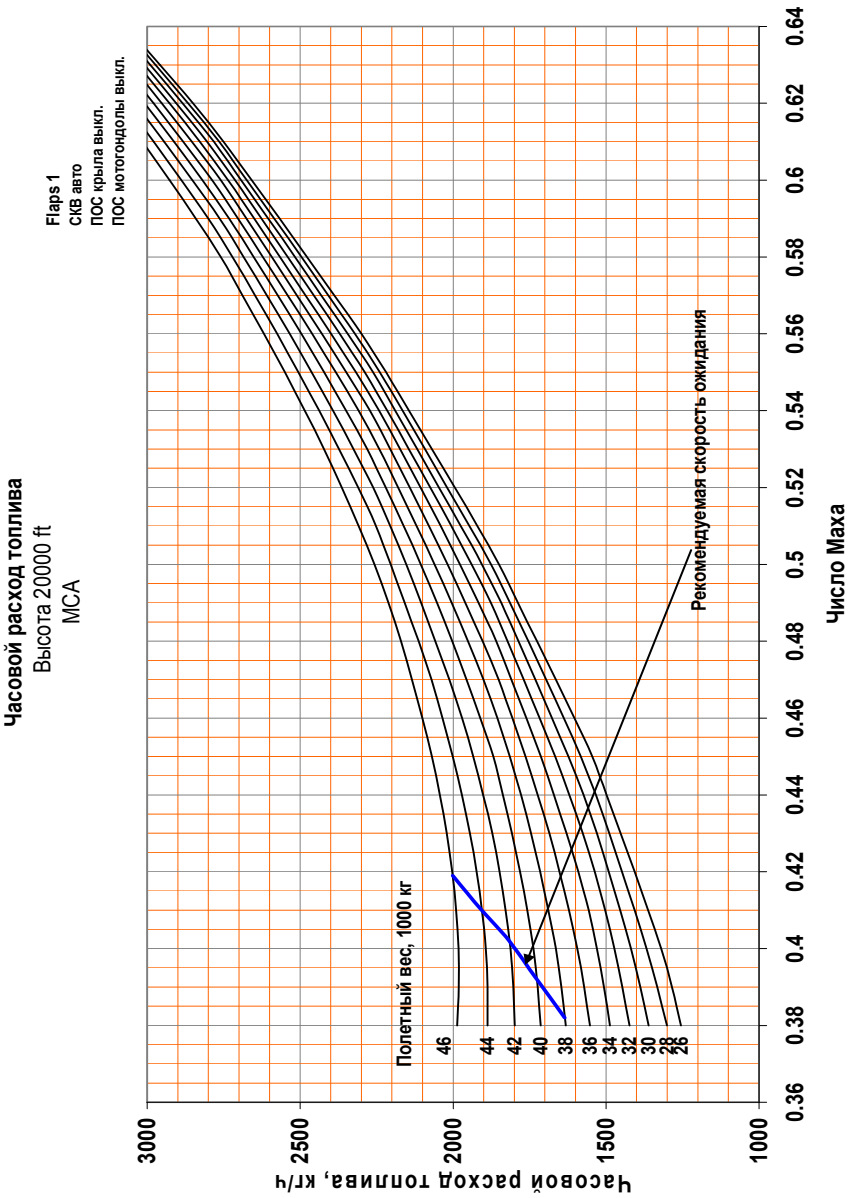


Рисунок 1.03.80

© ЗАО «ГСС»

ОПТИМАЛЬНЫЕ И МАКСИМАЛЬНЫЕ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

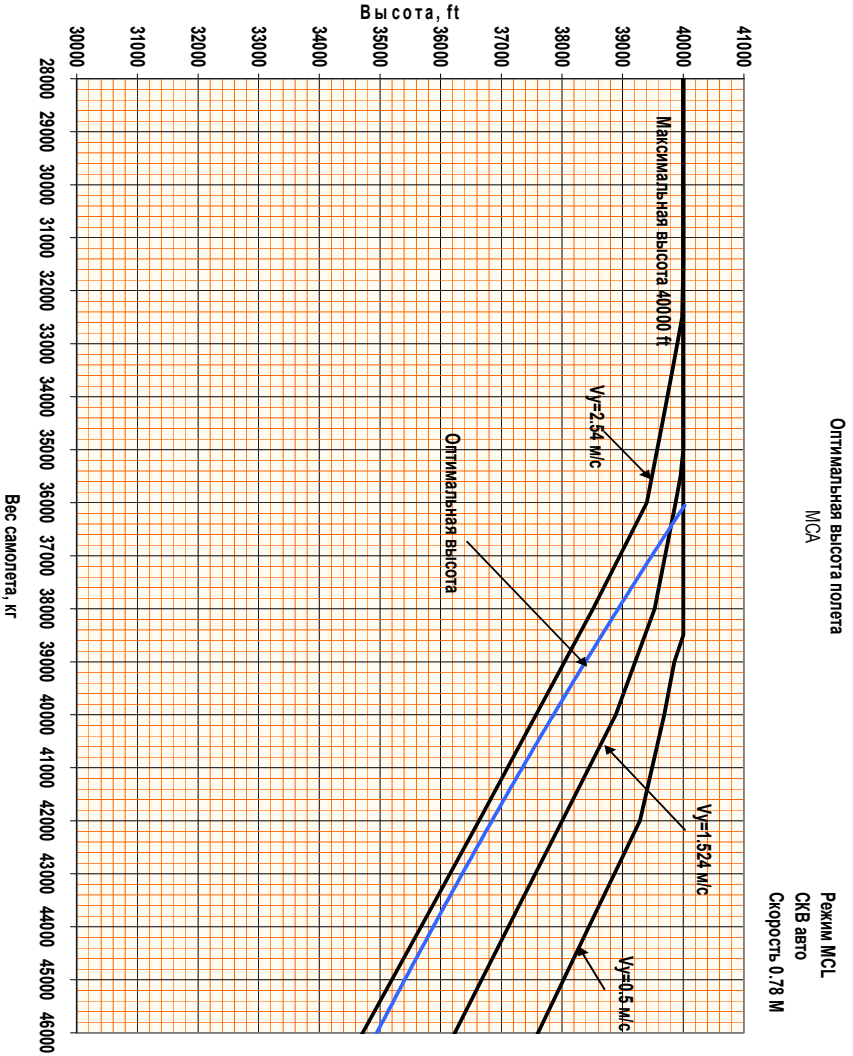


Рисунок 1.03.81

© ЗАО «ГСС»

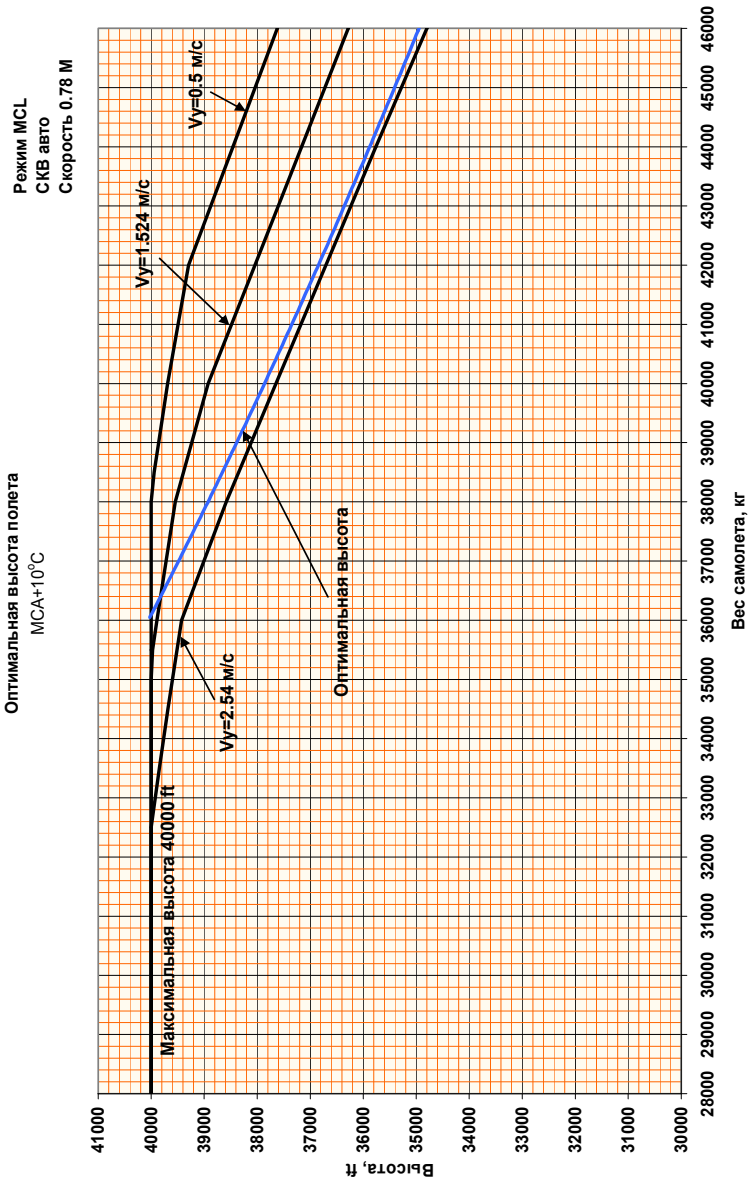


Рисунок 1.03.82

© ЗАО «ГСС»

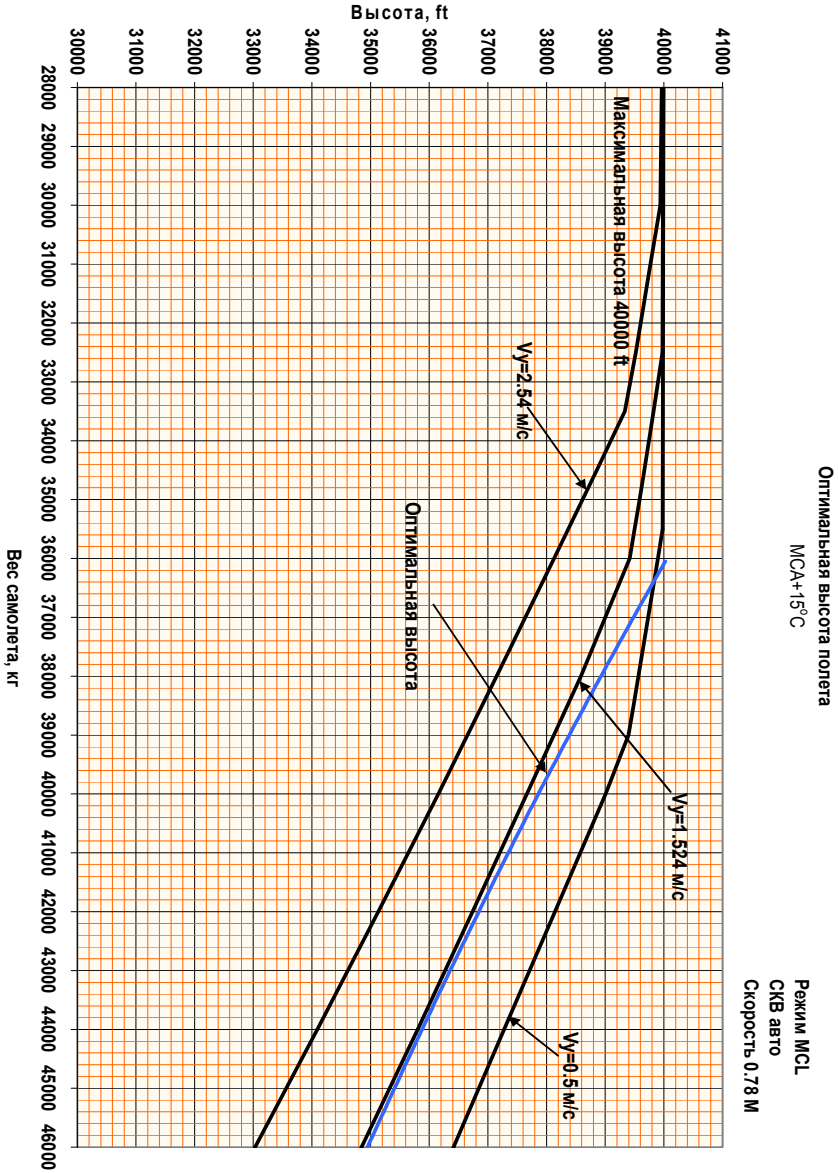


Рисунок 1.03.83

© ЗАО «ГСС»

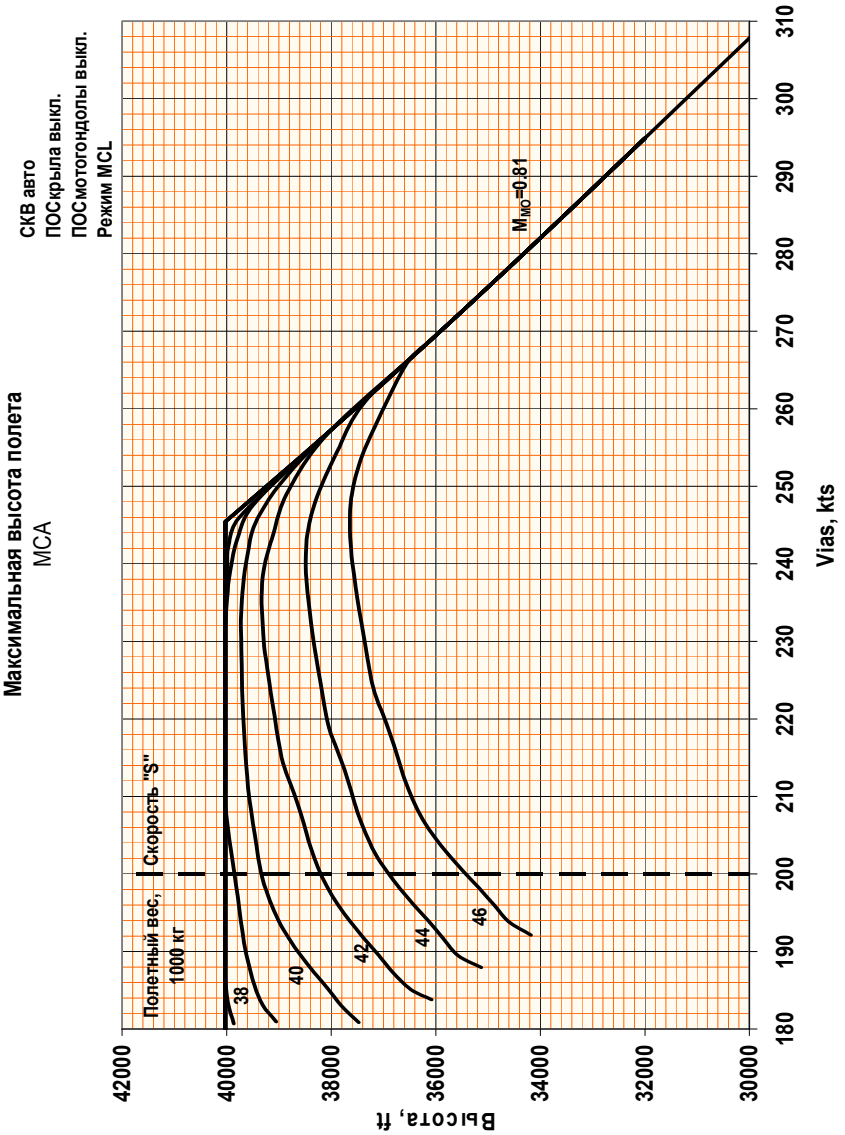


Рисунок 1.03.84

© ЗАО «ГСС»

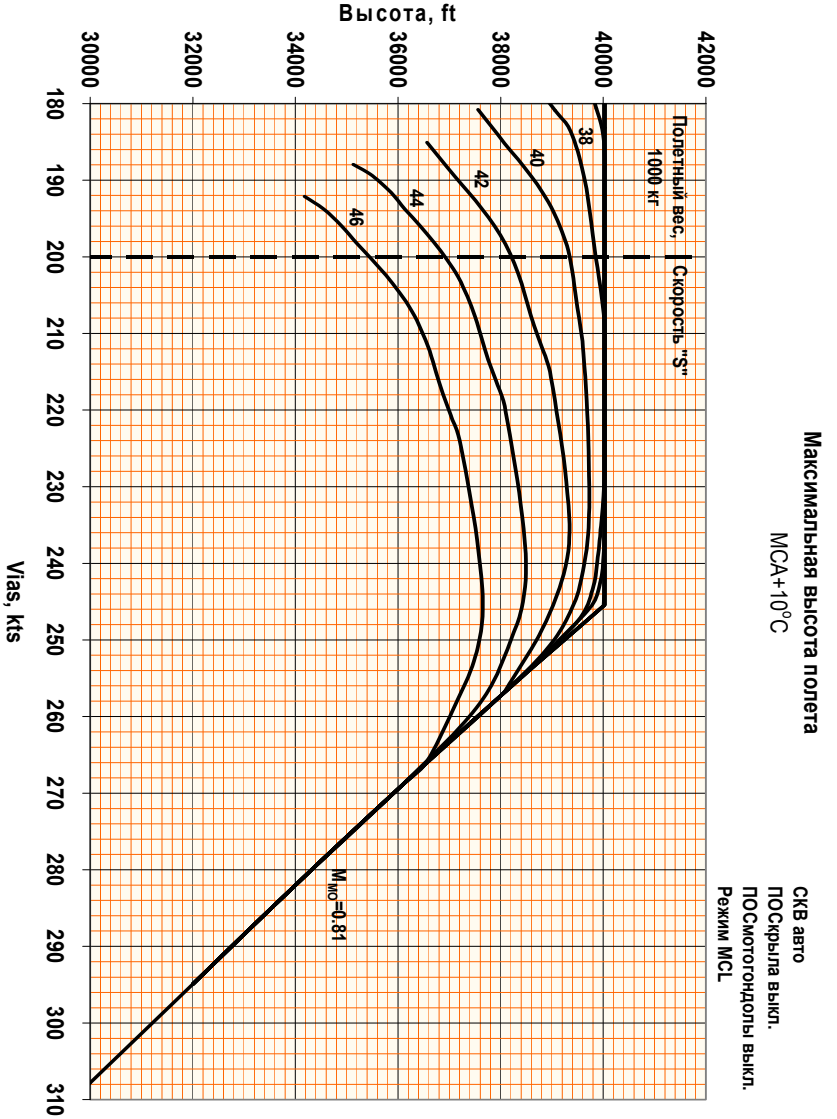


Рисунок 1.03.85

© ЗАО «ГСС»

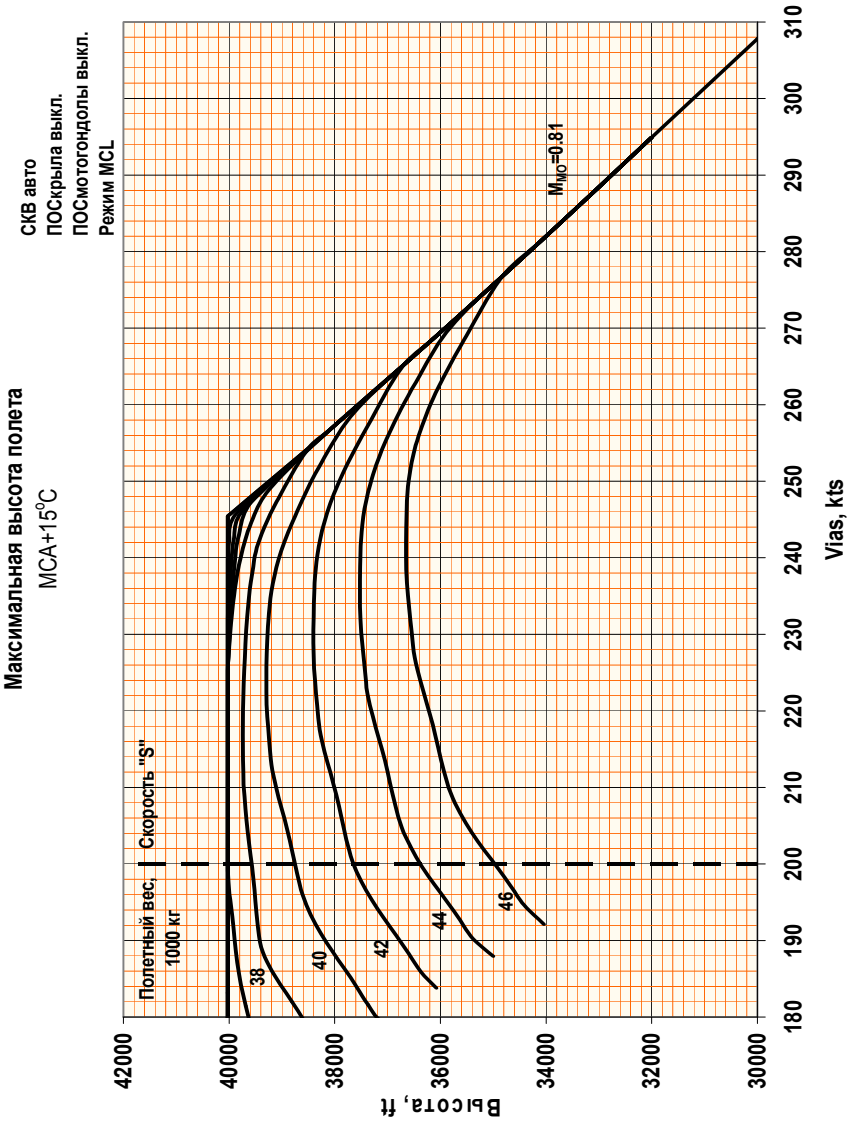


Рисунок 1.03.86

© ЗАО «ГСС»

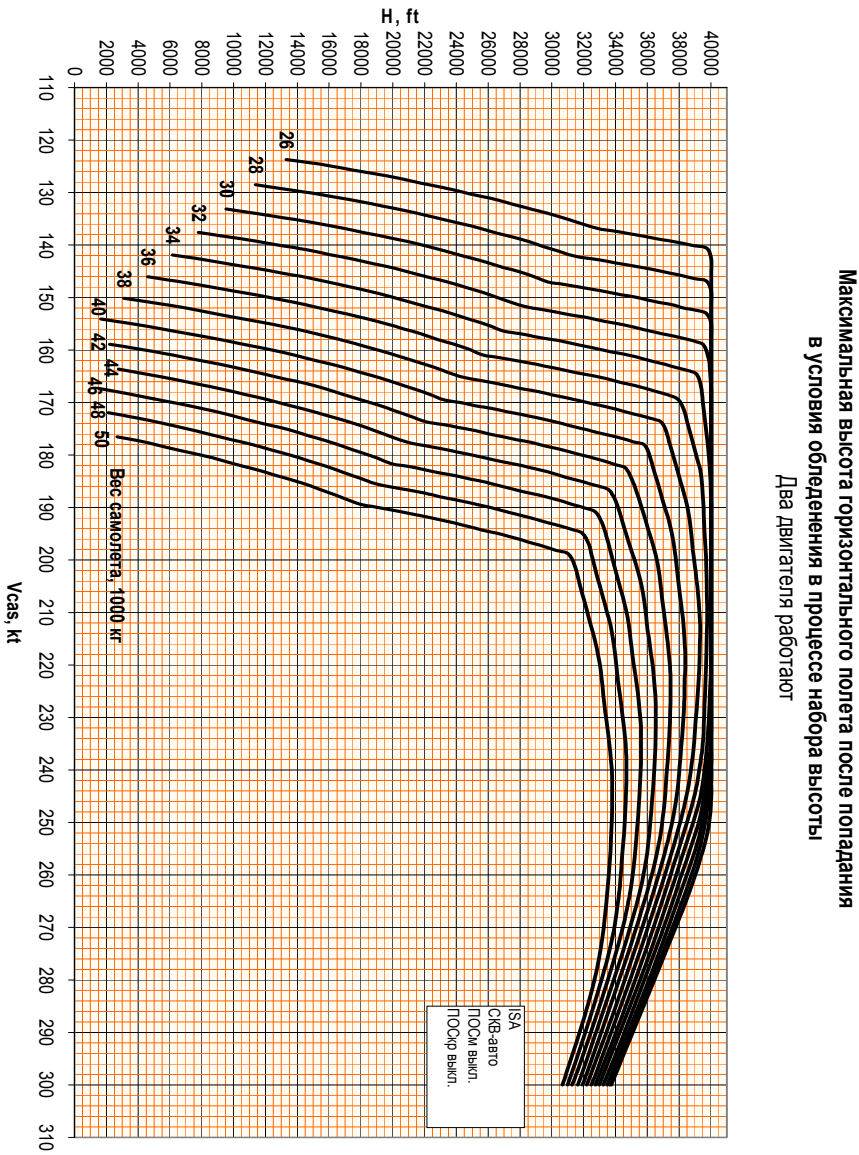


Рисунок 1.03.87

© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ ДО ЗАПАСНОГО АЭРОДРОМА

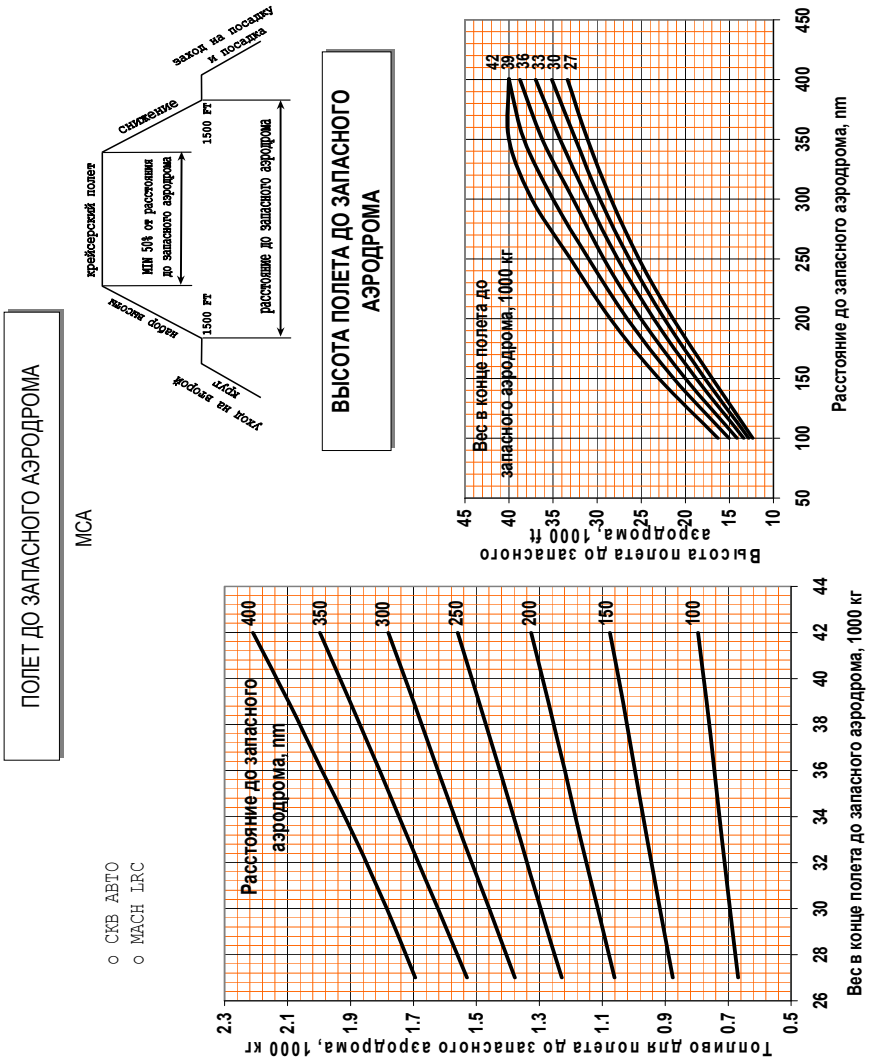


Рисунок 1.03.88

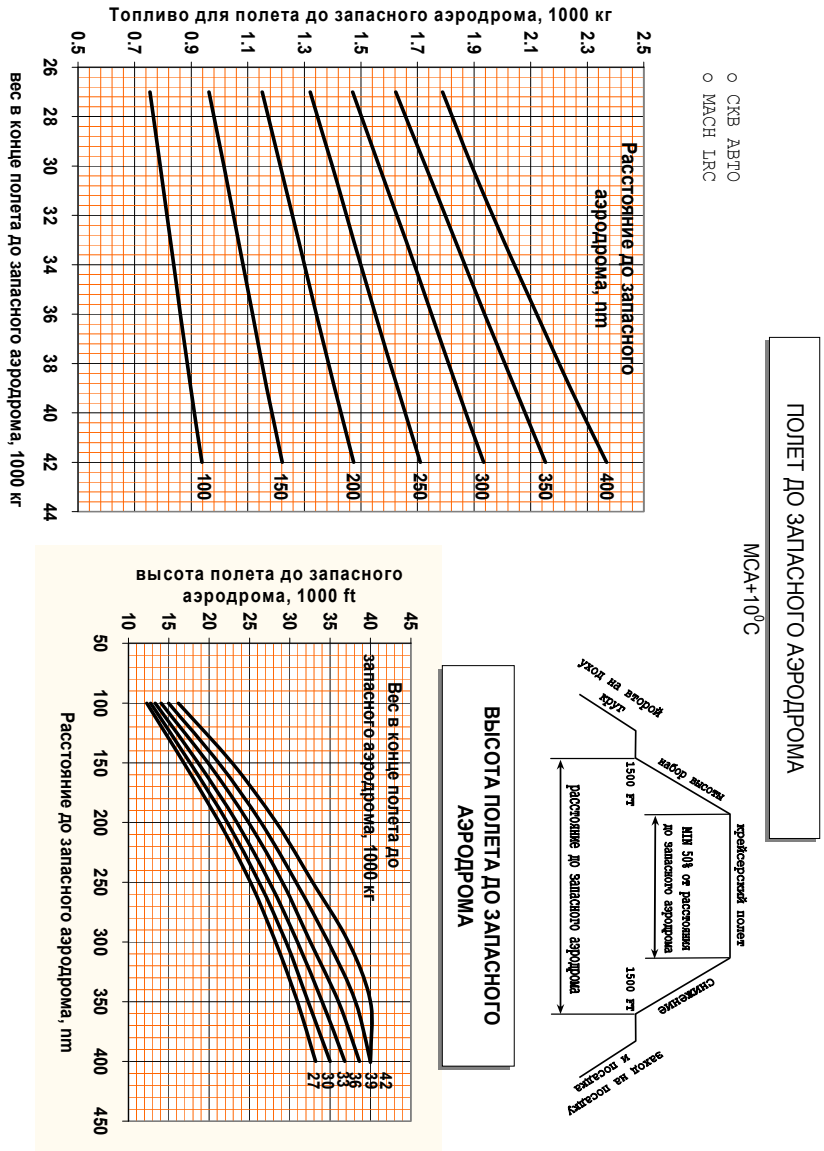


Рисунок 1.03.89

© ЗАО «ГСС»

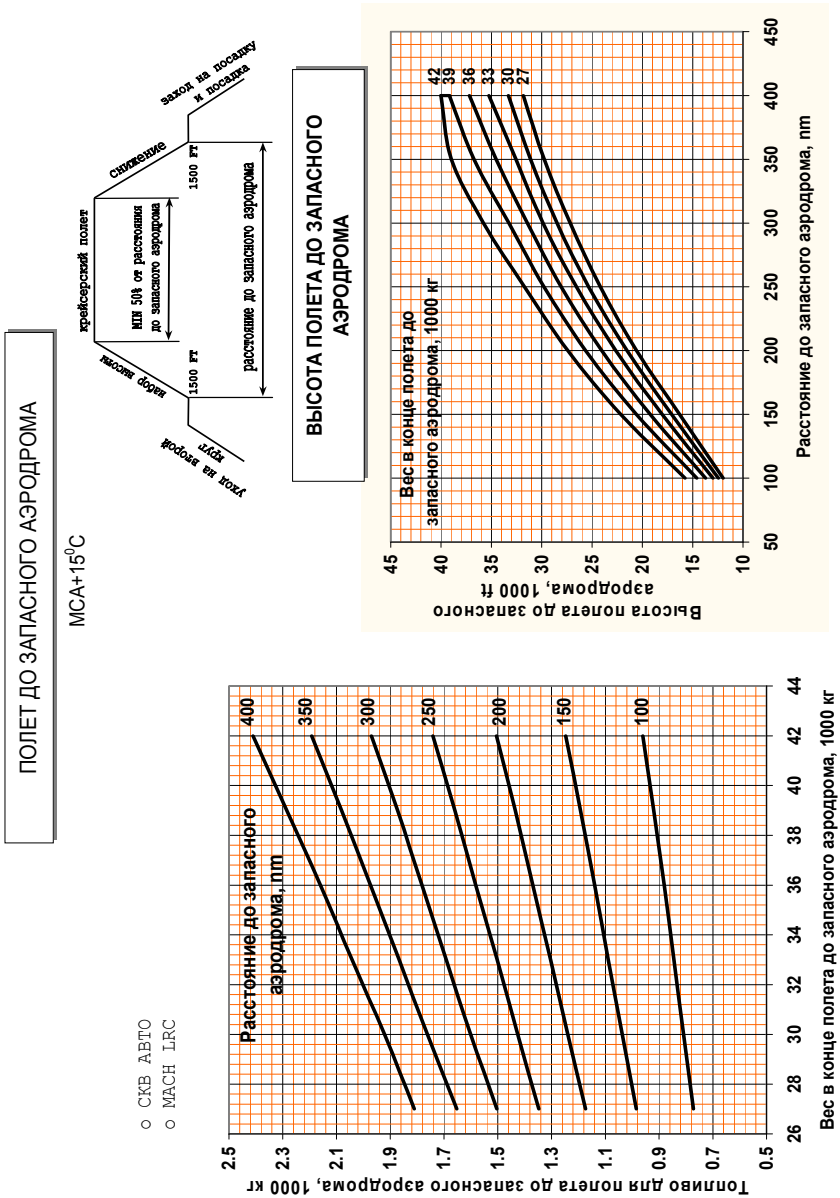


Рисунок 1.03.90

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.60 ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

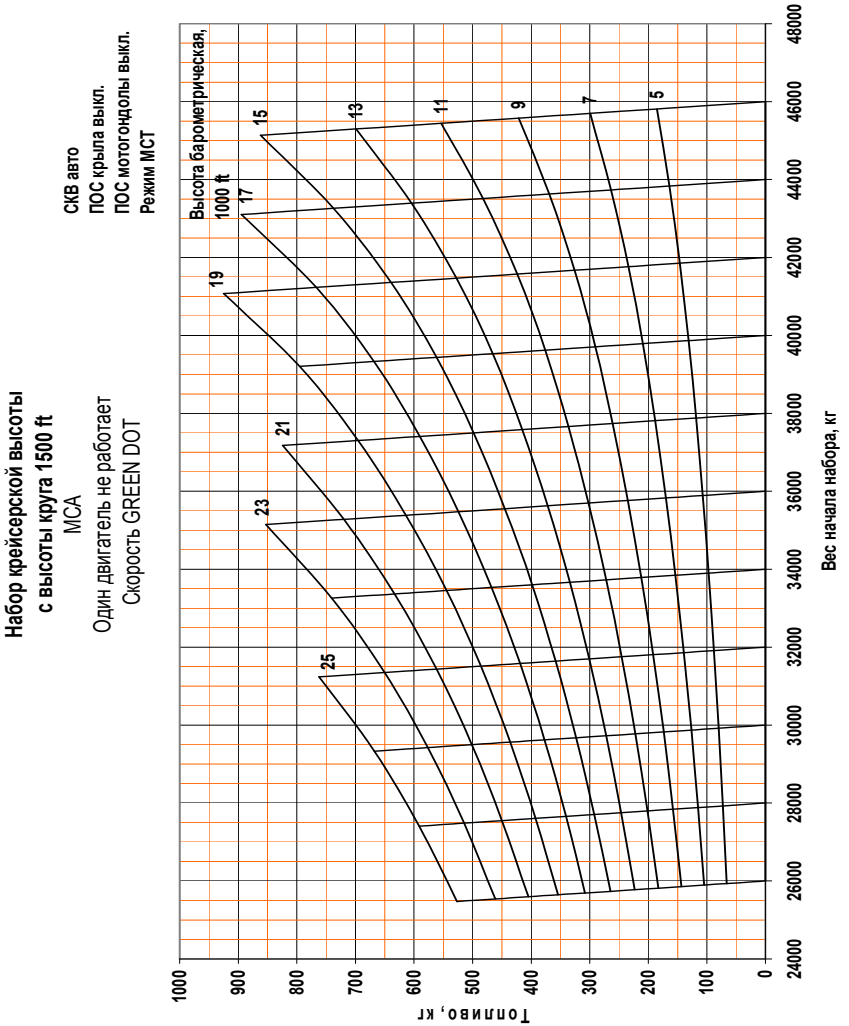


Рисунок 1.03.91

© ЗАО «ГСС»

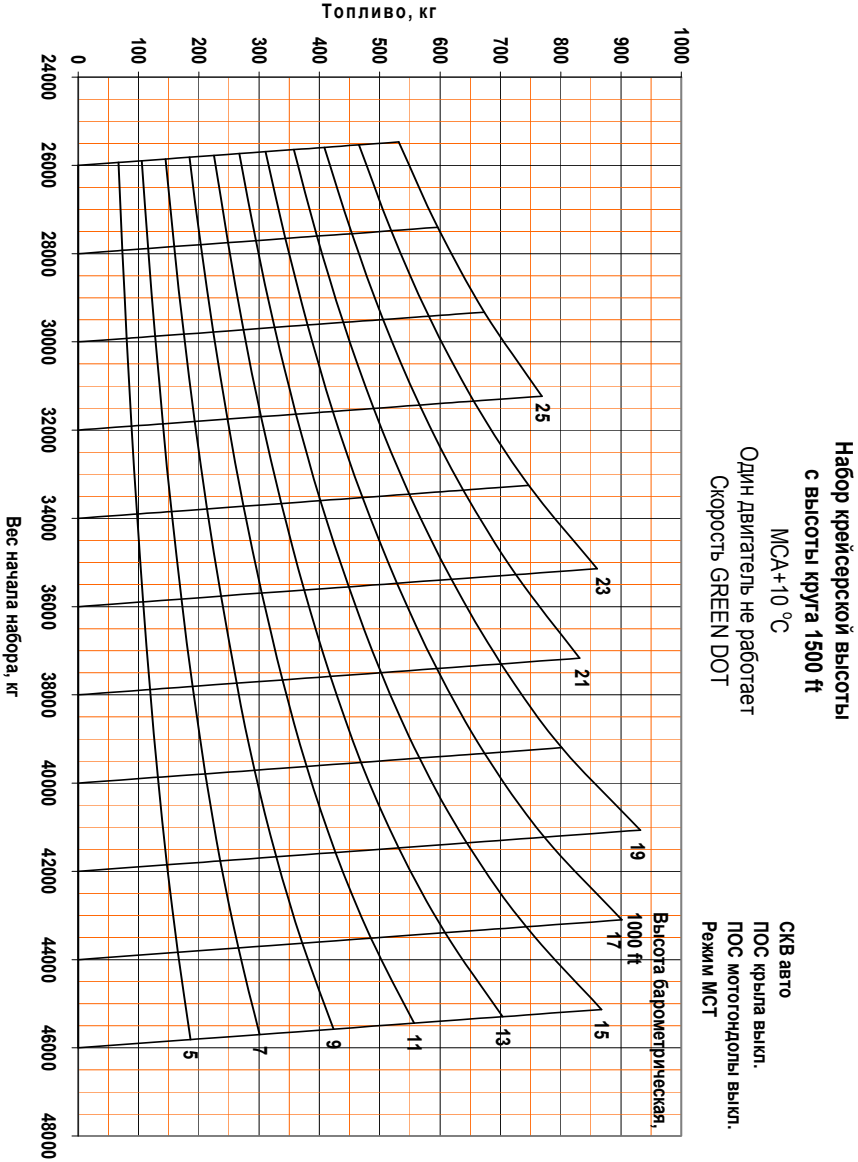


Рисунок 1.03.92

© ЗАО «ГСС»

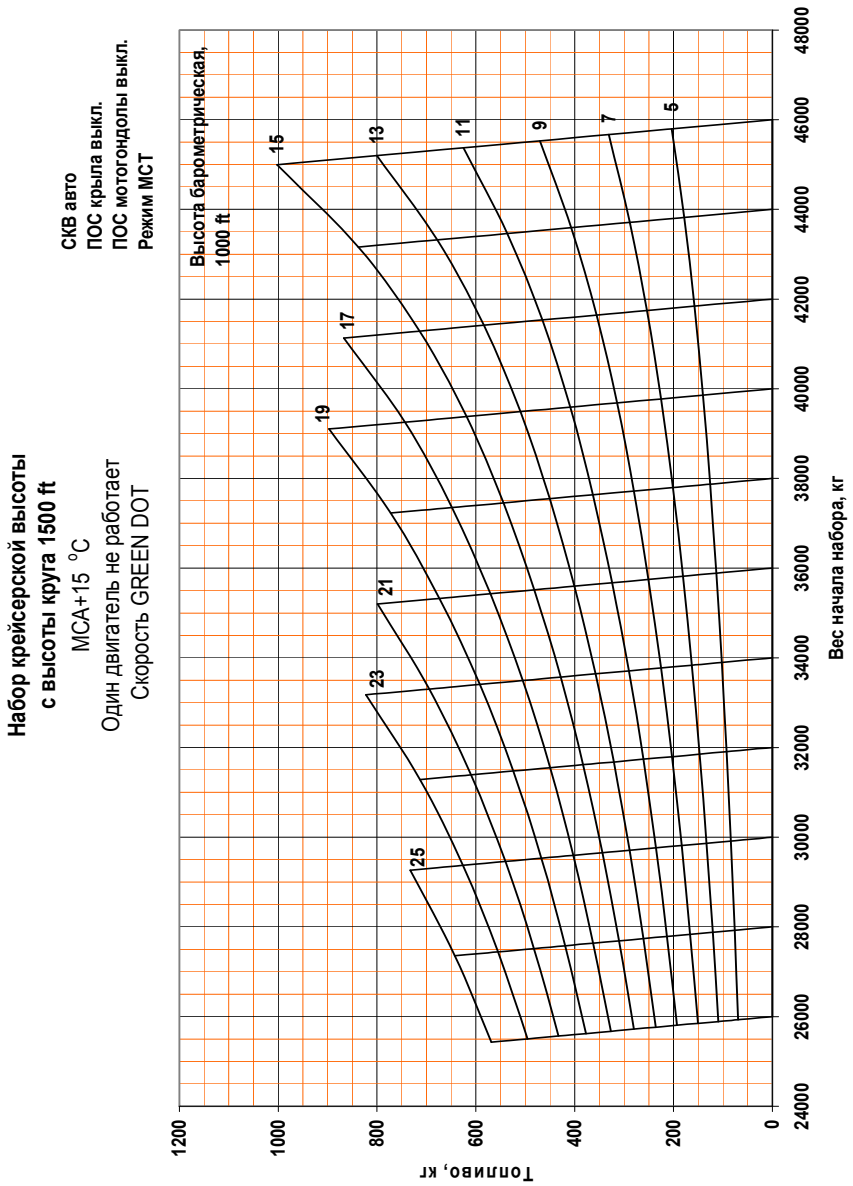


Рисунок 1.03.93

© ЗАО «ГСС»

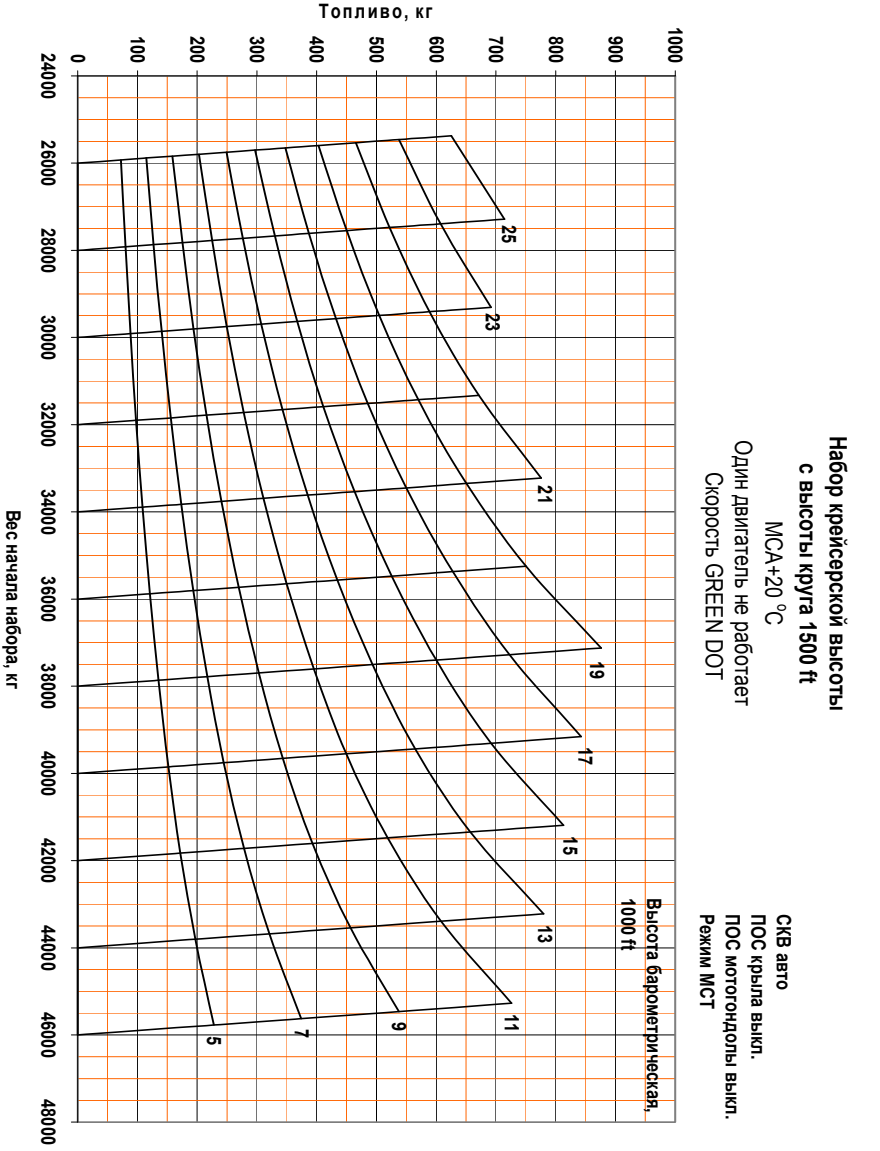


Рисунок 1.03.94

© ЗАО «ГСС»

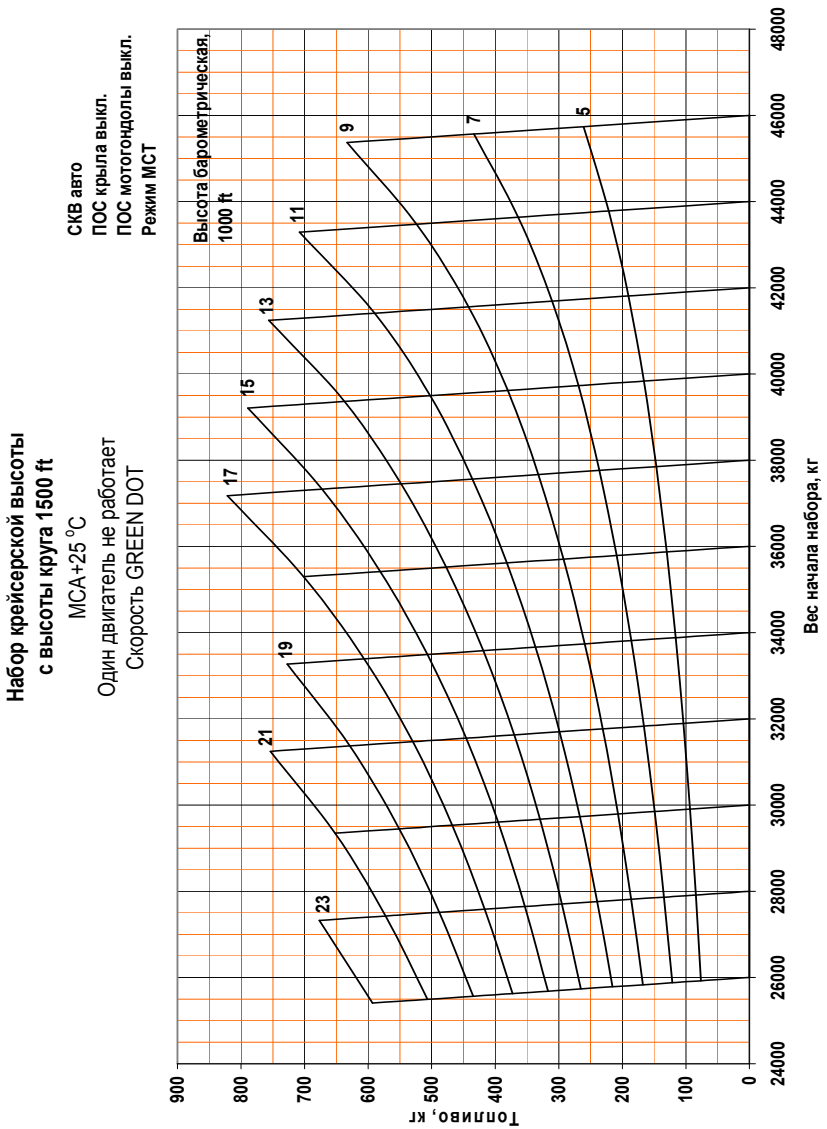


Рисунок 1.03.95

© ЗАО «ГСС»

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

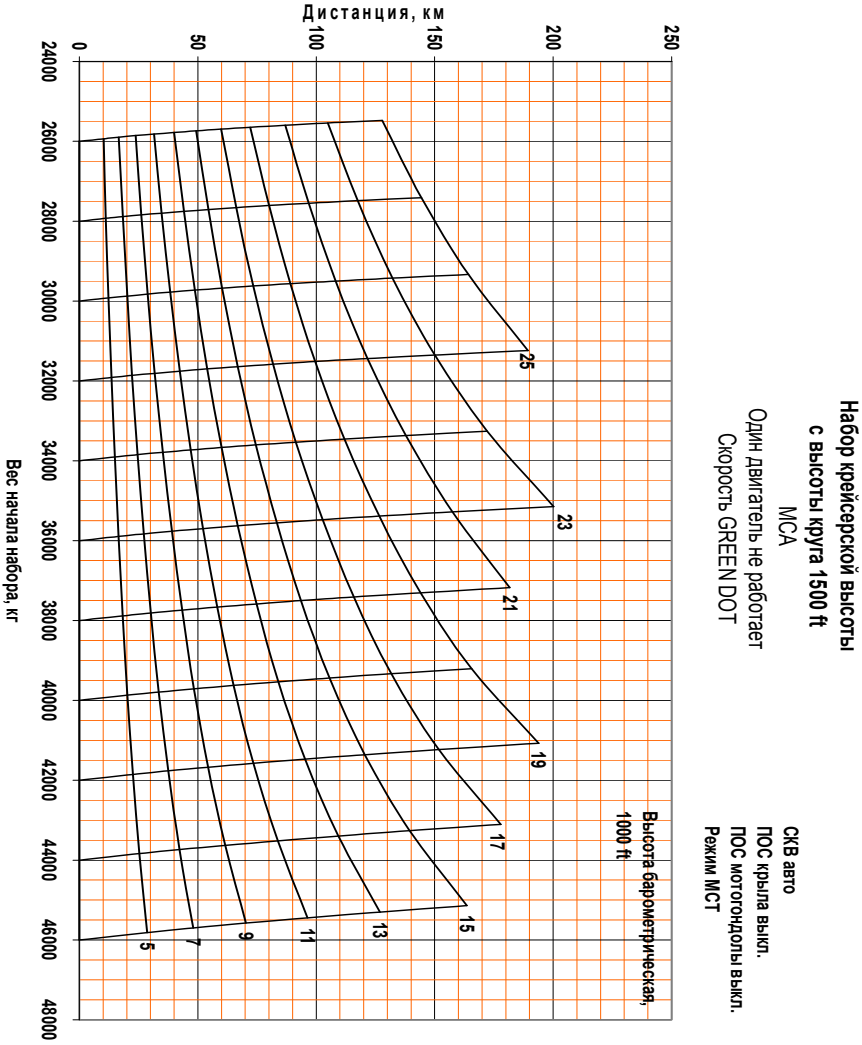


Рисунок 1.03.96

© ЗАО «ГСС»

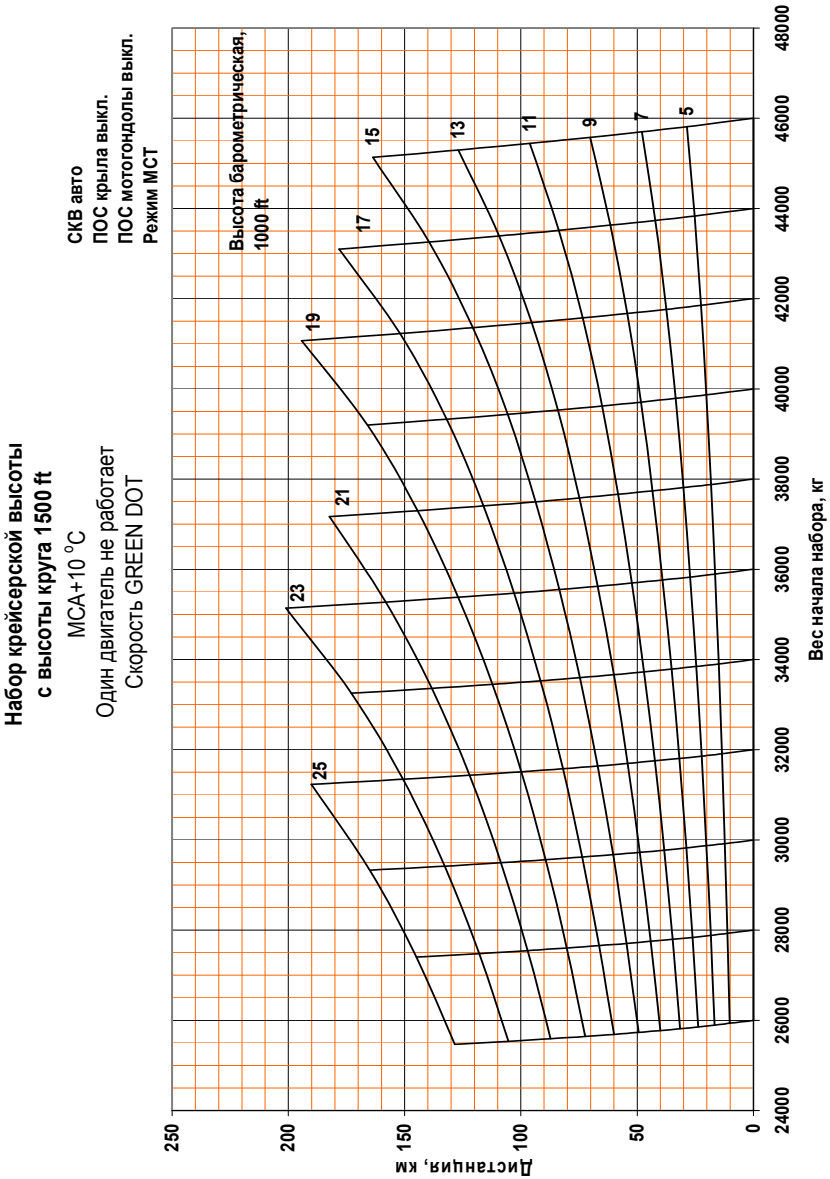


Рисунок 1.03.97

© ЗАО «ГСС»

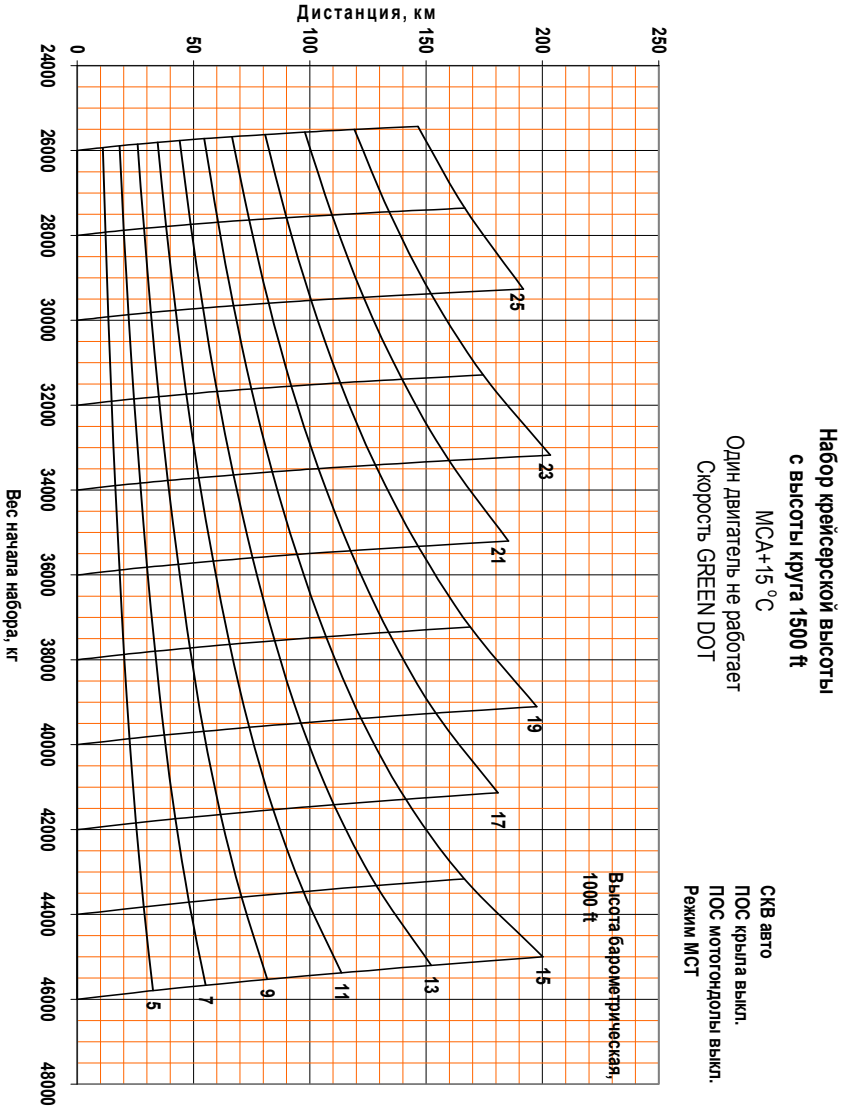


Рисунок 1.03.98

© ЗАО «ГСС»

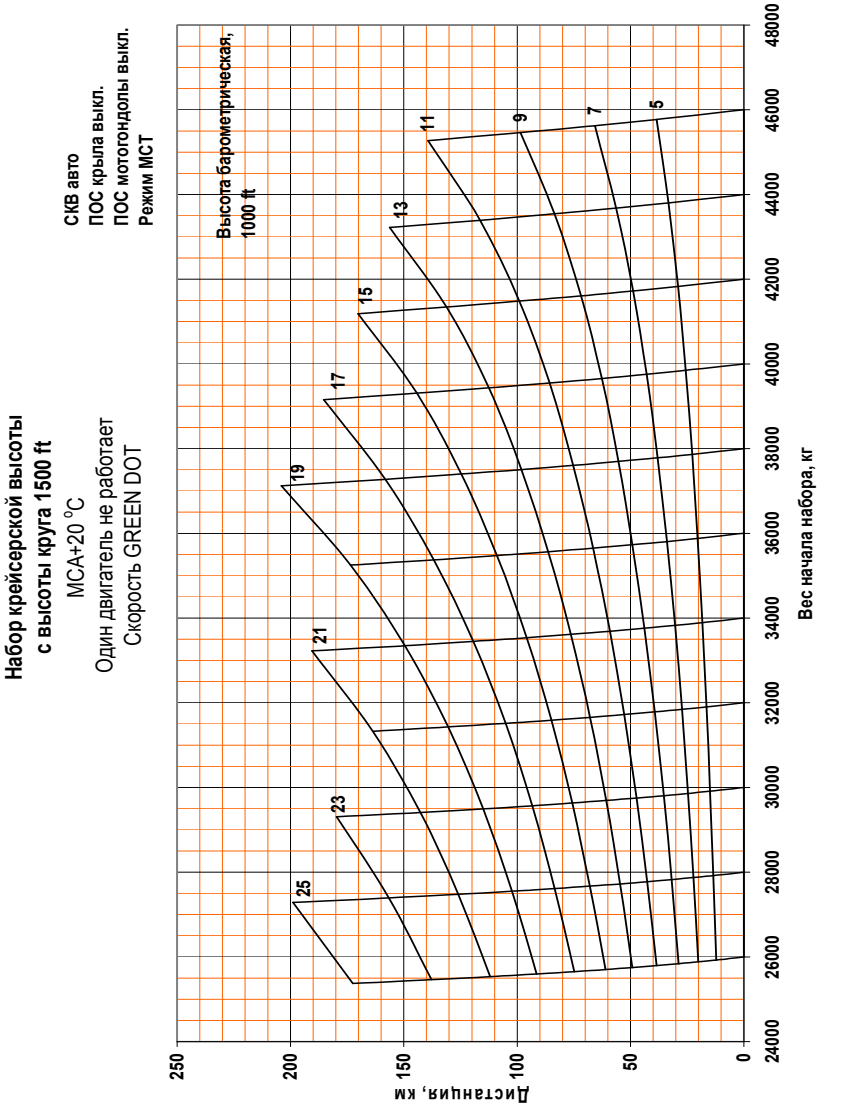


Рисунок 1.03.99

© ЗАО «ГСС»

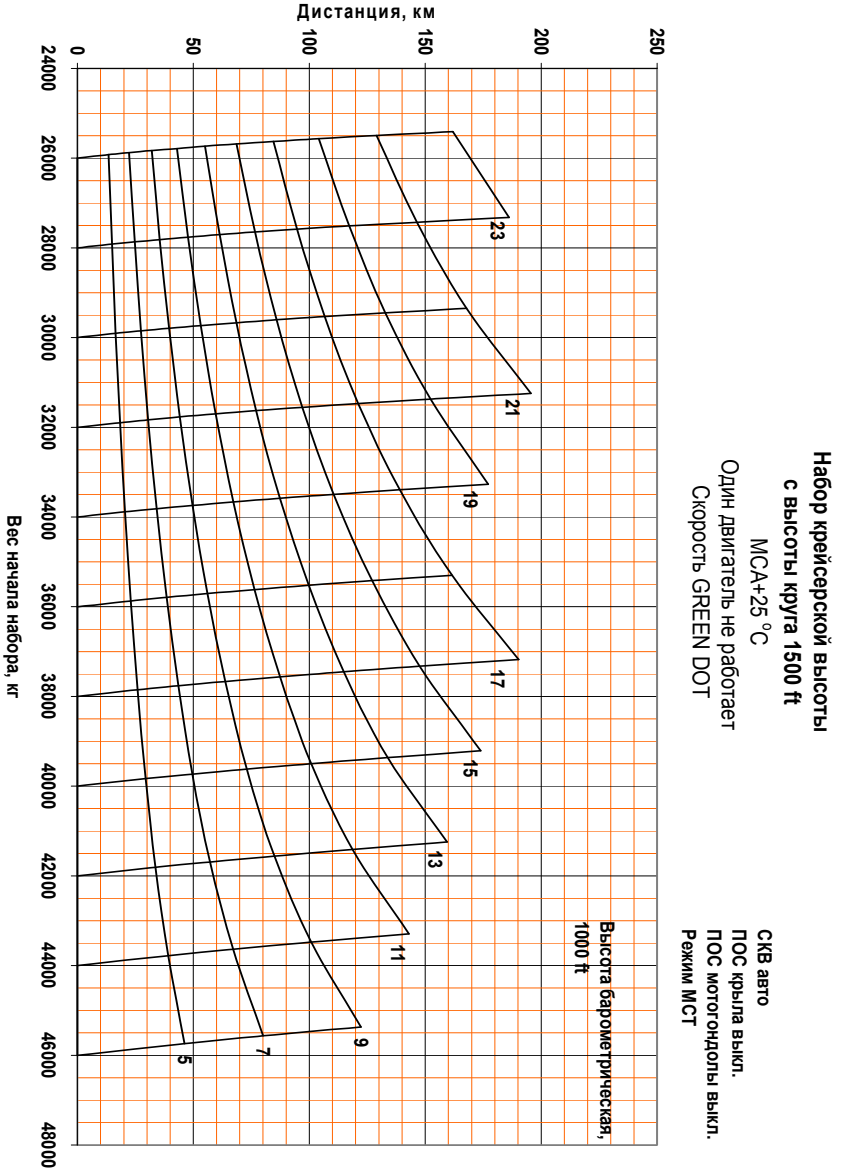


Рисунок 1.03.100

© ЗАО «ГСС»

ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

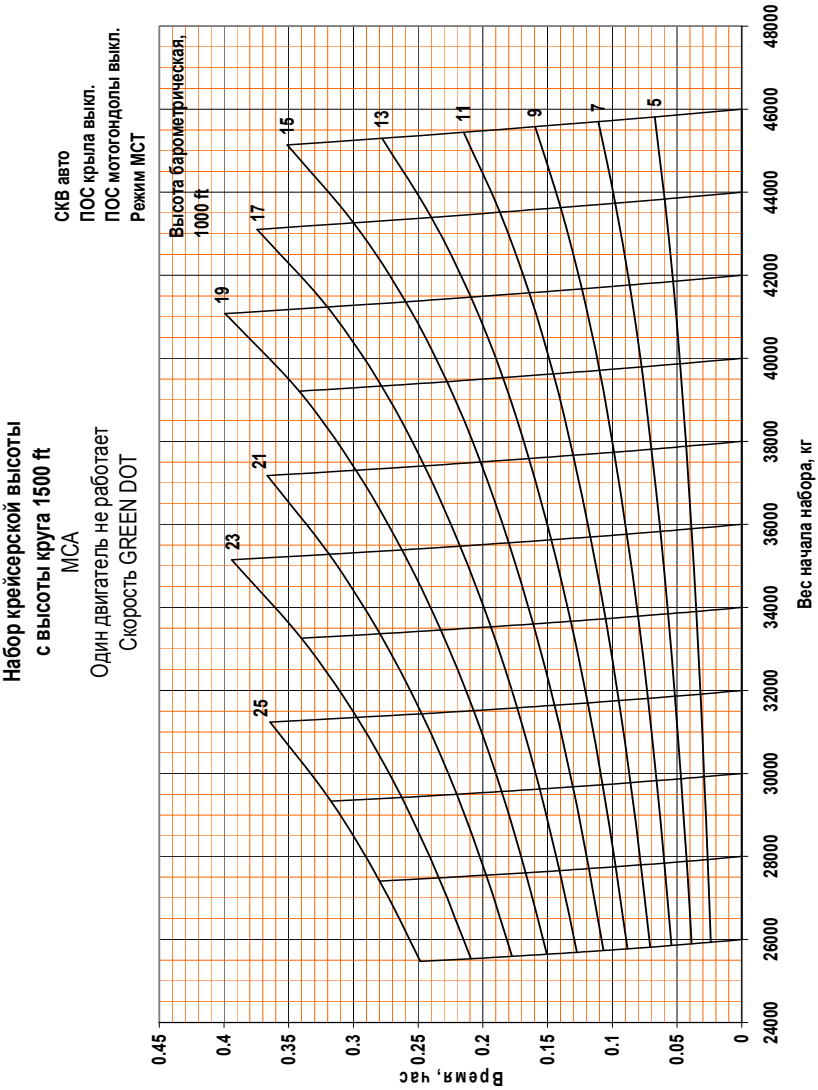


Рисунок 1.03.101

© ЗАО «ГСС»

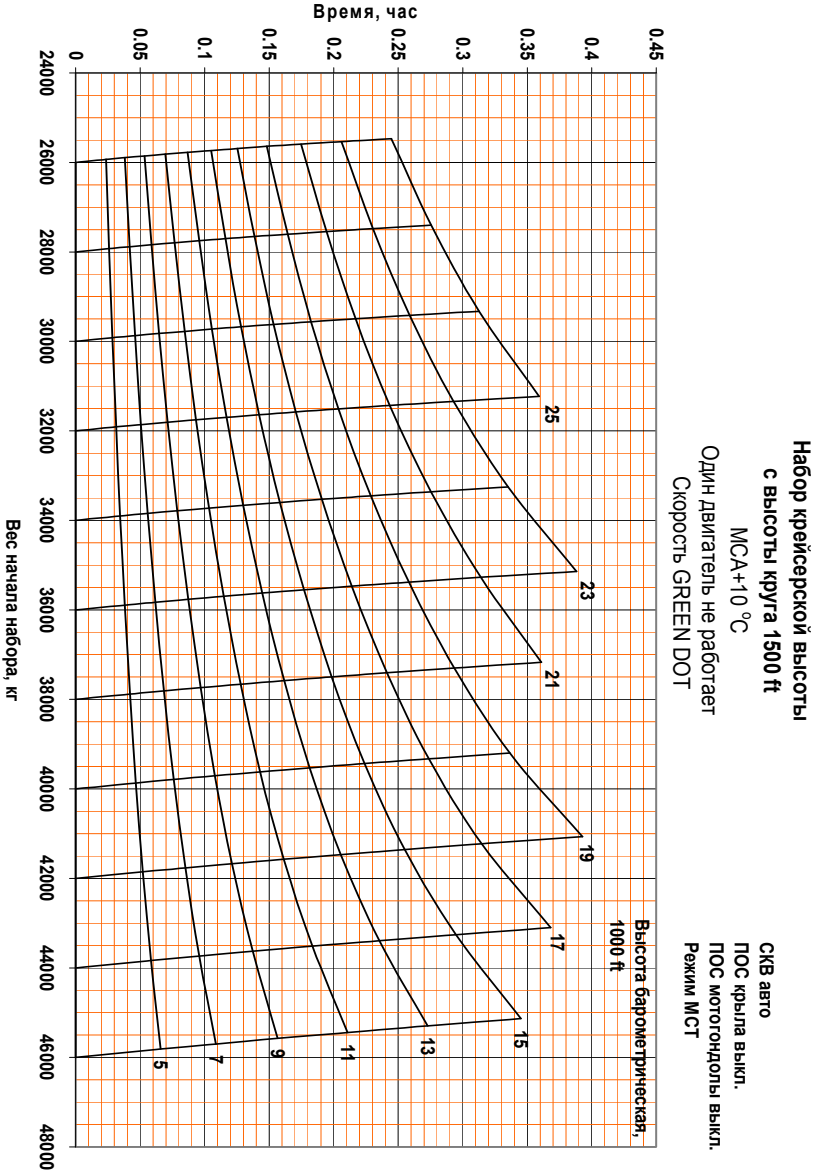


Рисунок 1.03.102

© ЗАО «ГСС»

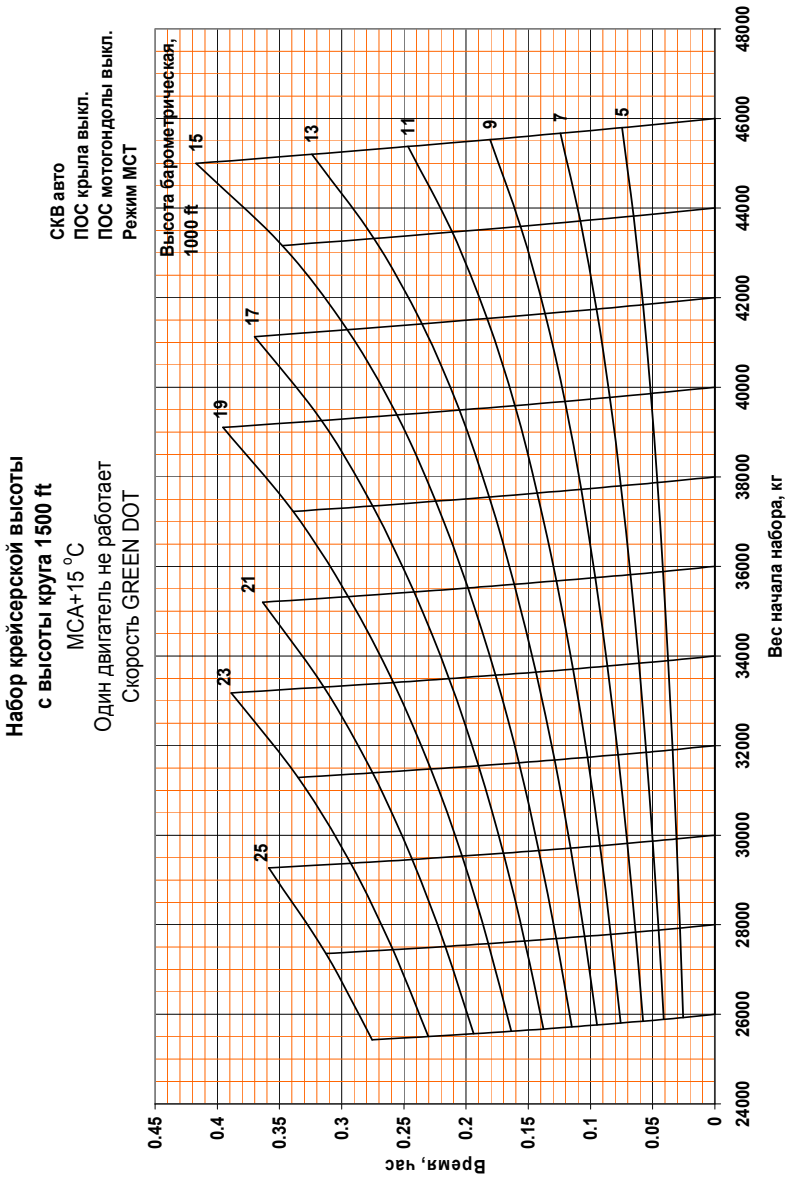


Рисунок 1.03.103

© ЗАО «ГСС»

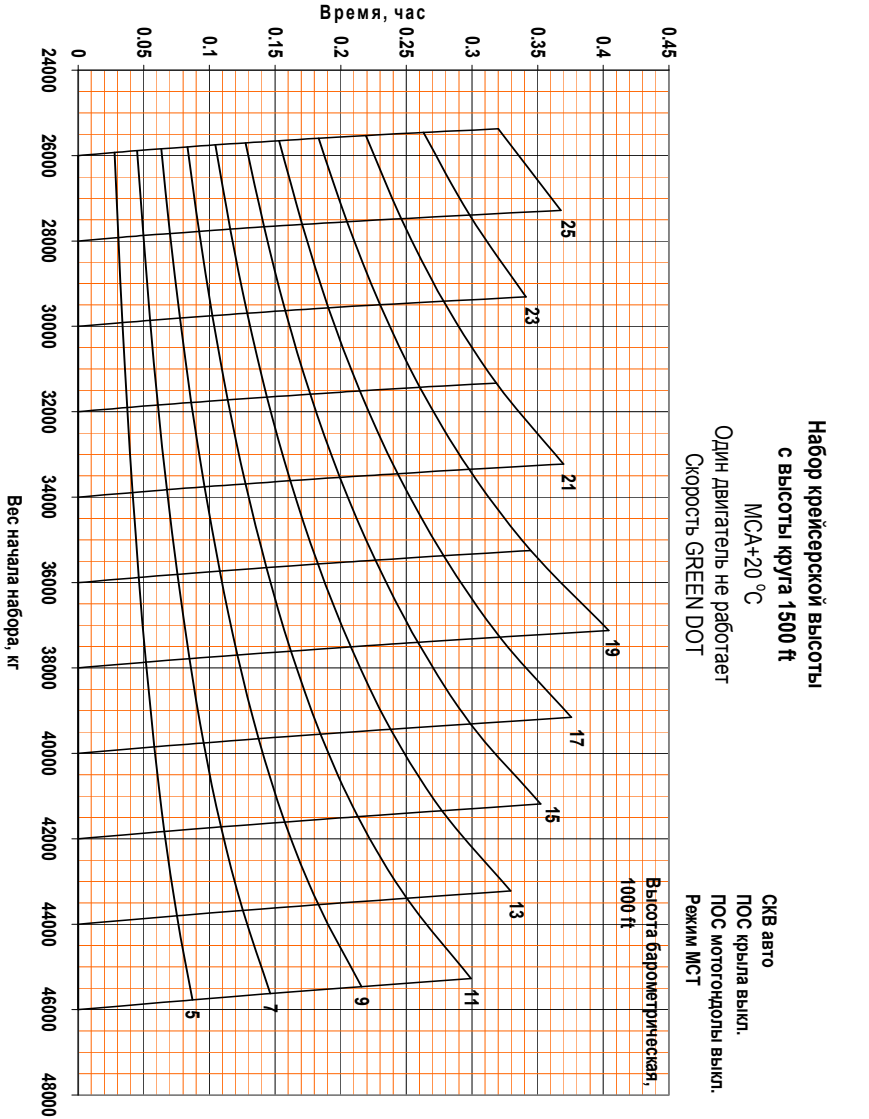


Рисунок 1.03.104

© ЗАО «ГСС»

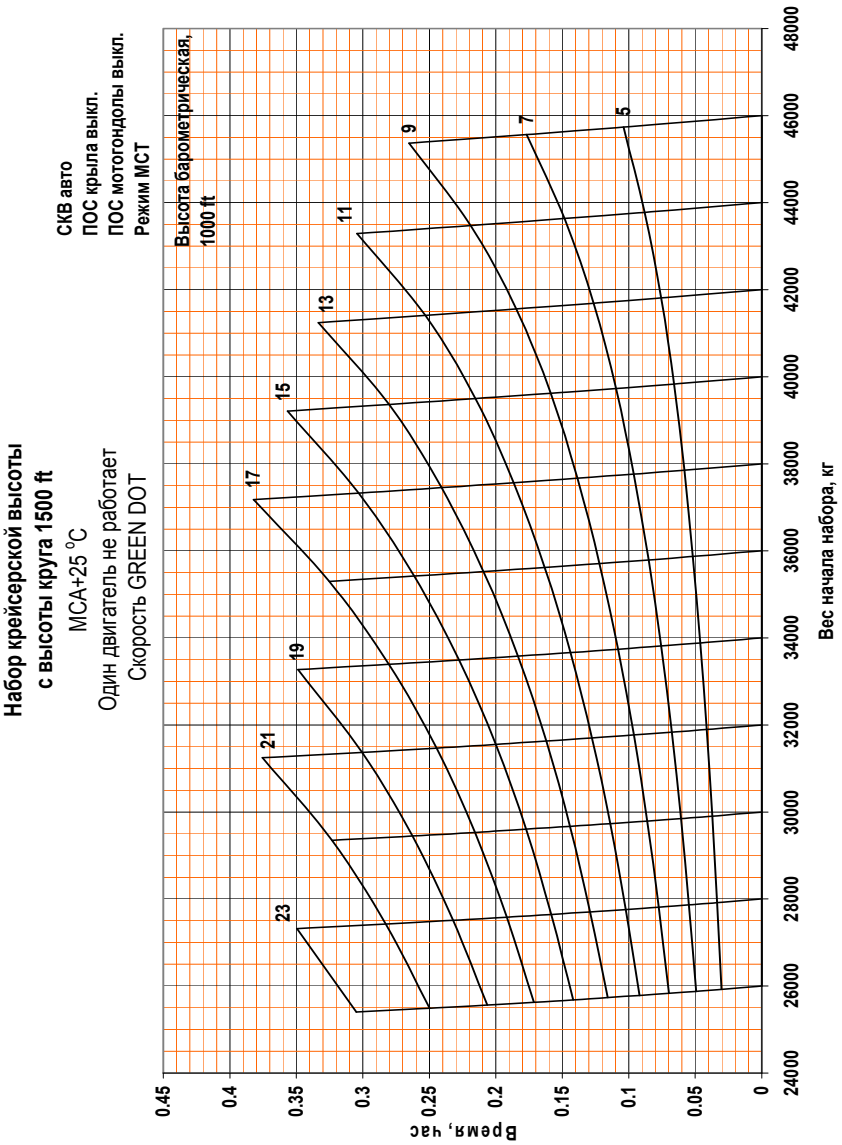


Рисунок 1.03.105

© ЗАО «ГСС»

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

Действительно для всех температур наружного воздуха

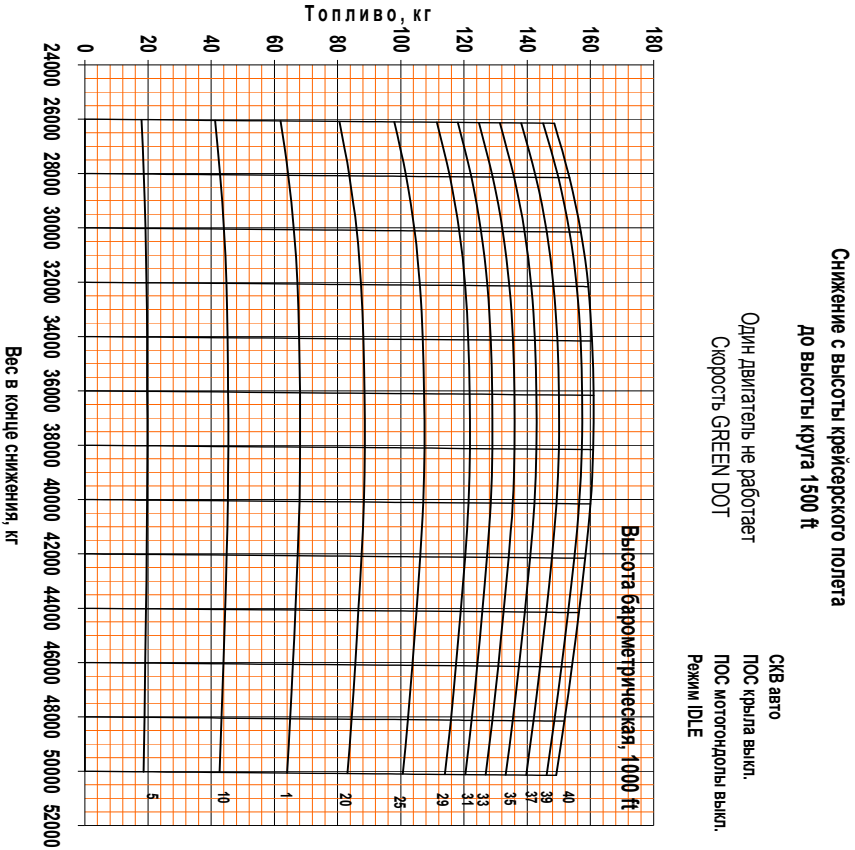


Рисунок 1.03.106

© ЗАО «ГСС»

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

Действительно для всех температур наружного воздуха

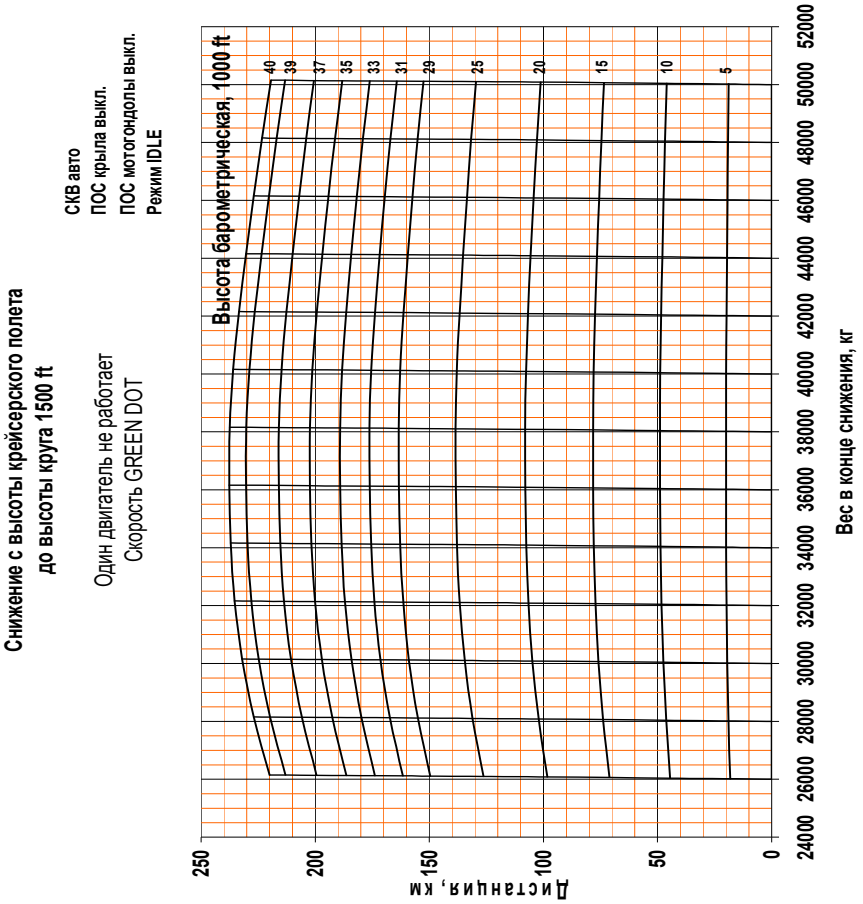


Рисунок 1.03.107

© ЗАО «ГСС»

ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

Действительно для всех температур наружного воздуха

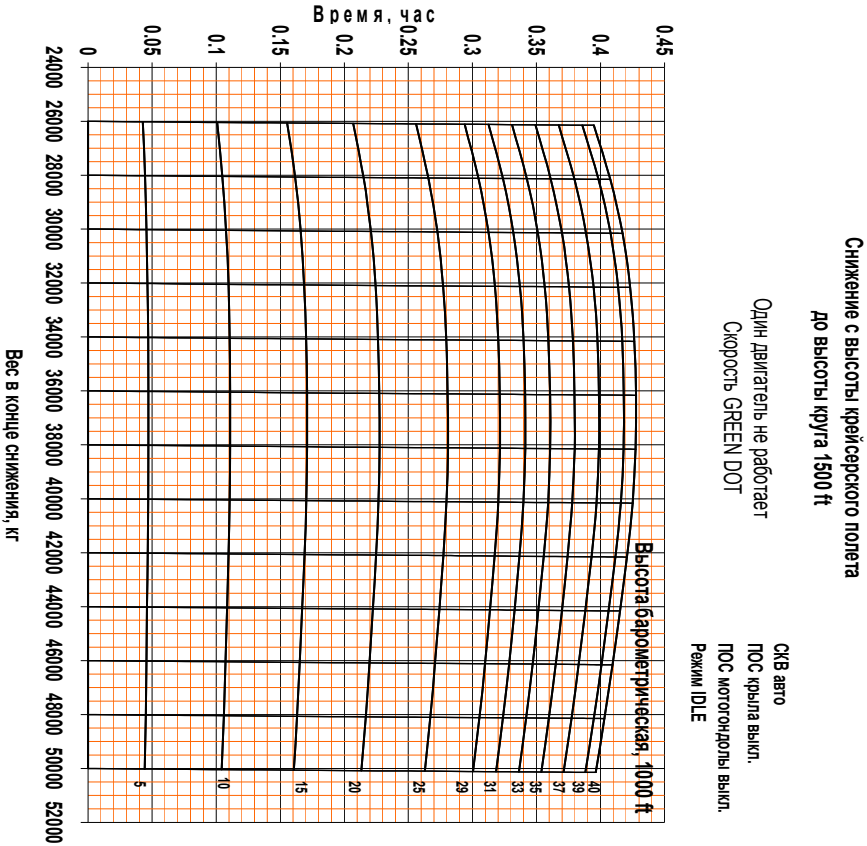


Рисунок 1.03.108

© ЗАО «ГСС»

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ

На номограммах данного подраздела представлены удельные дальности полёта самолёта с одним неработающим двигателем в крейсерской конфигурации в условиях стандартной атмосферы. Если температура воздуха на эшелоне полёта превышает стандартную на $5C^{o}$ и более, то полученное по номограммам значение удельной дальности необходимо умножить на коэффициент К, который представлен в таблице 1.03.7.

Таблица 1.03.7

H, ft	K (от МСА+5C^{o} до МСА+10C^{o})	K (более МСА+10C^{o})
1500	0.9951	0.9928
5000	0.9949	0.9924
10000	0.9945	0.9925
15000	0.9946	0.9931
20000	0.9944	0.9920
25000	0.9941	0.9920

© ЗАО «ГСС»

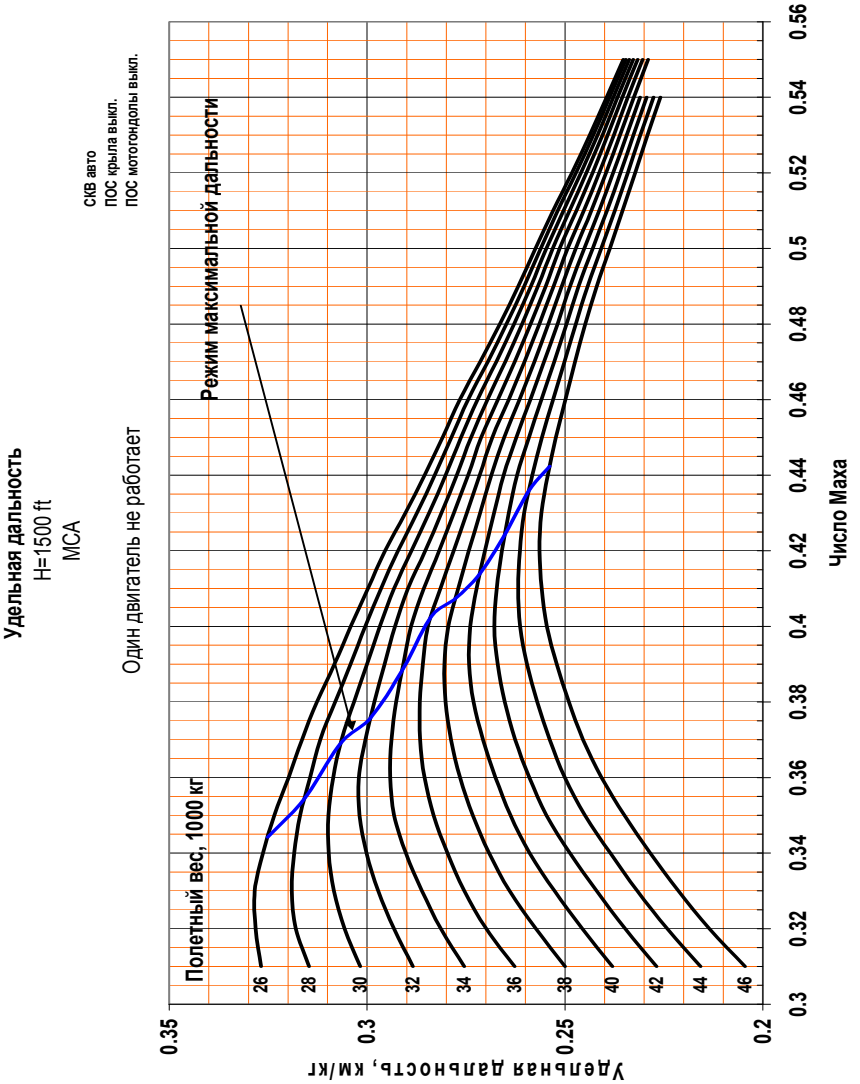


Рисунок 1.03.109

© ЗАО «ГСС»

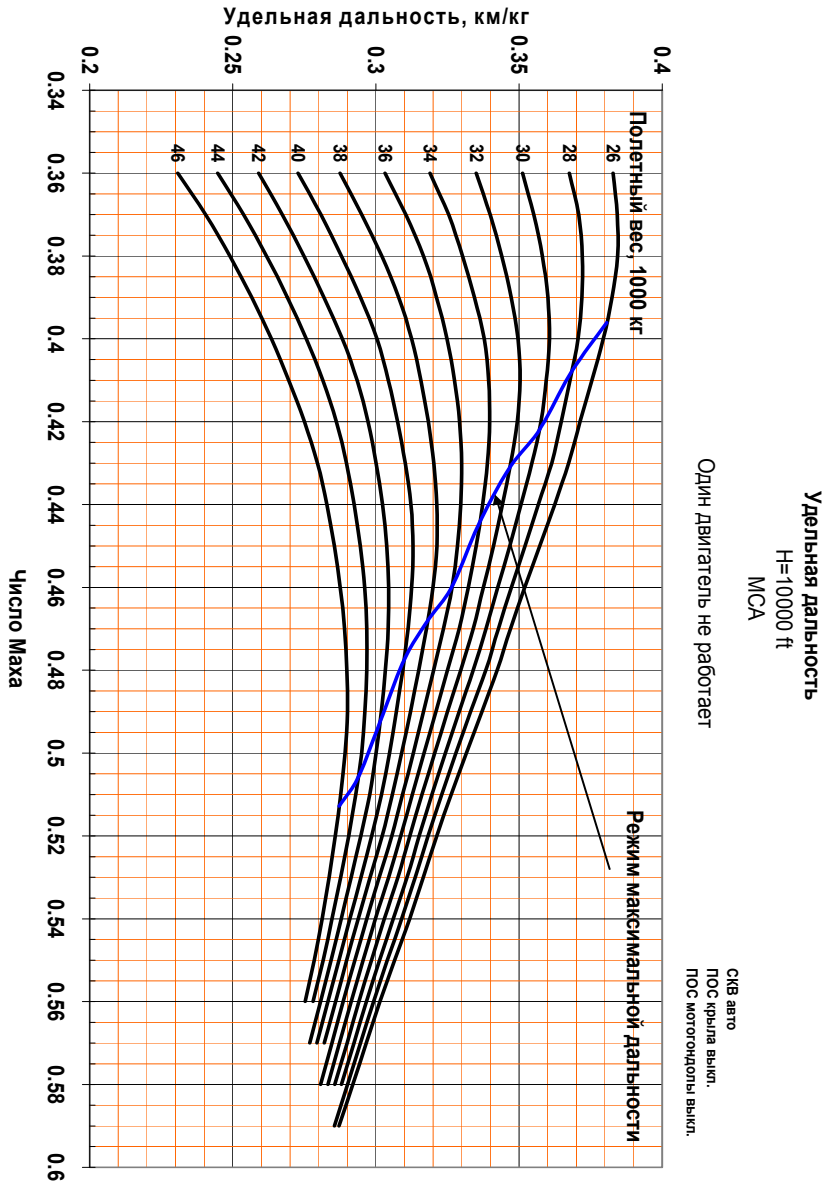


Рисунок 1.03.110

© ЗАО «ГСС»

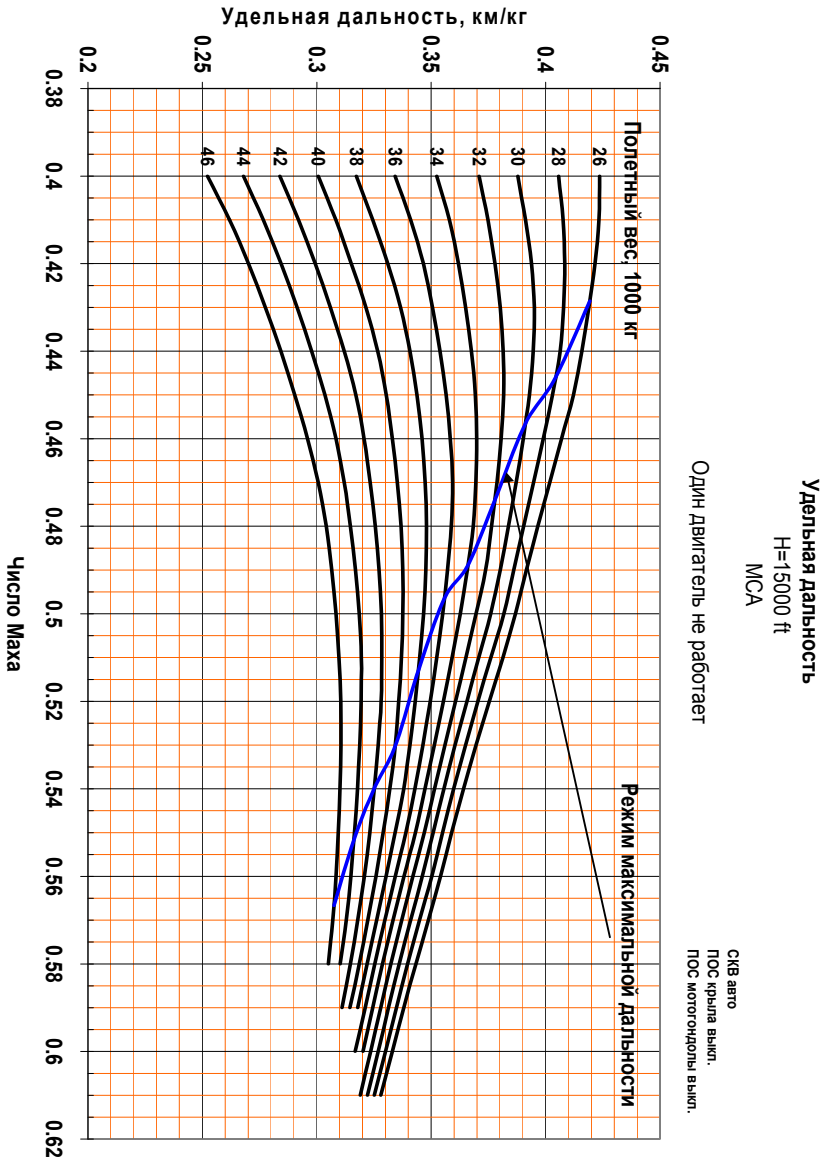


Рисунок 1.03.111

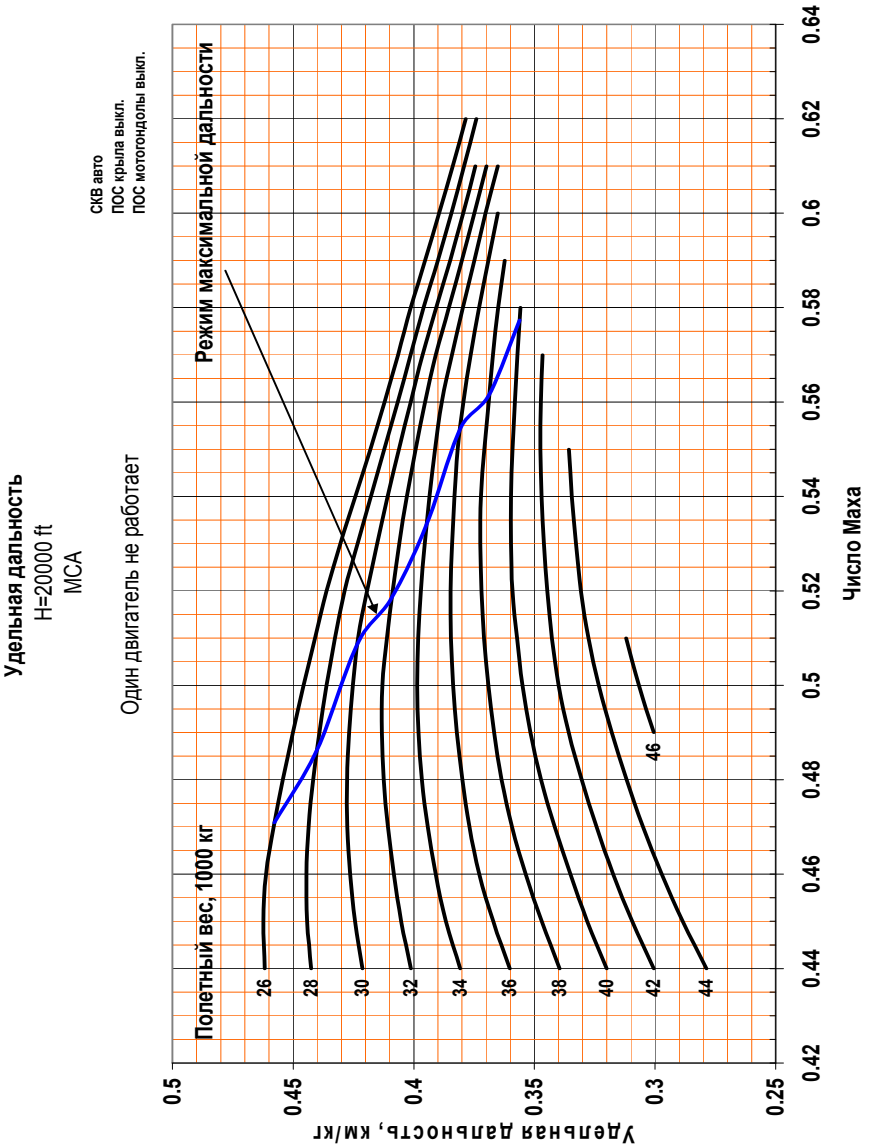


Рисунок 1.03.112

© ЗАО «ГСС»

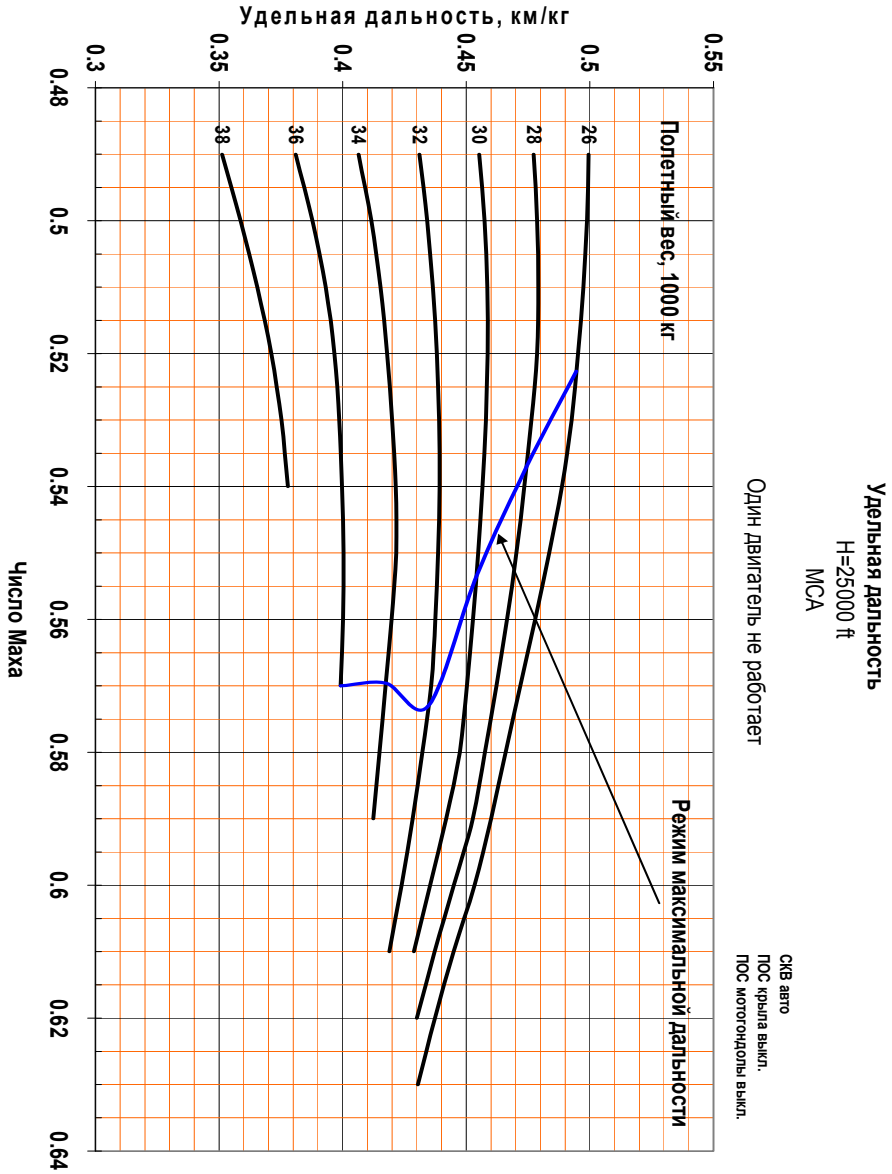


Рисунок 1.03.113

© ЗАО «ГСС»

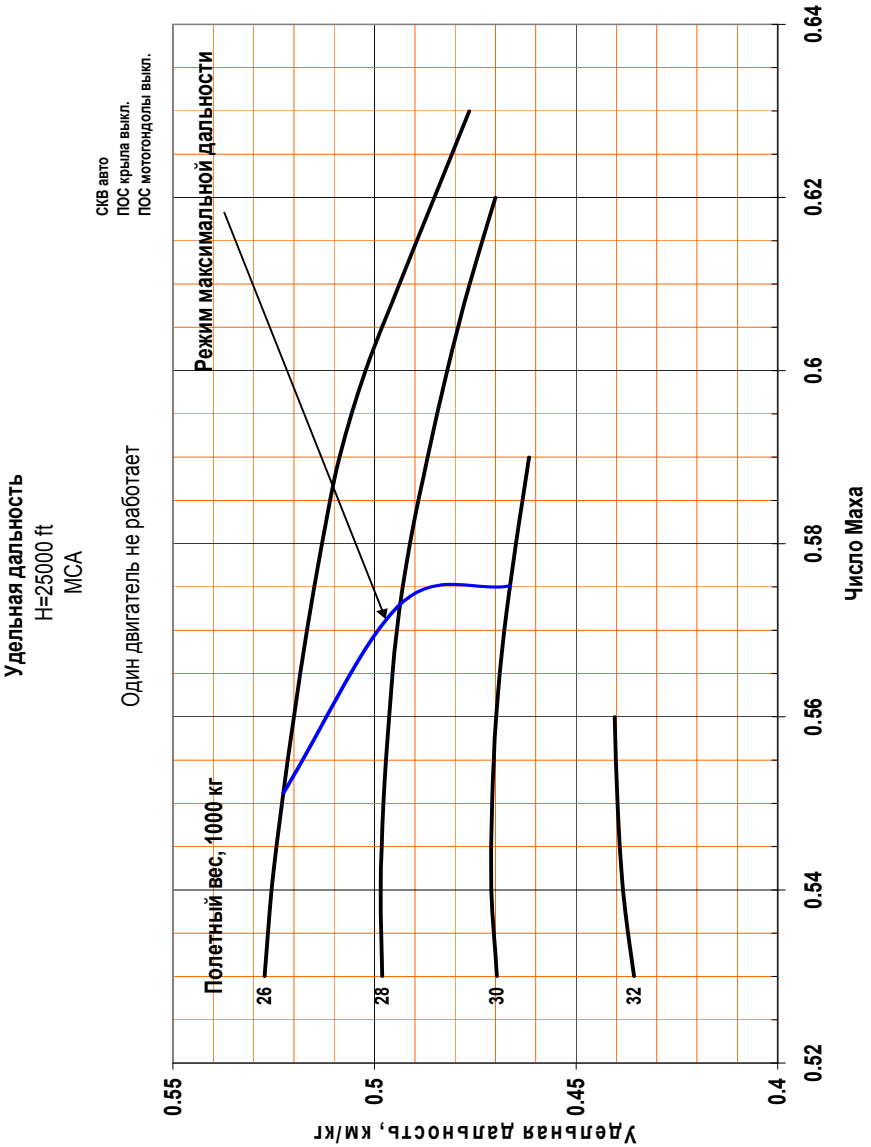


Рисунок 1.03.114

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ

На номограммах данного подраздела представлен часовой расход топлива при полёте самолёта с одним неработающим двигателем в крейсерской конфигурации в условиях стандартной атмосферы. Если температура воздуха на эшелоне полёта превышает стандартную на $5C^o$ и более, то полученное по номограммам значение удельной дальности необходимо умножить на коэффициент К, который представлен в таблице 1.03.8.

Таблица 1.03.8

H, ft	K (от МСА+$5C^o$ до МСА+$10C^o$)	K (более МСА+$10C^o$)
1500	1.0225	1.0337
5000	1.0231	1.0344
10000	1.0238	1.0356
15000	1.0253	1.0363
20000	1.0248	1.0367
25000	1.0255	1.0372

© ЗАО «ГСС»

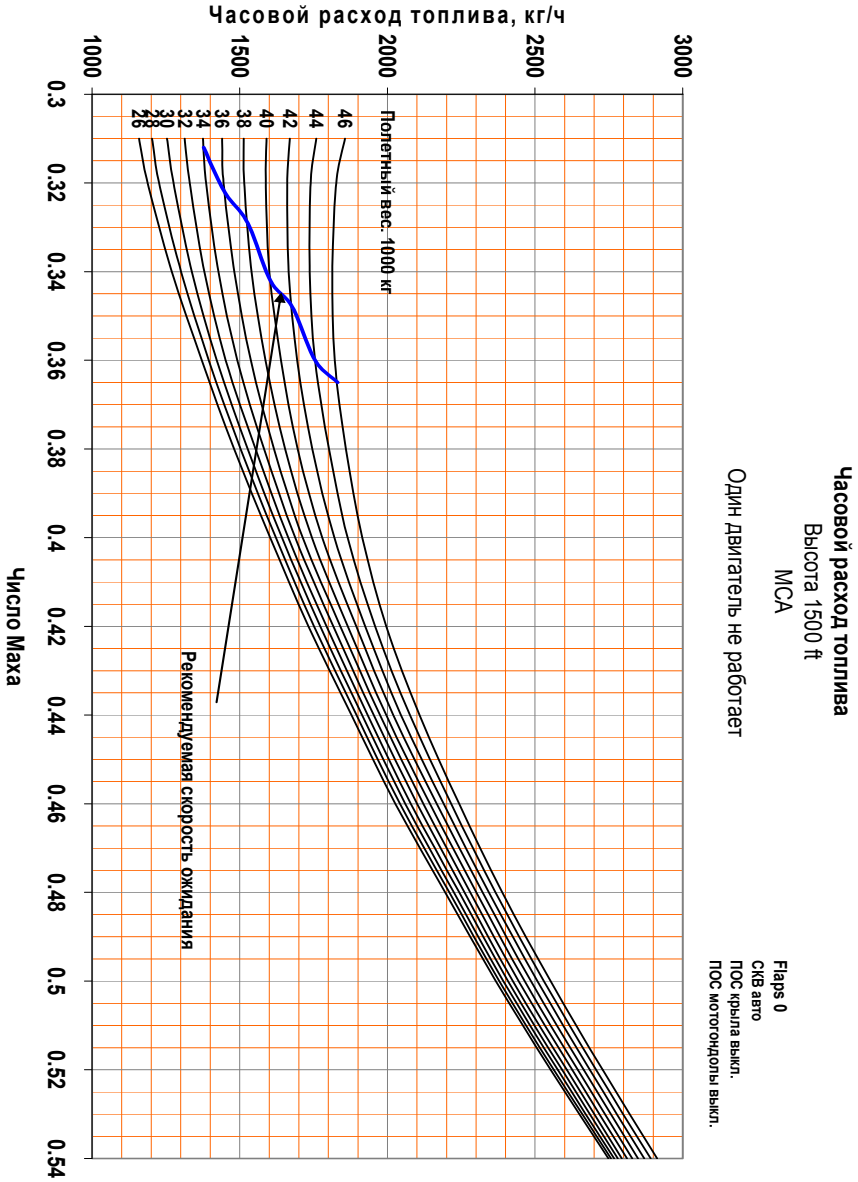


Рисунок 1.03.115

© ЗАО «ГСС»

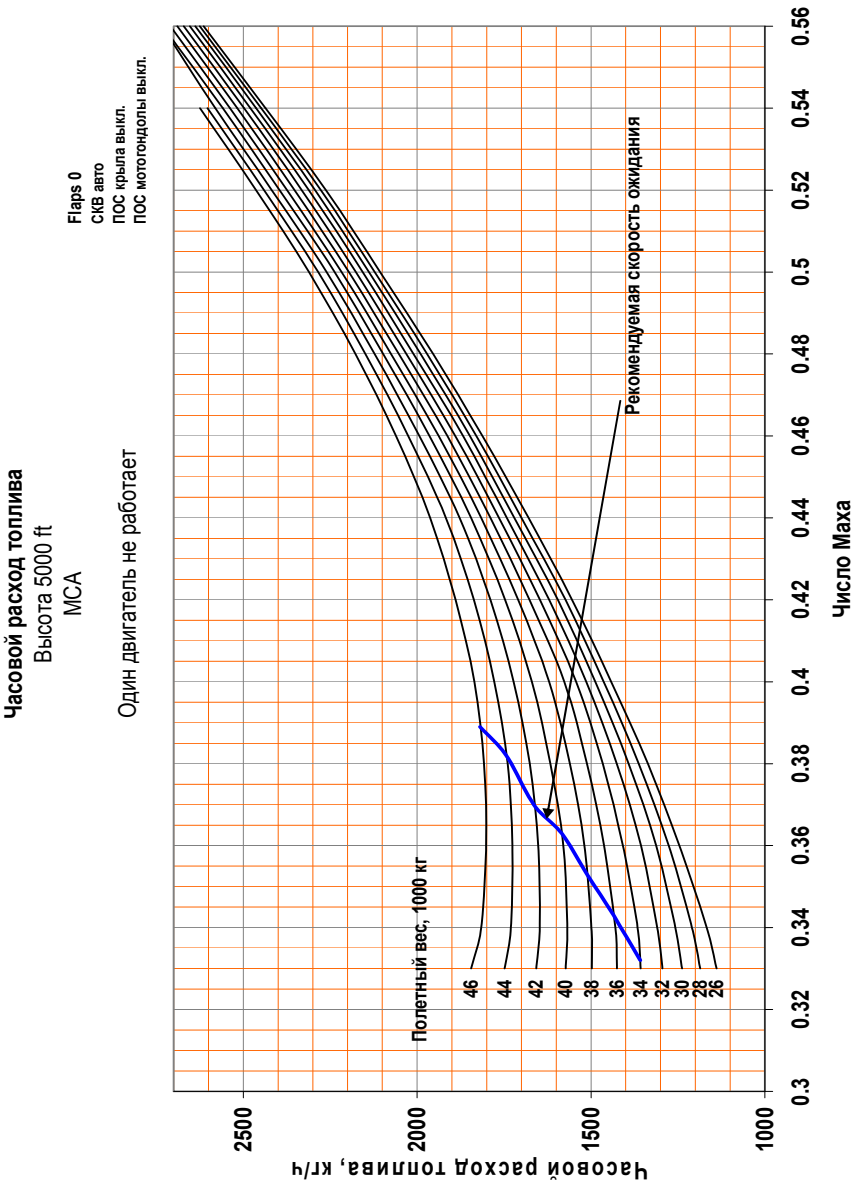


Рисунок 1.03.116

© ЗАО «ГСС»

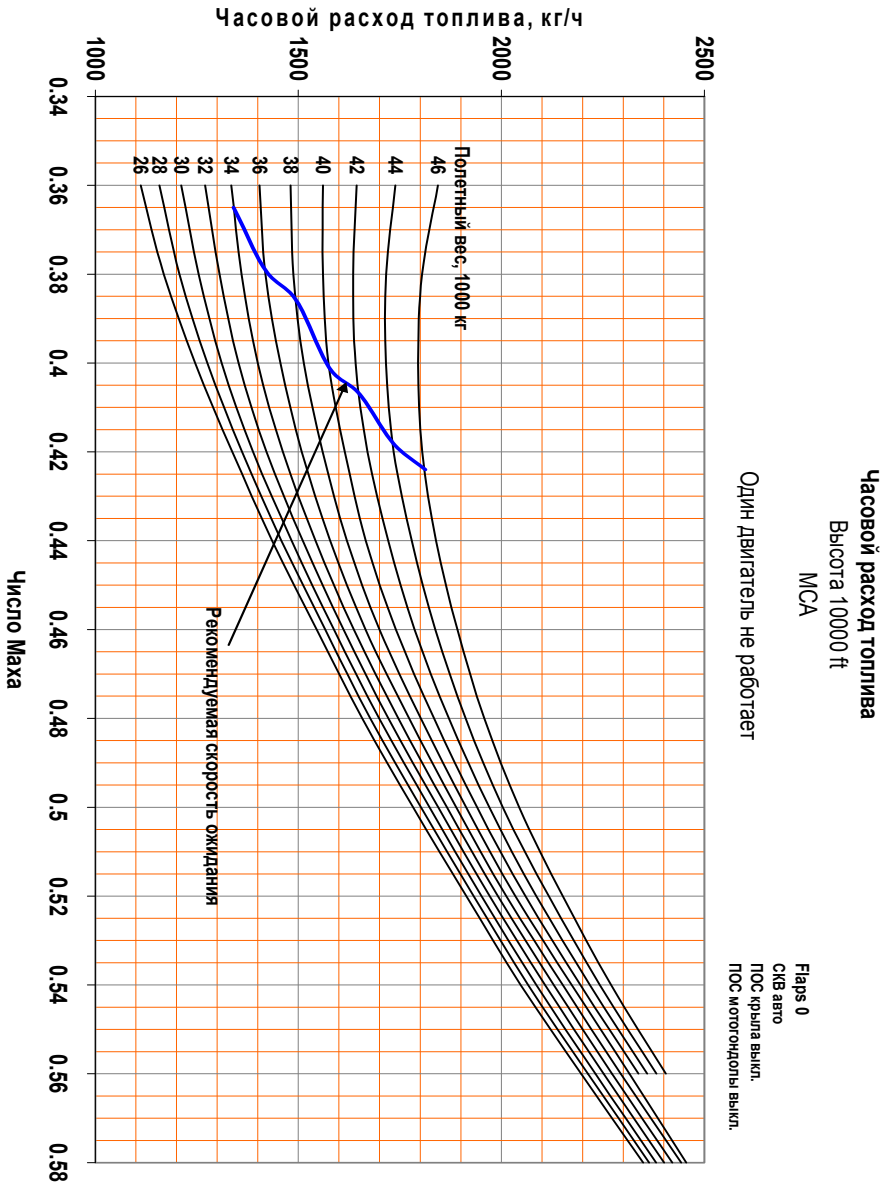


Рисунок 1.03.117

© ЗАО «ГСС»

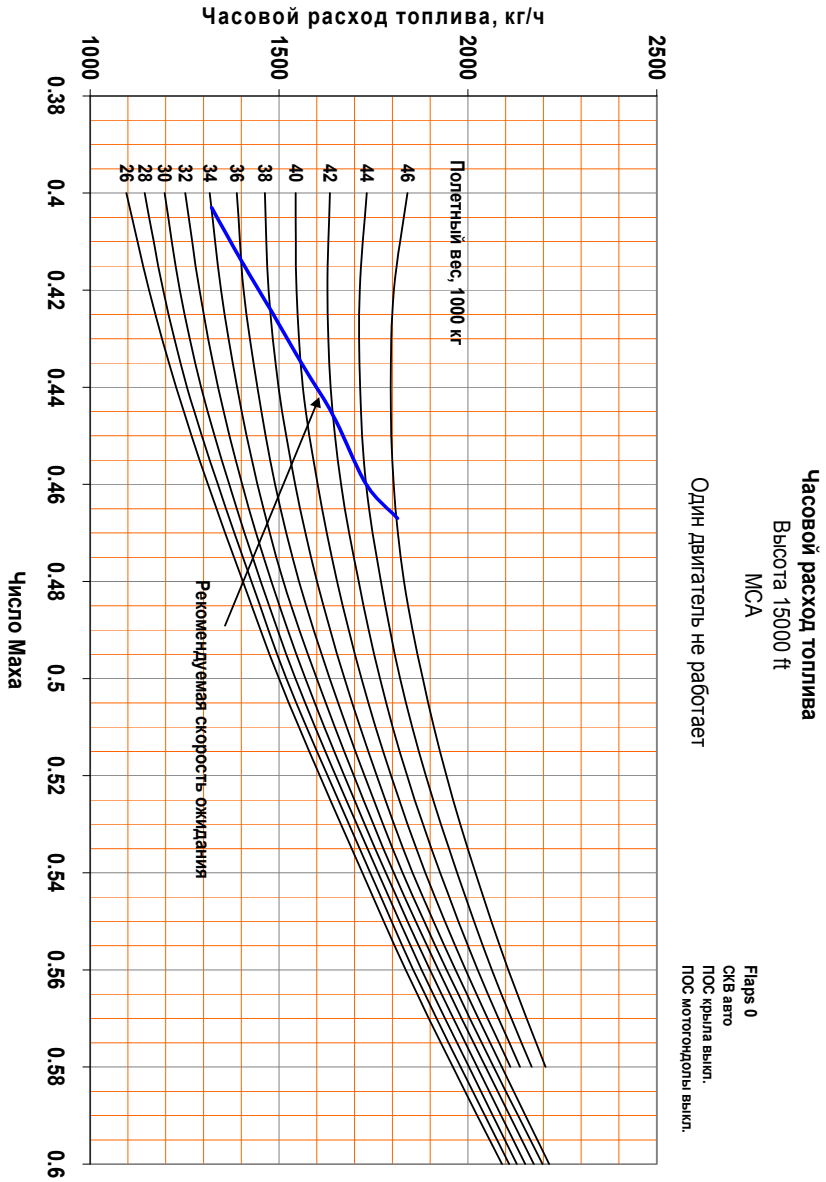


Рисунок 1.03.118

© ЗАО «ГСС»

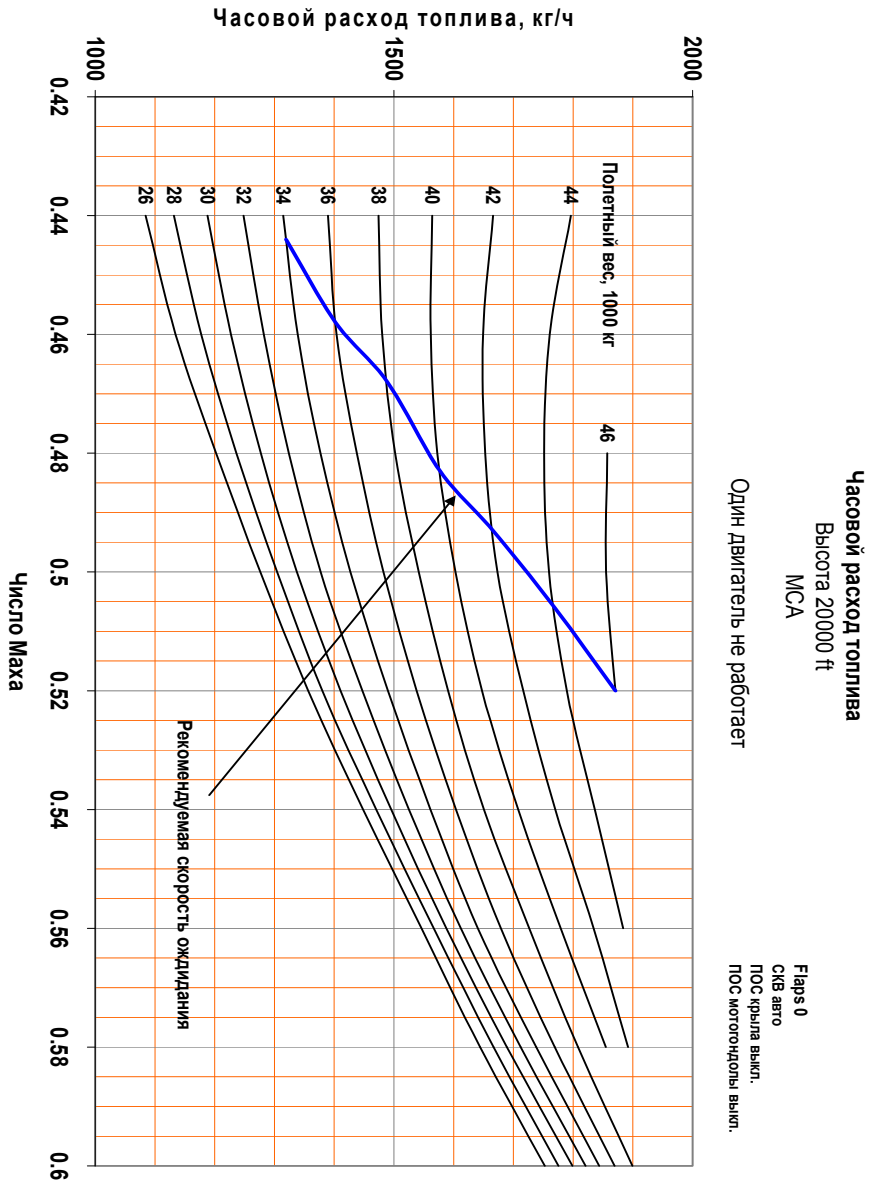


Рисунок 1.03.119

© ЗАО «ГСС»

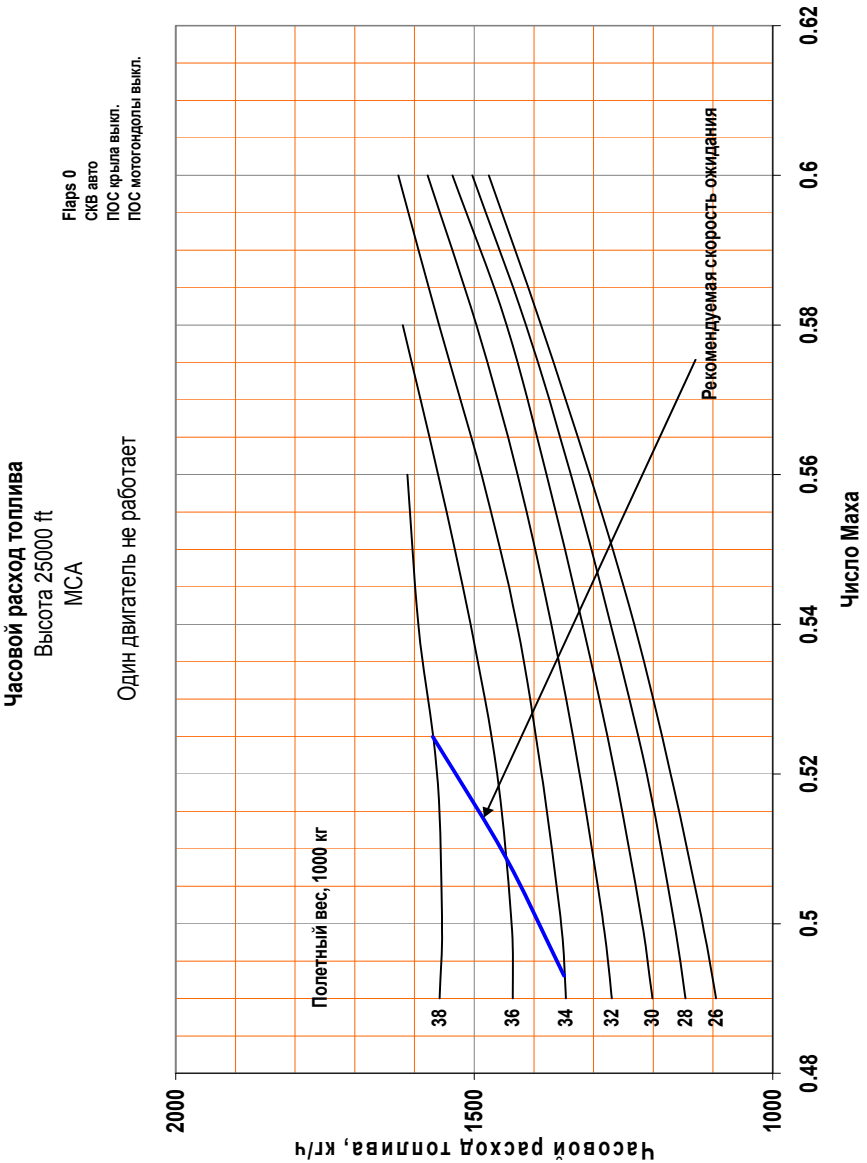


Рисунок 1.03.120

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА В КОНФИГУРАЦИИ “FLAPS 1”

На номограммах данного подраздела представлен часовой расход топлива при полёте самолёта с одним неработающим двигателем в конфигурации “FLAPS 1” в условиях стандартной атмосферы. Если температура воздуха на эшелоне полёта превышает стандартную на $5C^{o}$ и более, то полученное по номограммам значение удельной дальности необходимо умножить на коэффициент К, который представлен в таблице 1.03.9.

Таблица 1.03.9

H, ft	K (от МСА+$5C^{o}$ до МСА+$10C^{o}$)	K (более МСА+$10C^{o}$)
1500	1.0228	1.0367
5000	1.0234	1.0371
10000	1.0243	1.0385
15000	1.0252	1.0393
20000	1.0261	1.0403

© ЗАО «ГСС»

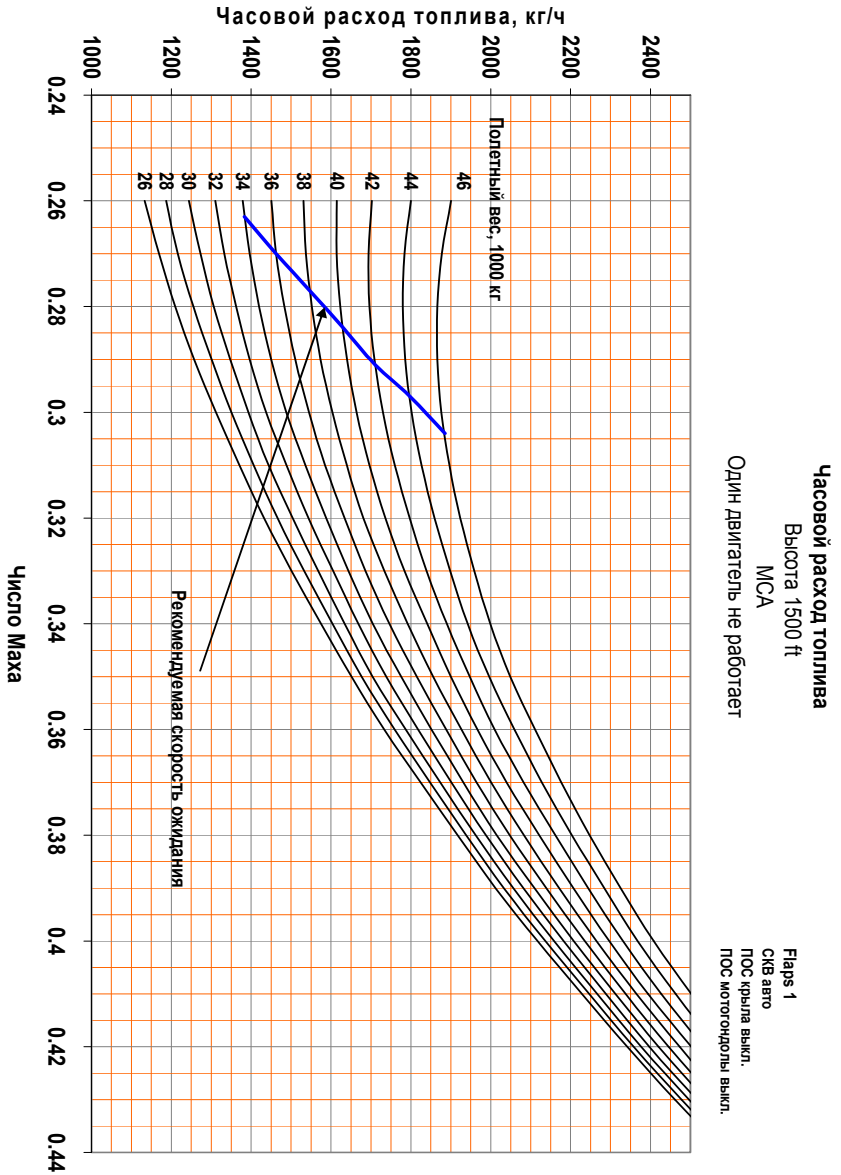


Рисунок 1.03.121

© ЗАО «ГСС»

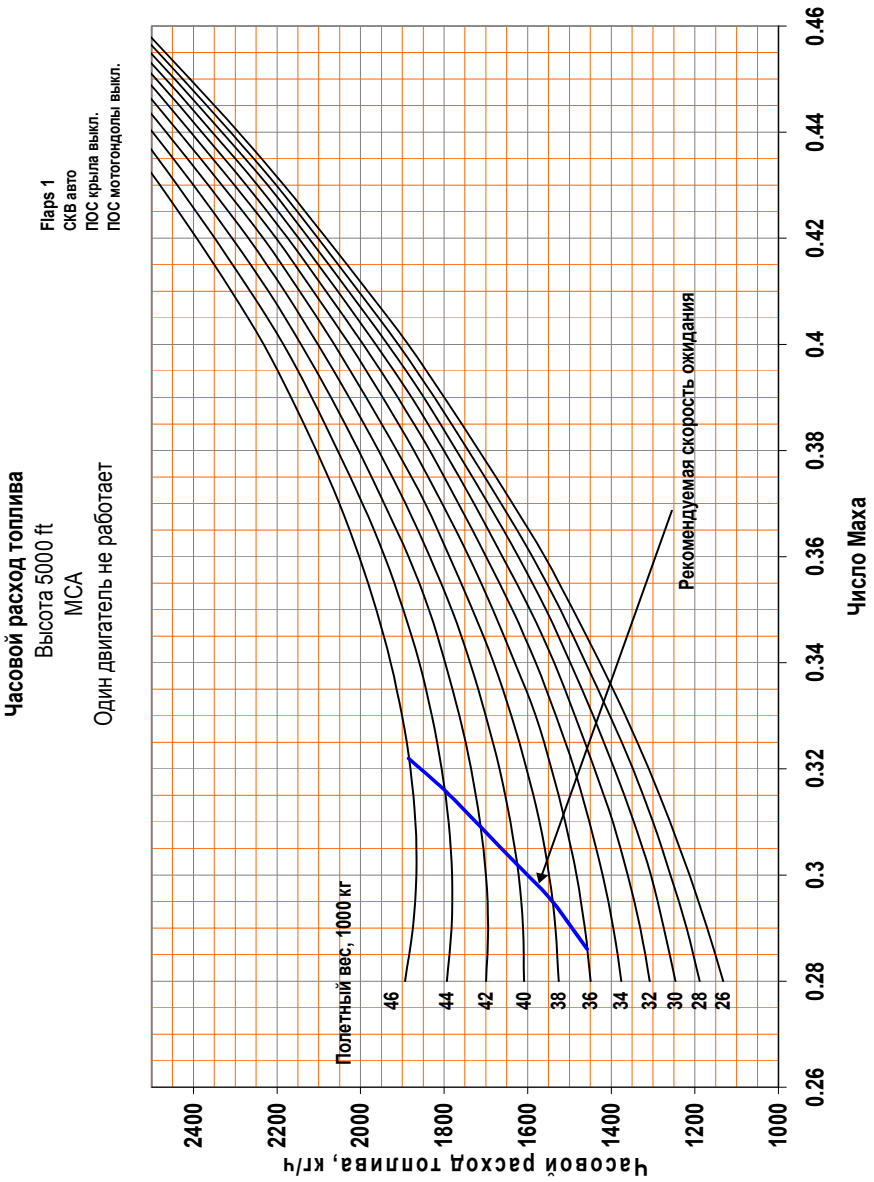


Рисунок 1.03.122

© ЗАО «ГСС»

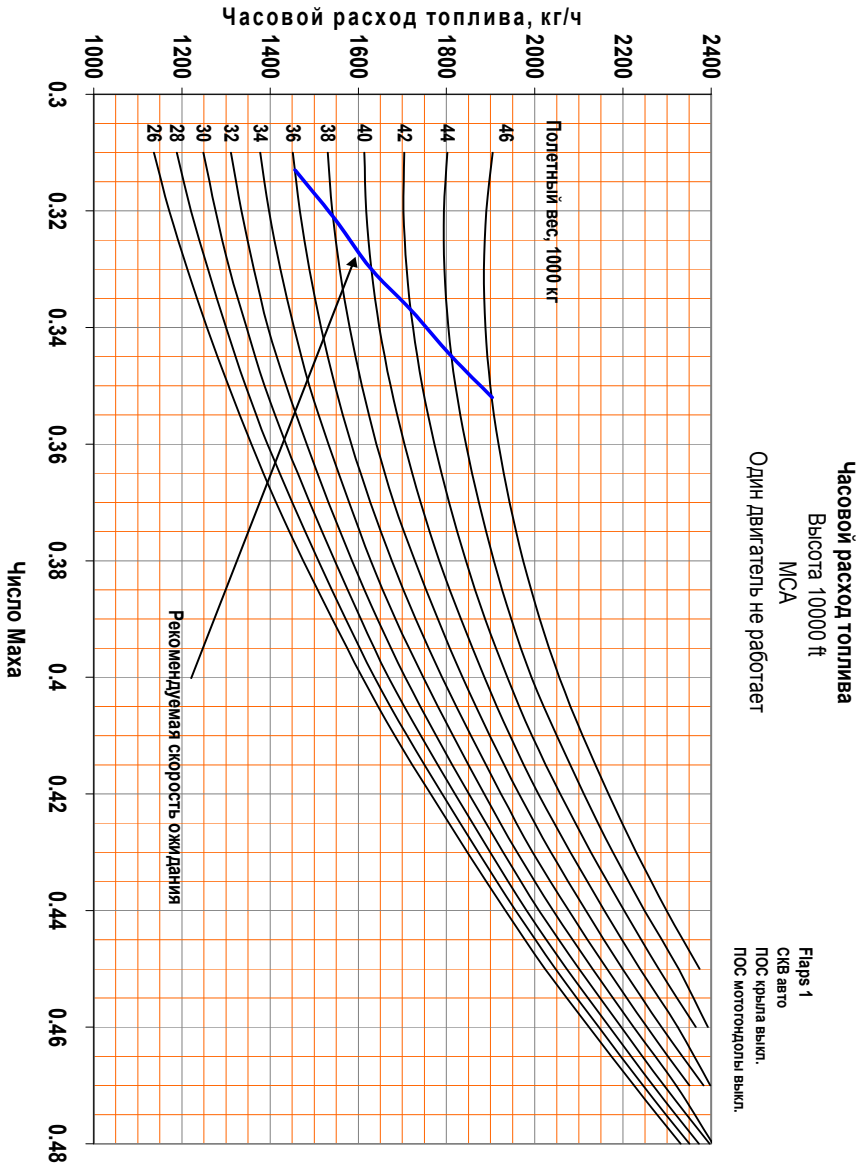


Рисунок 1.03.123

© ЗАО «ГСС»

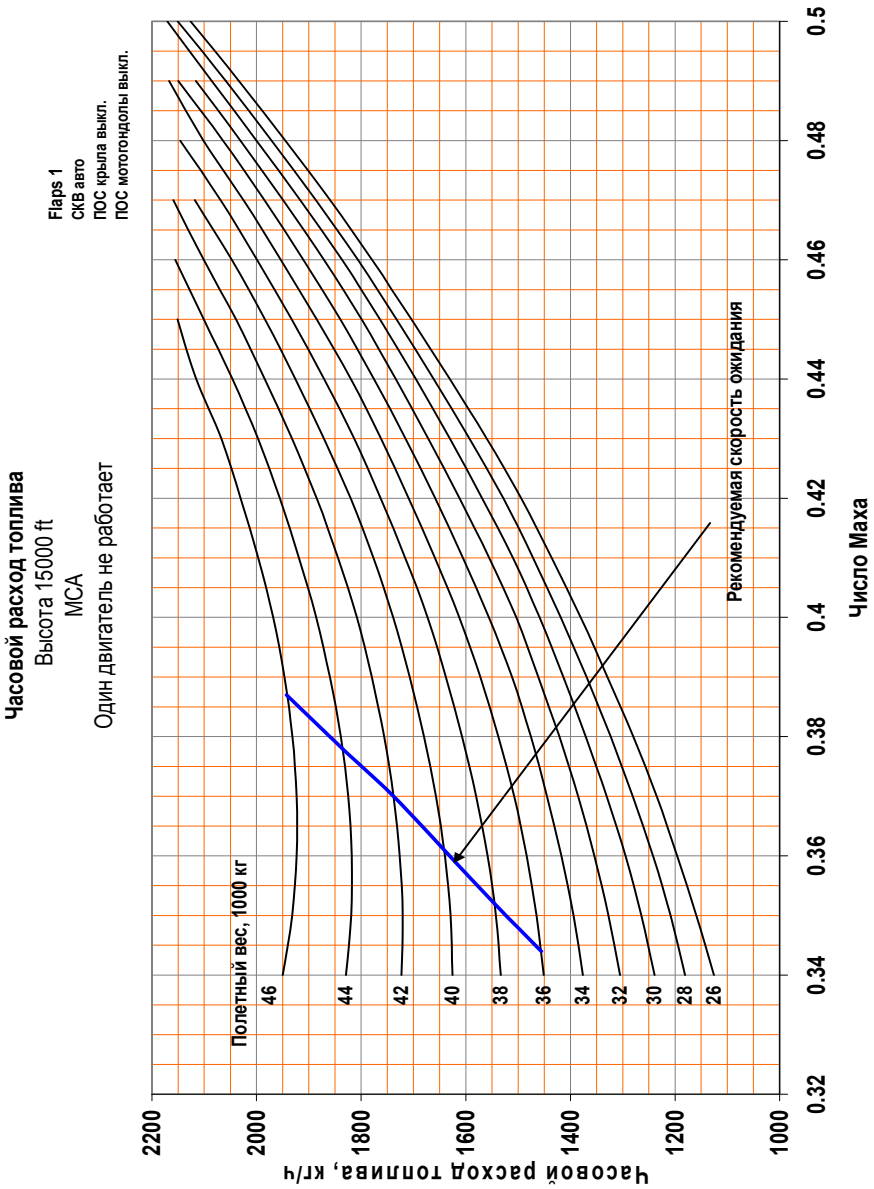


Рисунок 1.03.124

© ЗАО «ГСС»

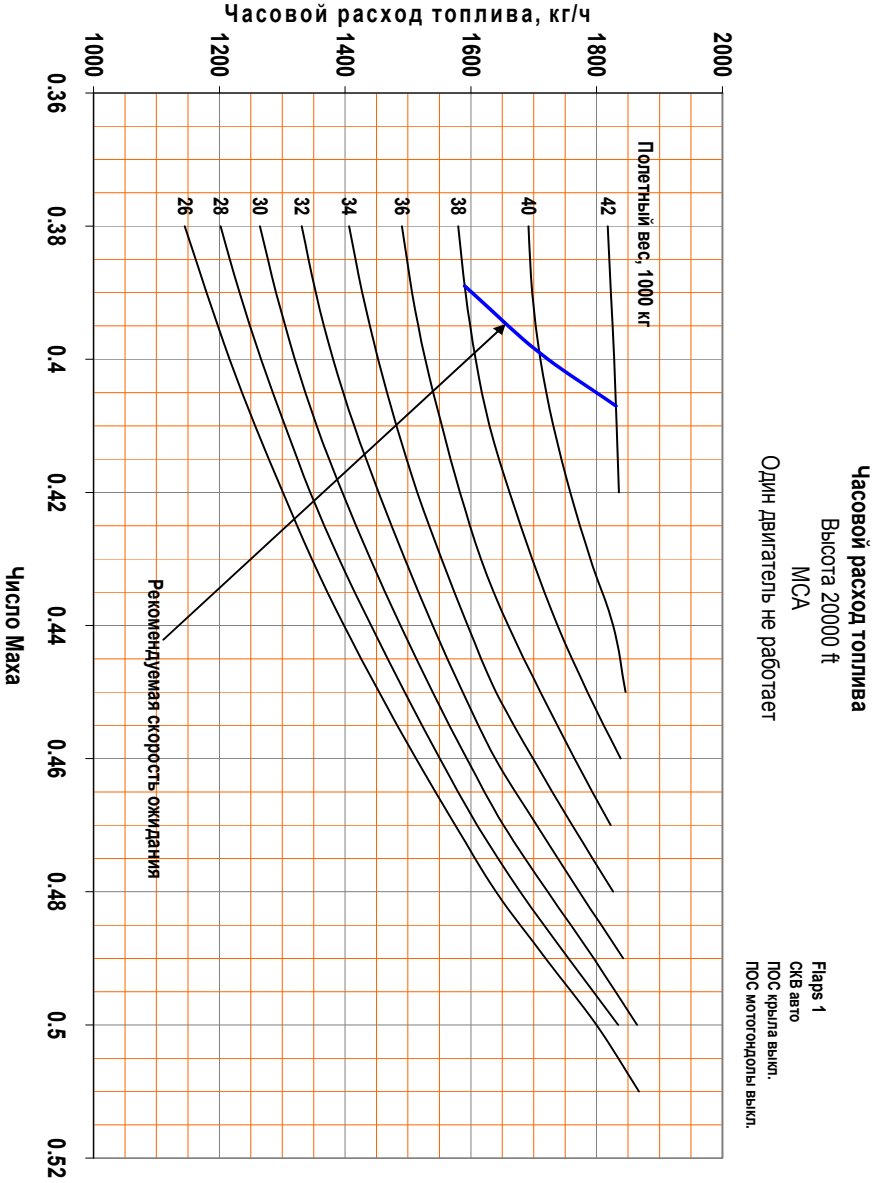


Рисунок 1.03.125

© ЗАО «ГСС»

СКОРОСТЬ ПОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ОЖИДАНИЯ

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА

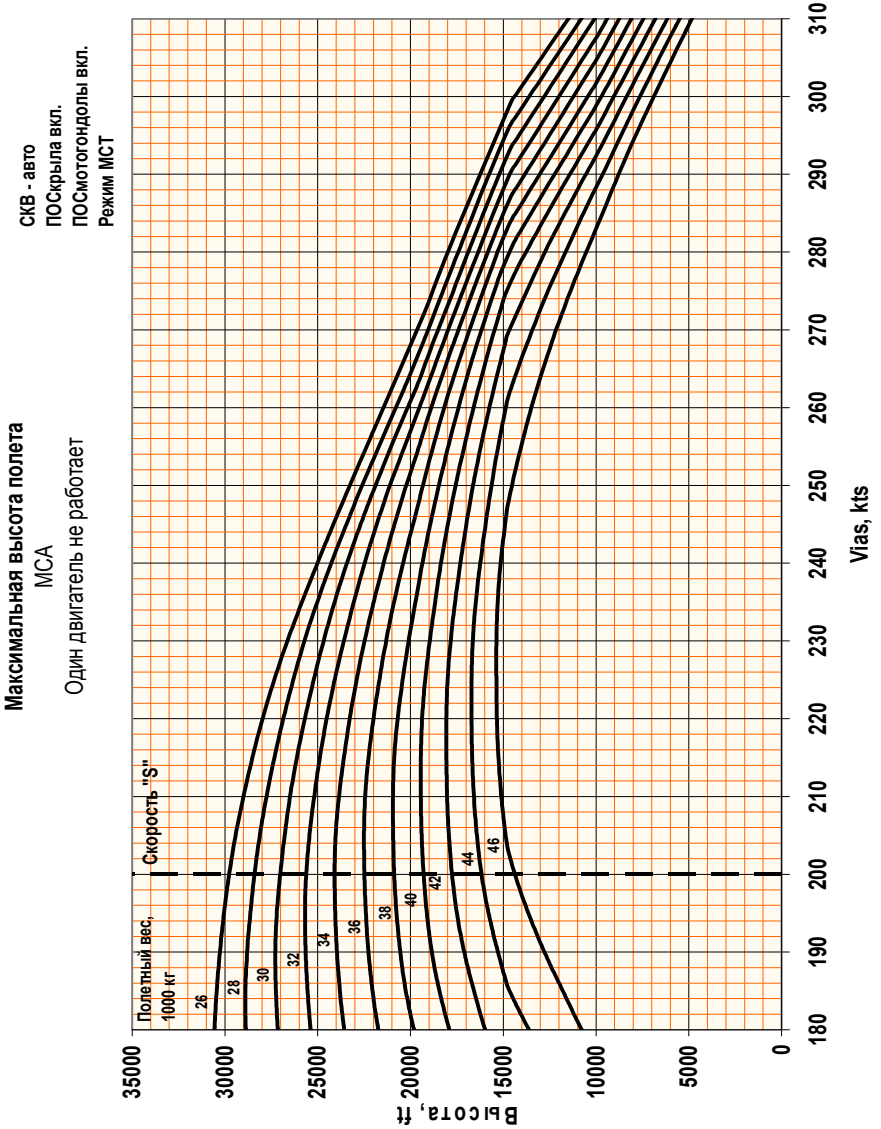


Рисунок 1.03.126

© ЗАО «ГСС»

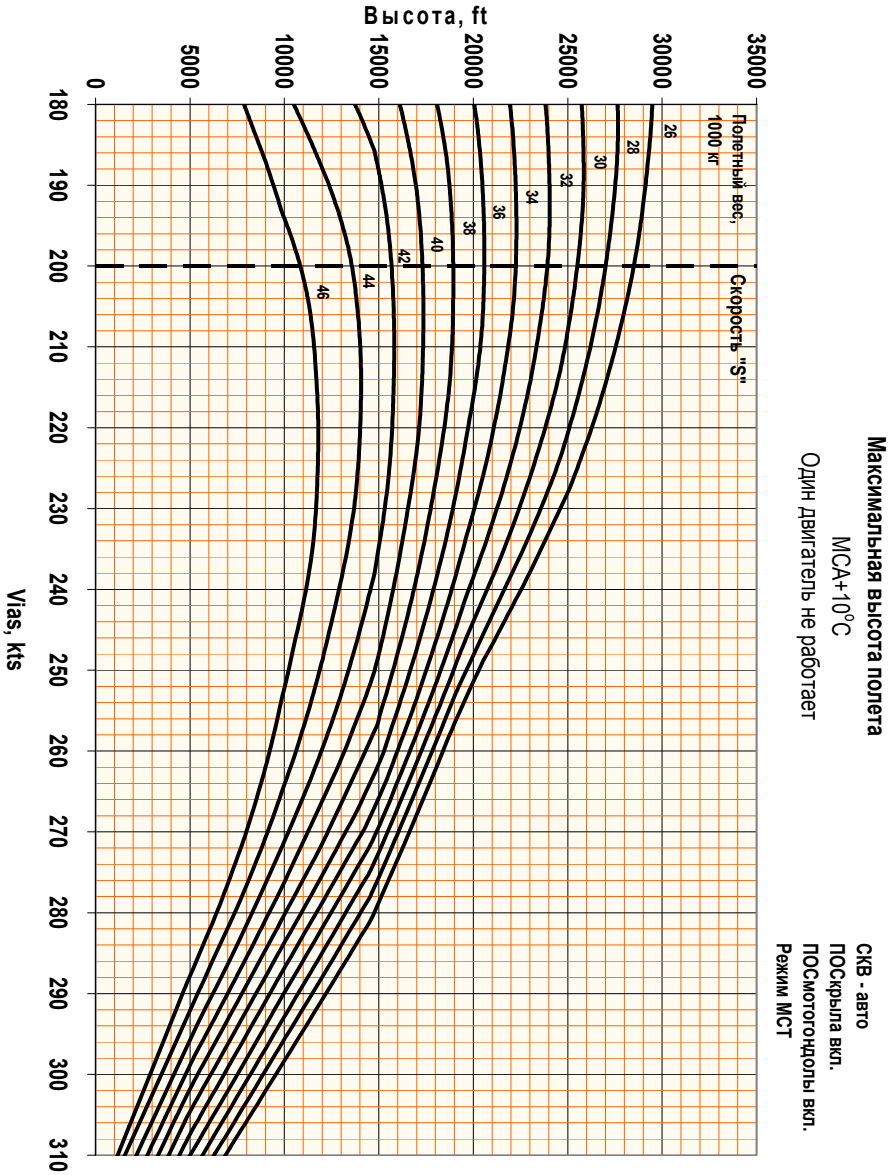


Рисунок 1.03.127

© ЗАО «ГСС»

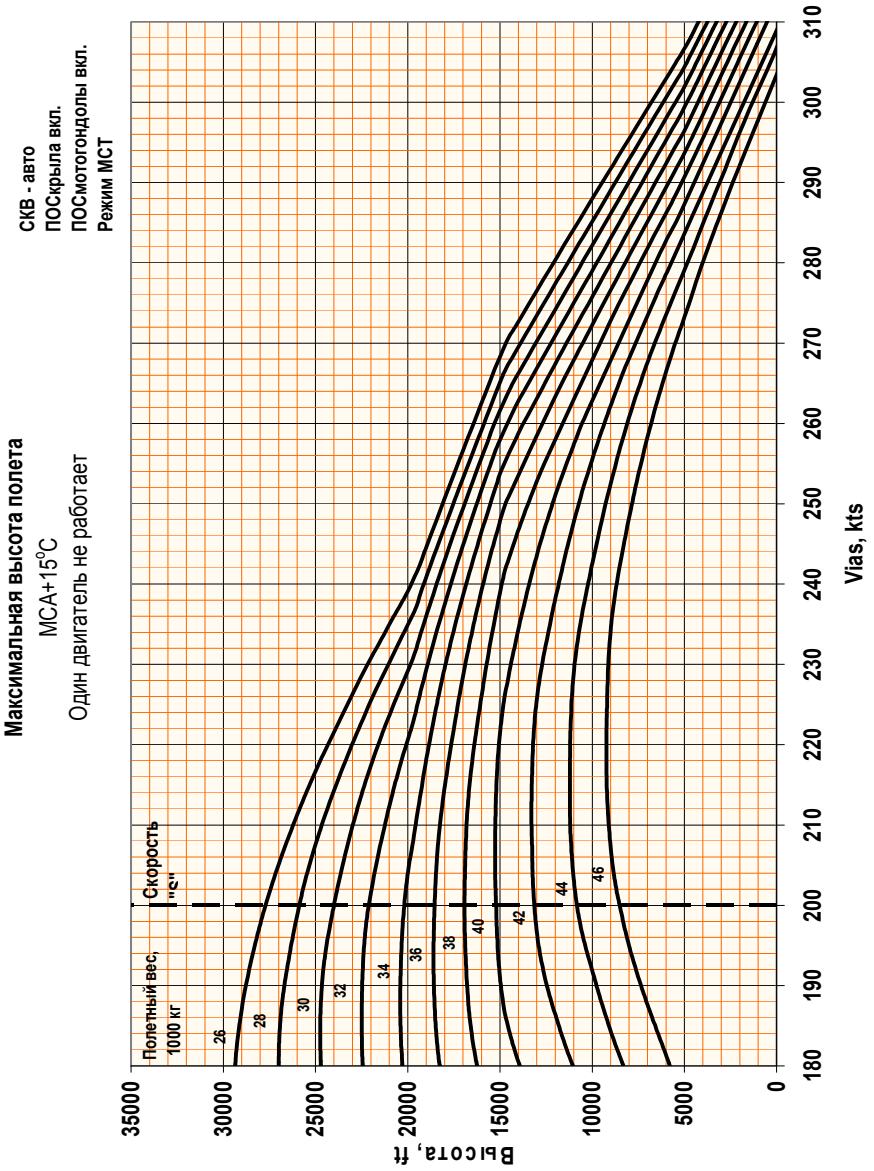


Рисунок 1.03.128

© ЗАО «ГСС»

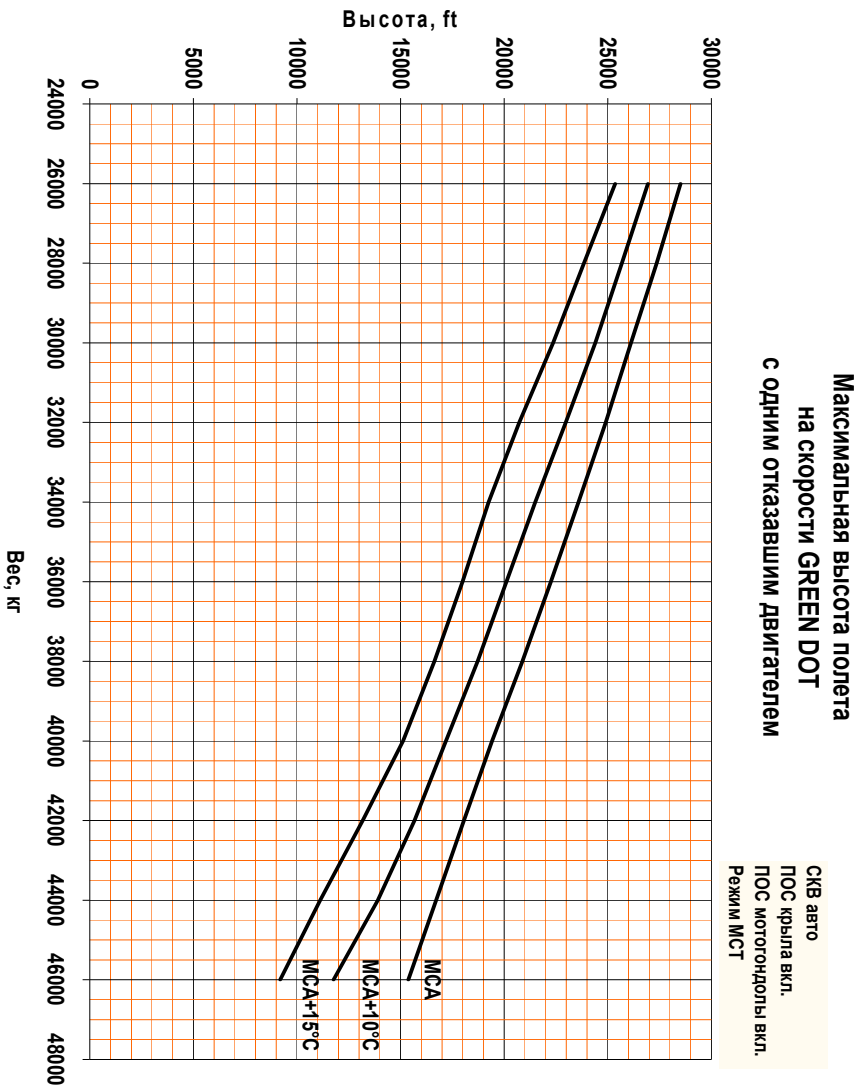


Рисунок 1.03.129

© ЗАО «ГСС»

03.70 ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ДИСТАНЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS 0

ДИСТАНЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ (FLAPS 0, ШАССИ УБРАНО)				GREEN DOT VCAS (узлы) Дальность (nm) Время (ч:м)	
Высота полета (100 ft)	Полетная масса, 1000 кг				
	28	**32**	**36**	**40**	**44**
400	215 107 0:22	215 112 0:23	215 114 0:24	218 114 0:24	225 115 0:23
360	215 95 0:21	215 99 0:22	215 101 0:22	218 102 0:22	225 102 0:21
320	215 84 0:19	215 88 0:20	215 89 0:20	218 90 0:20	225 90 0:19
280	215 73 0:17	215 76 0:18	215 78 0:18	218 78 0:18	225 79 0:17
240	215 62 0:15	215 65 0:15	215 66 0:16	218 67 0:16	225 67 0:15
200	215 52 0:13	215 54 0:13	215 55 0:13	218 55 0:13	225 56 0:13
160	215 41 0:10	215 43 0:11	215 44 0:11	218 44 0:11	225 44 0:11
120	215 31 0:08	215 32 0:08	215 33 0:09	218 33 0:08	225 33 0:08
80	215 20 0:05	215 21 0:06	215 22 0:06	218 22 0:06	225 22 0:06
40	215 10 0:03	215 10 0:03	215 10 0:03	218 11 0:03	225 11 0:03

© ЗАО «ГСС»

FLAPS=1

Рекомендуемая скорость снижения.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	170	180	190	200	210

Дальность планирования (gear–up / gear-down).

Начальная высота, ft	20000	16000	12000	8000	4000
Дальность, nm	47 / 27	38 / 21	28 / 16	19 / 10	9 / 5

FLAPS=2

Рекомендуемая скорость снижения.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	145	155	165	170	180

Дальность планирования (gear–up / gear-down).

Начальная высота, ft	20000	16000	12000	8000	4000
Дальность, nm	42 / 29	33 / 23	25 / 17	17 / 12	8 / 6

© ЗАО «ГСС»

ПОТЕРЯ ВЫСОТЫ ПРИ РАЗВОРОТАХ

ПОТЕРЯ ВЫСОТЫ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАЗВОРОТА, FT (шасси выпущено, FLAPS 2)			
Разворот, градусы	Угол крена, градусы		
	20	25	30
90 градусов	1370	1100	910
180 градусов	2620	2100	1770
360 градусов	5080	4060	3410

© ЗАО «ГСС»

ПАРАМЕТРЫ РАЗВОРОТА НА 90 ГРАДУСОВ ПО КУРСУ

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS=0

Таблица 1. Режим полета: шасси убрано, угол крена = 20^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	215	215	215	218	225
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
40000	3.2 38	3.2 38	3.2 38	3.3 38	3.6 40
36000	3.0 33	3.0 33	3.0 33	3.1 33	3.3 35
32000	2.7 29	2.7 29	2.7 29	2.7 29	2.9 31
28000	2.4 25	2.4 25	2.5 25	2.5 26	2.6 27
24000	2.2 22	2.2 22	2.2 22	2.2 23	2.3 24
20000	2.0 20	2.0 20	2.0 20	2.0 20	2.1 21
16000	1.8 17	1.8 17	1.8 17	1.8 18	1.9 19
12000	1.6 15	1.6 15	1.6 15	1.6 16	1.7 17
8000	1.4 14	1.4 14	1.4 14	1.4 14	1.5 15
4000	1.3 12	1.3 12	1.3 12	1.3 13	1.3 13

© ЗАО «ГСС»

Таблица 2. Режим полета: шасси выпущено, угол крена = 20^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	215	215	215	218	225
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
40000	5.8 35	5.4 36	5.2 36	5.2 37	5.5 39
36000	5.4 31	5.0 31	4.8 31	4.8 32	5.1 34
32000	4.9 27	4.5 27	4.3 28	4.3 28	4.6 30
28000	4.4 24	4.1 24	3.9 24	3.9 25	4.1 27
24000	4.0 21	3.7 21	3.5 22	3.5 22	3.7 23
20000	3.6 19	3.4 19	3.2 19	3.2 20	3.3 21
16000	3.3 17	3.0 17	2.9 17	2.9 17	3.0 19
12000	3 15	2.7 15	2.6 15	2.6 15	2.7 17
8000	2.7 13	2.5 13	2.3 14	2.3 14	2.4 15
4000	2.4 12	2.2 12	2.1 12	2.1 12	2.2 13

© ЗАО «ГСС»

Таблица 3. Режим полета: шасси убрано, угол крена = 30^0

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	215	215	215	218	225
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
40000	2.2 24	2.2 24	2.3 24	2.4 25	2.7 26
36000	2.0 21	2.0 21	2.1 21	2.2 21	2.4 23
32000	1.8 18	1.8 18	1.9 18	2.0 19	2.1 20
28000	1.7 16	1.7 16	1.7 16	1.8 17	1.9 18
24000	1.5 14	1.5 14	1.5 14	1.6 15	1.7 16
20000	1.3 13	1.3 13	1.3 13	1.4 13	1.5 14
16000	1.2 11	1.2 11	1.2 11	1.2 11	1.3 12
12000	1.1 10	1.1 10	1.1 10	1.1 10	1.2 11
8000	1.0 9	1.0 9	1.0 9	1.0 9	1.1 10
4000	0.9 8	0.9 8	0.9 8	0.9 8	0.9 9

© ЗАО «ГСС»

Таблица 4. Режим полета: шасси выпущено, угол крена = 30^0

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	215	215	215	218	225
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
40000	3.8 23	3.6 23	3.5 23	3.6 24	3.8 25
36000	3.6 20	3.4 20	3.3 20	3.4 21	3.6 22
32000	3.3 18	3.0 18	3.0 18	3.0 18	3.2 19
28000	2.9 16	2.8 16	2.7 16	2.7 16	2.9 17
24000	2.7 14	2.5 14	2.4 14	2.4 14	2.6 15
20000	2.4 12	2.3 12	2.2 12	2.2 13	2.3 14
16000	2.2 11	2.0 11	1.9 11	1.9 11	2.0 12
12000	2.0 10	1.8 10	1.7 10	1.7 10	1.8 11
8000	1.8 9	1.6 9	1.6 9	1.6 9	1.7 9
4000	1.6 8	1.5 8	1.4 8	1.4 8	1.5 8

© ЗАО «ГСС»

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS=1

Таблица 5. Режим полета: шасси убрано, угол крена = 20^0

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	170	180	190	200	210
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	1.4 13	1.6 14	1.8 16	1.9 17	2.1 19
16000	1.3 11	1.4 12	1.6 14	1.7 15	1.9 17
12000	1.1 10	1.3 11	1.4 12	1.6 13	1.7 15
8000	1.0 9	1.1 10	1.3 11	1.4 12	1.5 13
4000	0.9 8	1.0 9	1.1 10	1.2 11	1.4 12

Таблица 6. Режим полета: шасси выпущено, угол крена = 20^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	170	180	190	200	210
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	2.4 13	2.7 14	2.9 16	3.2 17	3.4 18
16000	2.2 11	2.4 12	2.6 14	2.9 15	3.1 16
12000	1.9 10	2.1 11	2.3 12	2.6 13	2.8 14
8000	1.7 9	1.9 10	2.1 11	2.3 12	2.5 13
4000	1.6 8	1.7 9	1.9 9	2.1 10	2.3 11

© ЗАО «ГСС»

Таблица 7. Режим полета: шасси убрано, угол крена = 30^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	170	180	190	200	210
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	1.0 8	1.1 9	1.2 10	1.4 11	1.5 12
16000	0.9 7	1.0 8	1.1 9	1.2 10	1.3 11
12000	0.8 6	0.9 7	1.0 8	1.1 9	1.2 9
8000	0.7 6	0.8 6	0.9 7	1.0 8	1.1 8
4000	0.6 5	0.7 6	0.8 6	0.9 7	1.0 7

Таблица 8. Режим полета: шасси выпущено, угол крена = 30^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	170	180	190	200	210
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	1.6 8	1.8 9	2.0 10	2.1 11	2.3 12
16000	1.5 7	1.6 8	1.8 9	1.9 9	2.1 10
12000	1.3 6	1.4 7	1.6 8	1.7 8	1.9 9
8000	1.2 5	1.3 6	1.4 7	1.6 7	1.7 8
4000	1.0 5	1.2 5	1.3 6	1.4 7	1.5 7

© ЗАО «ГСС»

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS=2

Таблица 9. Режим полета: шасси убрано, угол крена = 20^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	145	155	165	170	180
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	1.2 9	1.3 10	1.5 12	1.6 13	1.8 14
16000	1.1 8	1.2 9	1.3 10	1.4 11	1.6 12
12000	0.9 7	1.1 8	1.2 9	1.3 10	1.4 11
8000	0.8 6	1.0 7	1.1 8	1.1 9	1.3 10
4000	0.7 6	0.9 6	1 7	1 8	1.1 9

Таблица 10. Режим полета: шасси выпущено, угол крена = 20^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	145	155	165	170	180
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	1.6 9	1.9 10	2.1 12	2.2 12	2.4 14
16000	1.5 8	1.6 9	1.9 10	2.0 11	2.1 12
12000	1.3 7	1.5 8	1.7 9	1.8 10	1.9 11
8000	1.2 6	1.3 7	1.5 8	1.6 9	1.7 10
4000	1 6	1.2 6	1.3 7	1.4 8	1.5 9

© ЗАО «ГСС»

Таблица 11. Режим полета: шасси убрано, угол крена = 30^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	145	155	165	170	180
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	0.8 6	0.9 7	1 8	1.1 8	1.2 9
16000	0.7 5	0.8 6	0.9 7	1 7	1.1 8
12000	0.7 5	0.7 5	0.8 6	0.9 6	1 7
8000	0.6 4	0.7 5	0.7 5	0.8 6	0.9 6
4000	0.5 4	0.6 4	0.7 5	0.7 5	0.8 6

Таблица 12. Режим полета: шасси выпущено, угол крена = 30^0.

Вес, кг	28000	32000	36000	40000	44000
VCAS, kt	145	155	165	170	180
Начальная высота, ft	Потеря высоты [1000*ft] радиус [1000*ft]				
20000	1.1 6	1.2 7	1.4 7	1.4 8	1.6 9
16000	1 5	1.1 6	1.2 7	1.3 7	1.4 8
12000	0.9 5	1 5	1.1 6	1.2 6	1.3 7
8000	0.8 4	0.9 5	1 5	1.1 5	1.2 6
000	0.7 4	0.8 4	0.9 5	0.9 5	1 5

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.00 СОДЕРЖАНИЕ

04.10 ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ 1

ВВЕДЕНИЕ 1

КАРТА КОНТРОЛЬНЫХ ПРОВЕРОК 1

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ В ЭКИПАЖЕ 2

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ 2

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЯЗАННОСТЕЙ В ЭКИПАЖЕ 5

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ 6

ВЗЯТИЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ПРИ РУЧНОМ ПИЛОТИРОВАНИИ 6

04.15 ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ 1

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ САМОЛЁТА 1

АНАЛИЗ МЕТЕООБСТАНОВКИ 1

ПЛАН ПОЛЁТА 1

ОПТИМАЛЬНЫЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА 1

РАСЧЁТ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА НА ПОЛЕТ 2

04.20 ВНЕШНИЙ ОСМОТР НА БЕЗОПАСНОСТЬ 1

04.25 ВНЕШНИЙ ОСМОТР САМОЛЁТА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

МАРШРУТ ОСМОТРА САМОЛЕТА 2

04.30 ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ 1

04.35 ПОДГОТОВКА КАБИНЫ 1

ВВЕДЕНИЕ 1

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ОСМОТРА ПАНЕЛЕЙ 2

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ 3

ПРОВЕРКА ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ 9

FMS 10

КОЗЫРЁК ПРИБОРНОЙ ДОСКИ 12

БОРТОВЫЕ ПУЛЬТЫ 14

ПРИБОРНЫЕ ПАНЕЛИ ЛЕВОГО/ПРАВОГО ПИЛОТОВ 14

ПРИБОРНАЯ ДОСКА ПИЛОТОВ 15

© ЗАО «ГСС»

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ 16
04.40 ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ ИЛИ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ 1
04.45 АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ 1
ОПАСНЫЕ ЗОНЫ ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ 3
04.50 ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ 1
04.52 РУЛЕНИЕ 1
РАЗВОРОТ НА ВПП НА 180° 3
ПАРАМЕТРЫ РАЗВОРОТА 4
04.55 ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ 1
04.57 ВЗЛЁТ 1
04.60 ПОСЛЕ ВЗЛЕТА 1
04.62 НАБОР ВЫСОТЫ 1
04.65 КРЕЙСЕРСКИЙ ЭШЕЛОН 1
04.67 ПОДГОТОВКА К СНИЖЕНИЮ 1
04.70 СНИЖЕНИЕ 1
04.72 ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО ILS (CATI, II) 1
ВВЕДЕНИЕ 1
ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАХОДА ПО ILS 1
04.75 ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО НЕТОЧНЫМ СИСТЕМАМ 1
ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 1
ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАХОДА 5
04.77 ВИЗУАЛЬНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ 1
ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 1
ВЫПОЛНЕНИЕ ВИЗУАЛЬНОГО ЗАХОДА 1
04.80 ПОСАДКА 1
04.82 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ 1
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВКЛЮЧЕННЫМ FD, (AP,A/T OFF) 1
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВЫКЛЮЧЕННЫМ FD, (AP,A/T OFF) 2
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВКЛЮЧЕННЫМ AP/AT 4
04.87 ПОСЛЕ ПОСАДКИ 1
04.90 НА СТОЯНКЕ 1

© ЗАО «ГСС»

БЕЗОПАСНОСТЬ САМОЛЁТА НА СТОЯНКЕ 3

04.92 ПОСЛЕПОЛЁТНЫЙ ОСМОТР ВС 1

04.95 СТАНДАРТНАЯ ФРАЗЕОЛОГИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА 1

ВВЕДЕНИЕ 1

ДОКЛАДЫ ПО КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЕ ПРОВЕРОК 1

КОМАНДЫ ПП 1

КРАТКИЙ ПЕРЕЧЕНЬ КОМАНД ПО ЭТАПАМ 5

04.97 СТАНДАРТНАЯ ФРАЗЕОЛОГИЯ С ТЕХНИЧЕСКИМ ПЕРСОНАЛОМ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.10 ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ВВЕДЕНИЕ

Стандартные эксплуатационные процедуры (далее в тексте стандартные процедуры), содержащиеся в этой главе, рекомендуются ЗАО “ГСС” для применения эксплуатантами. Стандартные процедуры предназначены в качестве руководящего материала, но не запрещают эксплуатанту разрабатывать и совершенствовать аналогичные процедуры в соответствии с применяемыми правилами эксплуатации.

При условии, что системы самолёта работают в штатном режиме, стандартные процедуры предусматривают такой порядок действий, при котором достигается необходимый, для безопасного выполнения полета, уровень контроля за работой систем и оборудования при минимальных нагрузках на экипаж.

Содержание работ предусмотренных в стандартных процедурах предполагает, что:

- экипаж подробно ознакомлен с указаниями по летной эксплуатации систем, которые размещены в Части 2 РЛЭ;
- все системы самолёта исправны, и режимы автоматического управления полетом используются в полном объеме;
- стандартные процедуры выполняются по памяти и проверяются по карте контрольных проверок.

КАРТА КОНТРОЛЬНЫХ ПРОВЕРОК

Карта контрольных проверок (далее в тексте именуемая Картой), созданная «ЗАО ГСС», является обязательным средством контроля за выполнением наиболее ответственных операций, определяющих готовность самолета и экипажа к очередному этапу полета.

Картой предусматривается, что до проведения контрольных операций каждый член экипажа выполнил в полном объеме технологические операции в соответствии с требованиями РЛЭ.

Контроль с чтением Карты начинается на установленных для этого этапах по команде пилотирующего пилота (ПП).

Зачитывание разделов производится НП.

Прежде чем перейти к следующему пункту Карты, НП должен получить подтверждение о выполнении текущего пункта Карты.

НП, убедившись в выполнении всех пунктов, объявляет о выполнении соответствующего раздела установленной фразой.

© ЗАО «ГСС»

Член экипажа, отвечающий по пунктам Карты, даёт ответ только после проверки конфигурации и, если эта конфигурация не соответствует необходимому состоянию, должен скорректировать состояние конфигурации до дачи ответа. Если коррекция состояния невозможна, член экипажа изменяет ответ, чтобы отразить фактическое состояние. При необходимости каждый член экипажа имеет право перепроверить ответ на соответствие.

Пункты Карты, выполнение которых требует действий обоих пилотов, отмечены ПП/НП.

На пункты Карты, обозначенные “КАК ТРЕБУЕТСЯ”, ответ даётся в зависимости от фактических условий полёта или от конфигурации системы в данный момент.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ В ЭКИПАЖЕ

Взаимоконтроль пилотов при полёте в двухчленном составе экипажа является существенным элементом безопасности полёта.

Любое намерение изменения, переключения, настройки или замеченное изменение в индикации должно быть немедленно сообщено другому пилоту, который подтверждает, что информация принята. Это относится также к изменениям, отмеченным на дисплеях, изменениям скорости полёта, числа М, настройки навигационных средств, отклонения от плана полета по времени, топливу, траектории, включению ПОС и т. д.

Экипаж должен использовать авиационные гарнитуры от запуска двигателей до набора заданного эшелона и от начала снижения до заруливания на стоянку самолёта.

Ниже высоты 10000 ft должны быть прекращены любые не важные разговоры между пилотами, пилотами и кабинным экипажем. Это облегчает связь в экипаже при ведении внешней радиосвязи и при возникновении нештатной ситуации.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ

В системе автоматического управления полётом (AFCS) реализуются следующие функции:
- автопилот (AP),
- директорное управление (FD),
- автомат тяги (AT).

© ЗАО «ГСС»

АВТОПИЛОТ И ДИРЕКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЁТОМ

С учетом характера решаемых задач AP и FD часто рассматриваются как единая система AP/FD.

Функции AP и FD предназначены для стабилизации параметров полёта и обеспечения полёта по траекториям формируемым системой комплекса авионики (FMS).

Использование системы AP/FD позволяет значительно облегчить пилотирование самолета и тем самым разгрузить экипаж для ведения оперативного контроля выполнения полета.

Задачей ПП является своевременный и правильный выбор необходимых режимов полета и задание для них соответствующих необходимых параметров полета с использованием пультов FCP и MCDU.

При каждом выборе или изменении режимов или параметров полета все члены экипажа обязаны убедиться в правильности их подключения и правильности вносимых изменений по индикации на дисплее PFD с обязательным проведением перекрёстной проверки.

В случае, если AP не выдерживает заданные параметры полёта, ПП должен отключить AP и FD и перейти на ручное управление.

При полете по траектории указанной УВД, ПП должен перейти на режим HDG/TRK DES CLIMB или VS/FPA, не отключая AP.

Когда ПП управляет самолётом вручную, используя FD, он должен выполнять команды директорных планок, удерживая их в центре или FPA должен быть на траектории полёта с тем, чтобы выполнить полёт в соответствии выбранных режимов и заданных параметров полёта.

При выполнении визуального захода на посадку FD должен быть выключен.

© ЗАО «ГСС»

АВТОМАТ ТЯГИ

Режим работы АТ зависит от выбранного вертикального режима.

Соответствие режима работы АТ определенному вертикальному режиму показано в таблице:

Вертикальный режим	Режим АТ
VS/FPA ALT*, ALT GS*,GS AP/FD не в режиме ACTIVE	SPEED
TO/GA CLB/DES	THRUST
Текущий режим	α FLOOR
FLARE	SPEED/RETARD

Экипаж обязан контролировать подключение АТ в нужном режиме по информации на дисплее PFD и оценивать соотношение заданной и текущей скорости с обязательным контролем тенденции изменения скорости.

В случае отсутствия уверенности в правильности работы АТ ПП обязан отключить АТ и перейти на управление скоростью с помощью РУД.

АТ может быть использован, при отказе одного двигателя, а также при заходе на посадку в нестандартной конфигурации.

© ЗАО «ГСС»

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЯЗАННОСТЕЙ В ЭКИПАЖЕ

Для выполнении полёта КВС определяет пилотирующего пилота (ПП).

- **Распределение обязанностей при выполнении полёта**

ПП несёт ответственность за:	НП несёт ответственность за:
– управление пространственным положением самолёта и скоростью, – управление тягой двигателей, – конфигурацию самолёта (даёт команду НП на изменение конфигурации), – принятие решения о продолжении взлёта, выполнении посадки, – навигацию.	– читку контрольной карты, – выполнение команд ПП, – выдерживание параметров полёта после ВПР до посадки, – выполнение ухода на второй круг, если ПП не принял решение о посадке, – радиосвязь.

Все действия в кабине выполняются при подтверждении их со стороны второго члена экипажа.

КВС на любом этапе полёта может взять управление самолётом на себя и выполнять функции ПП.

В аварийных ситуациях:

– Непилотирующий пилот (НП) выполняет действия по аварийным процедурам и управлению ENG MASTER, ENG FIRE с подтверждением ПП,

– Во время выполнения аварийных процедур, ПП берёт радиосвязь на себя.

– Если КВС является ПП, он может передать управление самолётом второму пилоту и выполнять действия по аварийным процедурам.

При выключенном АР, ПП даёт команды НП для установки заданных режимов, параметров полёта. Если АР включен, ПП устанавливает режимы и параметры полёта самостоятельно.

© ЗАО «ГСС»

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

В процессе предполётной подготовки ввод данных в систему (FMS) выполняет ПП с последующим контролем НП.

- **Система FMS обеспечивает:**

– выполнение полёта в соответствии с введённым планом полёта;
– расчет расхода и остатка топлива по этапам полета;
– расчет скорости полета с учетом фактических условий;
– расчет пройденного и оставшегося расстояния;
– расчет оптимального профиля полета по высоте и скорости;
– заход на посадку в режиме VNAV APPR;
– автоматическую настройку средств радиосвязи и радиотехнических средств навигации.

- **Основные правила использования AFCS:**

– контролировать подключение режимов работы по смене индикации на FMA;
– любые изменения индикации на дисплее PFD должны сопровождаться докладом ПП или членом экипажа, первым заметившим эти изменения;
– контролировать результат изменений параметров или режимов полета, произведенных через систему FMS или пульт FCP, по индикации на дисплее PFD;
– лётный экипаж должен постоянно контролировать правильность подключения и выполнения системой AFCS выбранных режимов и команд;
– если ПП не удовлетворен управлением системы AFCS, он должен перейти на использование «базовых режимов» (VS, HDG) или перейти на ручное управление;

ВЗЯТИЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ПРИ РУЧНОМ ПИЛОТИРОВАНИИ

С учетом принципа работы СДУ и БРУ, непилотирующий пилот не должен вмешиваться в управление самолетом. При необходимости взятия управления на себя, НП должен дать команду «I HAVE CONTROL», что означает намерение взять управления на себя. Он должен нажать кнопочный переключатель SS PRIOR/AP OFF и удерживать его в нажатом положении, пока передача управления самолетом не будет подтверждена соответствующей индикацией на панели приоритета SS PRIOR и речевым сообщением «PRIORITY LEFT (RIGHT)».

© ЗАО «ГСС»

04.15 ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ САМОЛЁТА

Экипаж должен проверить техническое состояние самолёта с целью определения соответствия лётной годности, допуска согласно MEL с учётом выполнения плана полёта.

АНАЛИЗ МЕТЕООБСТАНОВКИ

Лётный экипаж должен иметь информацию, которая содержит в себе:
- Состояние ВПП для взлёта и метеоусловия в наборе высоты;
- Фактическую и прогнозируемую погоду на аэродромах вылета, посадки и запасных;
- Погоду на маршруте, включая температуру и ветер.
- Уточнить наличие опасных метеорологических явлений и наметить порядок их обхода.
- При грозовой обстановке в районе аэродрома, оценить безопасный выход на маршрут.

ПЛАН ПОЛЁТА

Командир ВС на основании анализа полученной информации принимает решение на вылет, определяет окончательную заправку и утверждает переданный диспетчером план полёта.

Оба пилота должны убедиться, что количества топлива на борту достаточно для безопасного и экономичного выполнения полёта.

Если условия полёта требуют изменения маршрута, то готовится новый расчёт и составляется новый план полёта.

ОПТИМАЛЬНЫЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА

Экипаж должен выбрать эшелон полета, по возможности близкий к оптимальному, обеспечивающий наивыгоднейшее, по себестоимости перевозок, сочетание высоты и скорости с дальностью полёта и коммерческой загрузкой (см. РЛЭ 1.03).

© ЗАО «ГСС»

РАСЧЁТ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА НА ПОЛЕТ

ПРОВЕРКА КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА

Как правило, экипаж использует расчет плана полёта, выполненный компьютерной программой, который обеспечивает правильный расчет топлива на полет. Экипаж обязан проверить правильность расчета, чтобы избежать грубых ошибок.

Это можно сделать при использовании таблиц расчета топлива, определив количество потребного топлива на полет из расчета выполнения полета на экономическом режиме (см. РЛЭ 1.03).

ТАНКЕРИНГ

Экипаж должен учитывать политику компании в вопросах использования разницы цен на топливо и на обслуживание в различных аэропортах.

Необходимо учитывать, что перевозка топлива сверх расчетного приводит к повышенному расходу топлива на полет и увеличивает операционные расходы (более низкая FLEX temperature, повышенный износ колес шасси и тормозов, увеличение времени на занятие эшелона, уменьшение оптимального эшелона полёта и т.д.).

© ЗАО «ГСС»

04.20 ВНЕШНИЙ ОСМОТР НА БЕЗОПАСНОСТЬ

Пункты, отмеченные (*), должны быть выполнены перед вылетом из промежуточного аэропорта.

Осмотр проводится каждым членом экипажа для обеспечения безопасности выполнения процедур подготовки к полёту.

– *** ПРЕПЯТСТВИЯ……ОТСУТСТВУЮТ**

– *** УПОРНЫЕ КОЛОДКИ ШАССИ……..……....УСТАНОВЛЕНЫ**

– *** СТВОРКИ ШАССИ……..…….....ПРОВ. ПОЛОЖЕНИЕ**

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
Если створки шасси в открытом положении, перед включением гидравлической системы экипаж должен получить разрешение у технического персонала.

– *** ЗОНА ЗАПУСКА APU……..БЕЗОПАСНА**

Зона перед воздухозаборником APU и за соплом свободна для запуска.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.25 ВНЕШНИЙ ОСМОТР САМОЛЁТА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Внешний осмотр самолета должен проводиться экипажем перед каждым вылетом, включая вылеты из транзитных аэропортов.
В отсутствие технического персонала осмотр самолёта в полном объеме проводит экипаж перед первым полетом.

Если внешний осмотр в полном объеме был проведен техническим персоналом, то при проведении внешнего осмотра экипаж проверяет только пункты отмеченные (*).

В транзитном аэропорту, при проведении внешнего осмотра, экипаж проверяет только пункты отмеченные (*).

Внешний осмотр самолёта обычно выполняет пилотирующий пилот (ПП) или, по решению КВС, все члены экипажа.
Перед проведением внешнего осмотра самолета экипаж должен убедиться, что в бортовом журнале самолета (LOG BOOK) нет записей о его техническом состоянии, которые делают вылет невозможным.
При осмотре необходимо проверить:

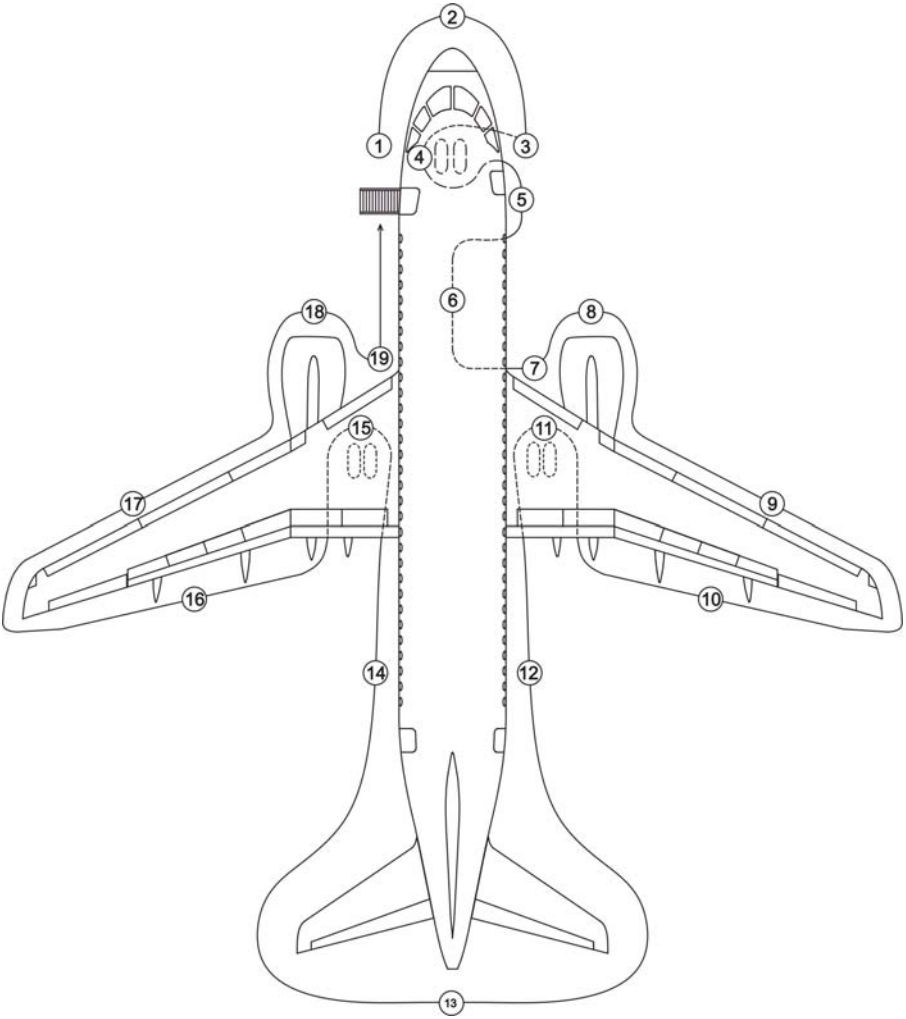
- отсутствие посторонних предметов, загрязнения, льда или снега на всей видимой поверхности самолёта, в воздухозаборниках и выходных устройствах двигателей и ВСУ, приёмниках воздушного давления;
- не используемые для подготовки к вылету двери, люки и панели доступа закрыты;
- входные и выходные отверстия и устройства свободны;
- самолет не имеет механических повреждений, нет течи топлива, масла или технических жидкостей;
- состояние пневматиков: отсутствие износа до основания продольных канавок в любом месте, отсутствие корда по беговой дорожке, отсутствие порезов и отслоений до появления корда;
- изношенность тормозов по индикатору износа, при включённом стояночном тормозе: штырь индикатора износа должен выступать над поверхностью. При предельном износе штырь находится на уровне торца направляющего отверстия на корпусе тормоза.

Примечание: Для проверки изношенности тормозов, стояночный тормоз должен быть включен.

- обжатие амортизационных стоек шасси: минимальный зазор штока передней амортстойки – 30 мм; основных амортстоек – 152 мм.
- положение сворок шасси;

© ЗАО «ГСС»

МАРШРУТ ОСМОТРА САМОЛЕТА



© ЗАО «ГСС»

1 Левая передняя часть фюзеляжа

* Приёмник полного давления 2 шт……..……СОСТОЯНИЕ
* Датчик температуры ТАТ……СОСТОЯНИЕ
* Датчик угла атаки ……..……..……..

5 Правая часть фюзеляжа

Служебная дверь……ЗАКРЫТА
Остекление пассажирского салона……...СОСТОЯНИЕ
Огонь подсвета аварийного выхода……СОСТОЯНИЕ
Фара подсвета крыла……..СОСТОЯНИЕ
* Датчик угла атаки……..СОСТОЯНИЕ
Грузовая дверь……ЗАКРЫТА
* Приёмники статического давления……ЧИСТЫЕ

6 Нижняя часть фюзеляжа

Люк……ЗАКРЫТ
Антенны……СОСТОЯНИЕ
Точка слива воды……...ТЕЧИ НЕТ
* Воздухозаборники СКВ……СОСТОЯНИЕ
Лючки СКВ……..ЗАКРЫТЫ
* Маяк……СОСТОЯНИЕ

7. Правая часть центроплана

Фары и их обтекатель……СОСТОЯНИЕ
* Предкрылки……..СОСТОЯНИЕ
Лючок заправки топливом……ЗАКРЫТ
Жалюзи СКВ……СОСТОЯНИЕ
Лючок слива отстоя Т/С……...ЗАКРЫТ, ТЕЧИ НЕТ
Клапаны слива отстоя Т/С……ТЕЧИ НЕТ

8 Правый двигатель

Пилон……..СОСТОЯНИЕ
Створки реверса……...ЗАКРЫТЫ
* Вентиляционная решетка……СОСТОЯНИЕ
* Замки капотов двигателя……..ЗАКРЫТЫ
Жалюзи ПОС воздухозаборника……СОСТОЯНИЕ
* Воздухозаборник……СОСТОЯНИЕ
* Кок и лопатки вентилятора……..СОСТОЯНИЕ

© ЗАО «ГСС»

* Сопло и лопатки турбины ……..……..……..

12 Правая задняя часть фюзеляжа

Антенны…… СОСТОЯНИЕ, ИСПРАВНЫ
Обтекатель дренажа Т/С……СОСТОЯНИЕ, ТЕЧИ НЕТ
Дренаж Г/С……ТЕЧИ НЕТ
Лючок Г/С……ЗАКРЫТ
Грузовая дверь……ЗАКРЫТА
Штыревые антенны……СОСТОЯНИЕ
Служебная дверь……ЗАКРЫТА
Остекление пассажирского салона……СОСТОЯНИЕ
Огонь подсвета аварийного выхода……СОСТОЯНИЕ
* Лючок туалета……ЗАКРЫТ
Точка слива воды……ТЕЧИ НЕТ
Лючок Г/С……ЗАКРЫТ
Дренаж Г/С……ТЕЧИ НЕТ
Вентиляционная решетка……СОСТОЯНИЕ
Трос заземления (если не требуется)……СНЯТ

13 Оперение

Проблесковый маяк……СОСТОЯНИЕ
Киль, РН, стабилизатор, РВ……СОСТОЯНИЕ
Статические разрядники……ПРОВЕРИТЬ
Капот APU……ЗАКРЫТ, ЧИСТЫЙ
Сопло APU ……СОСТОЯНИЕ

14 Левая задняя часть фюзеляжа

Обтекатель дренажа Т/С……СОСТОЯНИЕ, ТЕЧИ НЕТ
* Лючок заправки/слива воды……ЗАКРЫТ
Огонь подсвета аварийного выхода……СОСТОЯНИЕ
Задняя входная дверь……ЗАКРЫТА
Остекление пассажирского салона……СОСТОЯНИЕ
Лючок Г/С……ЗАКРЫТ
Дренаж Г/С……ТЕЧИ НЕТ

© ЗАО «ГСС»

15 Левая основная опора шасси

* Колеса и пневматики……..……..……..

18 Левый двигатель

Пилон……..СОСТОЯНИЕ

* Сопло и лопатки турбины ……..……..……..

04.30 ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ

Если до прибытия экипажа на самолет, электропитание не было включено, предварительную подготовку кабины экипаж начинает с проверок для обеспечения безопасного включения электропитания. Эти проверки исключают непреднамеренное включение систем с повреждением самолёта и персонала. Эти проверки выполняет НП.

*** PARK/ALTN BRAKE**

– *** PARK/ALTN BRAK……ВКЛЮЧИТЬ**

Рукоятку стояночного тормоза PARK/ALTN BRAKE вытянуть и зафиксировать в верхнем положении поворотом на 90°. На EWD отображается сообщение “PARK BRAKE ON”.

ENG

– **ENG START……OFF**

– **ENG MASTER L,R…….OFF**

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ

– **SPEEDBRAKE.....RET**

– **FLAPS……..ПРОВЕРИТЬ**

Проверить положение рукоятки и соответствующее положение механизации.

LDG GEAR

– **РЫЧАГ ВЫПУСКА ШАССИ……DOWN**

– **EMER EXTN……ПРОВЕРИТЬ**

Закрыта колпачком, надпись DOWN не высвечивается.

L,R WINDSHIELD

– **WIPERS…….....OFF**

© ЗАО «ГСС»

HYD

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ELEC 1,2A,2B,3……AUTO**

– **PTU……AUTO**

BAT VOLTAGE

До включения электропитания, переключателем на пульте BAT VOLTAGE проверить напряжение аккумуляторных батарей.

Примечание: Номинальное напряжение аккумуляторной батареи - 24V.

ELEC

- **Проверка аккумуляторных батарей**

Проверка производится при включённых системах самолёта в конфигурации предварительной подготовки кабины к полёту.

Во время проверки аккумуляторных батарей APU GEN и EXT PWR должны быть отключены от сети:

– **APU GEN……OFF**

– **EXT PWR ……OFF**

Индикация AVAIL на кнопке–табло EXT PWR высвечивается.
Проверка батарей производится поочередно, начиная с BAT 1:

– **МНЕМОКАДР ELEC……ВЫЗВАТЬ**

– **BAT 2,3,4……OFF**

Выключить батареи BAT2, BAT3, BAT4. Под нагрузкой останется одна батарея BAT1. Ток разряда батареи по индикации на странице ELEC должен быть около 80A. На пульте BAT VOLTAGE установить переключатель выбора в положение BAT1, индицируемое напряжение должно быть не менее 24V.
Если во время проверки, напряжение каких-то батарей оказалось менее 24V:

- подзарядка произойдёт автоматически от APU GEN или EXT PWR (что подключено);
- контролировать на странице ELEC завершение подзарядки по уменьшению тока зарядки батарей до " – 5A ".

Время зарядки составляет 10 – 20 минут в зависимости от начального напряжения заряжаемой батареи.

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Аккумуляторные батареи можно включать в любой последовательности. После включения первой батареи на кнопках – табло батарей, оставшихся невключенными, появляется индикация OFF, которая пропадает после включения соответствующей батареи.

– **BAT2……ВКЛЮЧИТЬ**

– **BAT1……ВЫКЛЮЧИТЬ**

Включить BAT2, выключить батарею BAT1. Под нагрузкой останется одна батарея BAT2. Установить переключатель выбора в положение BAT2, индицируемое напряжение должно быть не менее 24V.

Повторить указанные операции для BAT3, BAT4.

- **После окончания проверки:**

– **BAT1,2,3,4……ВКЛЮЧИТЬ**

– **EXT PWR……ON**

При подключении EXT PWR, индикация AVAIL погаснет, высветится ON зелёного цвета. Проверить индикацию на странице ELEC.

После включения электропитания, включить аэронавигационные огни:

– **NAV&LOGO……ON**

Если EXT PWR не подсоединено, надпись AVAIL не высвечивается, для продолжения подготовки кабины после включения аккумуляторных батарей запустить APU. Для запуска APU используются BAT3 и BAT4.

Примечание: Если EXT PWR включено (EXT PWR ON), запуск APU по усмотрению экипажа может быть задержан, если нет необходимости использования APU.

Перед запуском APU проверить противопожарную систему APU.

APU FIRE

– **КНОПКА-ТАБЛО APU FIRE……ПРОВЕРИТЬ**

Индикация FIRE не высвечивается, закрыта колпачком.

– **КНОПКА-ТАБЛО AGENT……ПРОВЕРИТЬ**

Индикация SQUIB, DISCH не высвечивается.

– **КНОПКА TEST……НАЖАТЬ**

–

© ЗАО «ГСС»

- **Проверить включение сигнализации:**

– Кнопки-табло FIRE
– Кнопки-табло AGENT и надписи SQUIB и DISCH
– Звуковой сигнализации (повторяющиеся удары колокола)
– Кнопки-табло WARN на FCP
– Сообщение APU FIRE на EWD.

- **При кратковременном нажатии на кнопку-табло WARN:**

– звуковая сигнализация отключается
– сигнализация WARN отключается
– сигнализация на кнопке - табло FIRE, на кнопке-табло AGENT и APU FIRE на EWD отключаются автоматически при завершении теста по времени.

***ЗАПУСК APU**

– **МНЕМОКАДР ENG/APU НА MFD ……..…….....….....ВЫЗВАТЬ**
На пульте ECP нажать кнопку-табло ENG/APU.

– **L, R AIR ….……AUTO**
Индикация OFF, FAULT не высвечиваются.

– **APU BLEED…….....ВЫКЛЮЧЕН**
Индикация ON, FAULT не высвечиваются. Клапан отбора воздуха от APU закрыт.

– **ТОПЛИВНЫЙ НАСОС AUX L…….....…..……ВКЛЮЧИТЬ**
Индикация OFF гаснет.

– **MASTER SW…….....……..……ON**
Нажать MASTER SW - высветится надпись ON.
На мнемокадре APU высветится надпись OPEN - створка APU открылась.

– **START/STOP……..……..……..……..……..……..…….....ON**
При нажатии кнопки-табло START/STOP:
- высветится надпись ON голубого цвета,
- на мнемокадре APU до N= 60% индицируется START зелёного цвета,
-при выходе APU на режим высветится AVAIL,
-на кнопке-табло APU GEN высветится индикация ON.

– **APU BLEED…..……..……..……ON**
На пульте AIR нажать кнопку-табло APU BLEED, высветится индикация ON.
По мнемокадру AIR убедиться, что клапан отбора воздуха от APU открыт.
Отрегулировать температуру воздуха в кабине пилотов и в пассажирских салонах ручками CKPT, FWD CAB, AFT CAB.

Примечание: Не использовать APU BLEED, если подключена наземная установка кондиционирования воздуха.

© ЗАО «ГСС»

– **EXT PWR……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Примечание: Для отсоединения EXT PWR, нажмите кнопку-табло EXT PWR, индикация ON погаснет, EXT PWR можно отсоединить.

ОСВЕЩЕНИЕ КАБИНЫ

- **Регуляторы освещения на потолочном пульте:**

– **OVHD & OBSR INTEG……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Отрегулировать встроенное освещение потолочного пульта и пульта инспектора.

– **GSHLD FLOOD……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Отрегулировать освещение козырька пилотской кабины.

– **INSTR PNL GSHLD INTEG……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Отрегулировать встроенное освещение приборной доски и FCP.

- **На центральном пульте:**

– **CENTRAL PED LT (FLOOD, INTEG)……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Отрегулировать встроенное освещение центрального пульта.

– **DOME……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Отрегулировать общее освещение в кабине.

ПУЛЬТ LIGHT

– **ANN ……TEST/КАК ТРЕБУЕТСЯ**

При установке переключателя в положение TEST, проверить высвечивание всех кнопок-табло и ламп.

Примечание: Кнопки-табло TEST RAT и GROUND CONTROL не высвечиваются.

EWD

– **EWD……ПРОВЕРИТЬ**

– **EICAS RCL/ALL PAGES……ПРОВЕРИТЬ**

Вызвать все сообщения на EWD. Проверить отсутствие CAS сообщений, препятствующих выполнению полёта.

ВНИМАНИЕ:

При наличии на EWD CAS сообщений о неисправностях и отказах систем или оборудования самолёта, определить возможность вылета по MEL.

Если требуется устранение неисправности, срочно проинформировать об этом технический персонал.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ ECP

Вызвать на MFD мнемокадры систем самолета:

– **ENG/APU……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

Минимальное количество масла: OIL QTY = 50% + 2,5 (%/час) x время эксплуатации (час).

– **AIR ……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

Проверить конфигурацию системы.

– **HYD ……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

Уровень, температура и давление поддавливания гидрожидкости – в норме.

– **ELEC ……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

Величина зарядного тока аккумуляторных батарей от -5А до – 20 А.

– **FUEL ……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

Проверить количество и температуру заправленного топлива.

– **DOOR ……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

Минимальное давление в кислородном баллоне не менее 1650 psi.

Индикация OXY зелёного цвета.

– **FCTL/BRAKE ……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

Убедиться, что индикация механизации крыла соответствует фактическому положению рукояток FLAPS и SPEED BRAKE, при несоответствии, выяснить причину у технического персонала до подключения гидравлической системы. Проверить давление в гидроаккумуляторах ACC.

ВНИМАНИЕ:

При необходимости, подзарядите гидроаккумуляторы тормозов, используя насосные станции ELEC1 и ELEC 3.

Перед включением, получите разрешение от технического персонала или убедиться, что их включение будет безопасным.

© ЗАО «ГСС»

БОРТОВАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ

Проверить наличие следующих судовых документов:

- Свидетельство о государственной регистрации,
- Сертификат/свидетельство эксплуатанта (копия),
- Сертификат летной годности/удостоверение о годности к полетам,
- Бортовой журнал,
- Санитарный журнал,
- Руководство по летной эксплуатации,
- Разрешение на бортовую радиостанцию,
- Документы, предусмотренные национальным уполномоченным органом в области гражданской авиации.

НП должен убедиться, что в бортовом журнале (LOG BOOK) нет записей о техническом состоянии самолета, которые делают вылет невозможным.

АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

- **ОГНЕТУШИТЕЛЬ……ПРОВЕРИТЬ**
  Закреплен и предохранительная чека установлена, указатель давления в зелёной зоне.
- **АВАРИЙНЫЙ ТОПОР…….……..ЗАКРЕПЛЁН**
- **МЕДИЦИНСКАЯ АПТЕЧКА…….....ЗАКРЕПЛЕНА И ОПЛОМБИРОВАНА**
- **ДЫМОЗАЩИТНЫЙ КАПЮШОН…….....В КОНТЕЙНЕРЕ ОПЛОМБИРОВАН**
- **КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ 3…….....….....В УКЛАДОЧНЫХ БЛОКАХ**
- **СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ 3..…….....……УБРАНЫ**
- **СПАСАТЕЛЬНЫЕ КАНАТЫ 2..…….…..….....……..УБРАНЫ**
- **АВАРИЙНЫЕ ФОНАРИ 2…….....УБЕДИТСЬЯ В РАБОТОСПОСОБНОСТИ**

Убедиться в работоспособности по миганию светодиода красного цвета.

- **АВАРИЙНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ……ПРОВЕРИТЬ НАЛИЧИЕ**

Примечание: – Проверку АСО в кабине экипажа выполняет СМ2.
– Старшему бортпроводнику выполнить проверку аварийно-спасательного оборудования в пассажирской кабине и о результатах проверки доложить КВС.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.35 ПОДГОТОВКА КАБИНЫ

ВВЕДЕНИЕ

Пилотирующий и не пилотирующий пилоты должны выполнять подготовку кабины в соответствии с порядком осмотра приборных пультов, представленным на рисунке ниже. Распределение обязанностей и последовательность действий ПП и НП указаны в нормальных процедурах Оперативного Сборника Экипажа (ОСЭ).

В транзитном аэропорту выполнять только пункты отмеченные (*).

ДОКУМЕНТАЦИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ

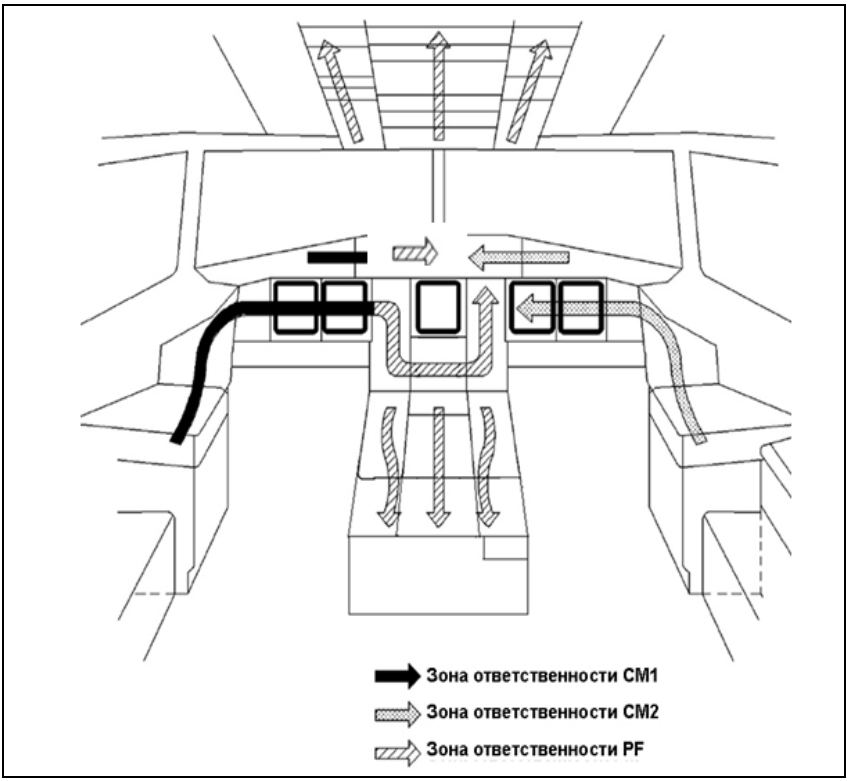
– **ТЕХНИЧЕСКОЕ СОСТОЯНИЕ САМОЛЁТА.....ПРОВЕРИТЬ**

КВС/ПП должны ознакомиться с содержанием документов технического состояния самолёта (TLB, DIOL, MEL).

Если заправка самолёта закончена, проверить соответствие количества топлива на борту плану полета.

© ЗАО «ГСС»

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ОСМОТРА ПАНЕЛЕЙ



– ***ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ ШТЫРИ ШАССИ…….……ПРОВЕРИТЬ**

После выполнения внешнего осмотра самолета ПП проверяет, что пять предохранительных штырей шасси находятся в кабине экипажа

© ЗАО «ГСС»

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ

Последовательность подготовки потолочного пульта снизу вверх, слева направо. При последовательной проверке и подготовке пультов и органов управления действия пилотов приводят к выключению всей сигнализации белого цвета.

Исключение составляет сигнализация OFF на кнопках-лампах L(R) GEN, APU GEN, которая гаснет автоматически после запуска соответствующего двигателя.

На самолете реализован принцип «темной кабины». Это означает, что при нормальной работе систем самолета после запуска двигателей никакая индикация на потолочном пульте не горит, если EXT PWR отсоединено и APU выключена.

ПУЛЬТ L/R WINDSHIELD

– **WIPERS…….....OFF**

ПУЛЬТ LIGHT (ЛЕВАЯ ЧАСТЬ)

– **WING……..……...КАК ТРЕБУЕТСЯ**

ПУЛЬТ ANTI – ICE

– **WING..……..……..……..AUTO**

– **WINDOW PROBE.....AUTO**

На кнопке-табло WINDOW PROBE индикация MAN не высвечивается.

– **L/R ENG…….……..……..AUTO**

ПУЛЬТ ELT

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ELT…….....….RESET/TEST**

Высветится сигнальная лампа TEST OK.

Примечание: При отказе системы ELT (серия коротких импульсов сигнализатора TEST), доложить наземному персоналу.

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ELT…….……..……..……..……ARMED**

ПУЛЬТ TAWS

– **ИНДИКАЦИЯ НА КНОПКАХ-ТАБЛО……НЕ ВЫСВЕЧИВАЕТСЯ**

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ ADIRS

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ TRUE/MAG.....КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **ADS 1,2,3……ВКЛЮЧЕНЫ**

ADS1, 2,3 включены, индикация OFF, FAULT не высвечивается.

Примечание: При нормальной работе ADS 1,2,3 всегда остаются включенными.

– **IRS 1,2,3……...……...ВКЛЮЧИТЬ**

Индикация OFF на кнопке-табло гаснет. Во время выставки, на EWD выдаётся сообщение IRS IN ALIGN. После окончания выставки IRS автоматически переходит в режим NAV, сообщение IRS IN ALIGN снимается. В процессе выставки на странице POS INIT/REF2/3(3/3) на MCDU контролировать: точность координат местоположения самолёта, время до окончания режима выставки, текущий режим работы IRS, путевую скорость (GS).

ВНИМАНИЕ:
В процессе выставки самолёт должен быть неподвижен.

Выставка IRS продолжается не более 10 минут.

ПУЛЬТ АВАРИЙНОГО РЕГИСТРАТОРА

– **REC ON/OFF (GND CTRL)……..НАЖАТЬ**

Убедиться в высвечивании REC ON и отсутствие на EWD индикации RECORDER OFF.
Убедиться в отсутствии на EWD предупреждающего сообщения REC DATA RECORDER FAULT, REC VOICE RECORDER FAULT.

ПУЛЬТ CVR

– **КНОПКУ TEST……..……..НАЖАТЬ**

Удерживать кнопку нажатой не менее 5 секунд. При исправном CVR, рядом с кнопкой TEST высвечивается зелёный светосигнализатор.

ПУЛЬТ AUDIO L/R

– **NORMAL/BACK UP……..”NORMAL”**

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ ENG L/R FIRE

– **ENG L/R FIRE.....ЗАКРЫТЫ КОЛПАЧКОМ**

Поле кнопок-табло не высвечивается красным цветом.

– **AGENT 1, AGENT 2.....ЗАКРЫТЫ КОЛПАЧКАМИ**

Индикация SQUIB,DISCH не высвечивается.

– **КНОПКУ TEST.....НАЖАТЬ**

- **Проверить включение сигнализации:**

– Кнопки-табло ENG L/R FIRE,
– Кнопки-табло AGENT и надписи SQUIB и DISCH,
– Звуковой сигнализации (повторяющиеся удары колокола),
– Кнопки-табло WARN на FCP,
– Сообщение ENG L/R FIRE на EWD.

- **При кратковременном нажатии на кнопку-табло WARN:**

– звуковая сигнализация отключается,
– сигнализация WARN отключается,
– сигнализация на кнопке-табло FIRE, на кнопке-табло AGENT и ENG L/R FIRE, на EWD пропадают автоматически при завершении теста по времени.

ПУЛЬТ CARGO FIRE

– **КНОПКИ-ТАБЛО FWD/AFT CARGO FIRE.....ЗАКРЫТЫ КОЛПАЧКОМ**

Поле кнопок-табло не высвечивается красным цветом.

– **КНОПКУ TEST.....НАЖАТЬ**

- **Проверить включение сигнализации:**

– На кнопках-табло FWD/AFT CARGO FIRE,
– Звуковой сигнализации (повторяющиеся удары колокола),
– Кнопки-табло WARN на FCP,
– Сообщение FWD/AFT CRGO FIRE BAY на EWD.

- **При кратковременном нажатии на кнопку-табло WARN:**

– звуковая сигнализация отключается,
– сигнализация WARN отключается,
– сигнализация на кнопках-табло FWD/AFT CARGO FIRE, FWD/AFT CRGO FIRE на EWD пропадает автоматически при завершении теста по времени.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ LIGHT (ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ)

- **ФАРЫ “TAXI & TO” ……..OFF**
- **ФАРЫ “LAND” ……OFF**
- **STROBE ……..OFF**
- **EMER LT ……..ARM**
- **RWY TURN OFF ……OFF**
- **BEACON……OFF**
- **NAV & LOGO……..ON**

ПУЛЬТ AIR

- **L/R AIR ……..AUTO**
  Надписи FAULT и OFF не высвечиваются.
- **APU BLEED……КАК ТРЕБУЕТСЯ**
- **RAM AIR ……..ЗАКРЫТА КОЛПАЧКОМ**
  Надпись ON не высвечивается.
- **RECIRC……..FAULT И OFF НЕ ВЫСВЕЧ.**
- **CKPT, CAB……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**
  Отрегулировать, при необходимости, температуру воздуха в кабине пилотов и в пассажирском салоне ручками CKPT, CAB. Регулировка температуры возможна в диапазоне от +17° до +30° С.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ ELEC

- **ЛЕВ./ПРАВ. ПРИВОД–ГЕНЕРАТОР……ЗАКРЫТ КОЛПАЧКОМ**
  Надписи DRIVE и OFF не высвечиваются.
- **L/R GEN……..ВЫСВЕЧ. OFF**
- **APU GEN……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**
- **RAT GEN……..ЗАКРЫТ КОЛПАЧКОМ**
  Надписи DOWN и ON не высвечиваются.
- **EXT PWR……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Примечание: После запуска двигателей происходит автоматическое подключение генераторов к сети и сигнализация OFF гаснет.

- **GALLEY……FAULT, OFF НЕ ВЫСВЕЧ.**
- **BAT 1,2,3,4……..ЗАКРЫТЫ КОЛПАЧКОМ**
  Надписи OVHT, OFF не высвечиваются.
- **INV……ЗАКРЫТ КОЛПАЧКОМ**
  Надписи FAULT и OFF не высвечиваются.

ПУЛЬТ FUEL

- **AUX L……КАК ТРЕБУЕТСЯ**
  Если APU запущена, AUX L включен.
- **ADDT L,R ……ВЫКЛЮЧЕНЫ**
  Надписи FAULT и OFF не высвечиваются.
- **AUX R… ……ВЫКЛЮЧЕН**
- **MAIN L,R ……..ВЫКЛЮЧЕНЫ**
- **X-FEED ……..ВЫКЛЮЧЕН**

Индикация не высвечивается.

ПУЛЬТ HYD

- **ТАБЛО “LG”……..”LG” НЕ ВЫСВЕЧ.**
- **PTU……..AUTO**
- **ТАБЛО HS 1, 2, 3……LO-PR НЕ ВЫСВЕЧ.**
- **ELEC 1, 2A, 2B, 3……AUTO**

Примечание: Индикация LO- PR высвечивается, если давление в соответствующей гидросистеме менее 1800 psi во время полета, или на земле при двух работающих двигателях.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ LIGHT (ПРАВАЯ ЧАСТЬ)

– **SEAT BELTS……ON**

– **NO SMOK……ON**

ПУЛЬТ CAB PRESSURE

– **КНОПКА-ТАБЛО MODE……AUTO**
Надписи FAULT, MAN не высвечиваются.

– **КНОПКА-ТАБЛО DITCHING……ЗАКРЫТА КОЛПАЧКОМ**
Надпись ON не высвечивается.

– **EMER D-PRESS……ЗАКРЫТА КОЛПАЧКОМ**
Надпись ON не высвечивается.

– **LDG ELEV……AUTO**

Индикация MAN не высвечивается. На EWD проверить наличие индикации высоты аэродрома посадки. Отображается значение высоты аэродрома посадки при использовании QNH или “0000” при использовании QFE. На EWD индицируется LDG ELEV.

– **MAN RATE……ПРОВЕРИТЬ**

Задатчик скорости изменения давления в гермокабине установлен вертикально.

КНОПКА-ТАБЛО PASS OXY

PASS OXY……ЗАКРЫТА КОЛПАЧКОМ

Надписи AUTO и ON не высвечиваются.

Примечание: При нажатии PASS OXY происходит выпадение кислородных масок в пассажирском салоне, на кнопке-табло высвечивается ON.

ПУЛЬТ BAT VOLTAGE

– **ВЫБОР АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Примечание: Индикатор напряжения показывает напряжение выбранной аккумуляторной батареи 4.
Если переключатель выбора аккумуляторной батареи установлен в положение OFF, никаких данных о напряжении на индикаторе нет.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ APU

Если APU не запущена и есть необходимость запуска APU, APU запустить.

- **Если APU запущена, проверить индикацию:**

– **MASTER SW……..……..……..ON**

– **START/STOP……..……AVAIL**

КНОПКА–ТАБЛО ENG APR

– **ENG APR……ЗАКРЫТА КОЛПАЧКОМ**

Надпись OFF не высвечивается.

Если, при малом взлетном весе, принято решение выполнять взлёт с отключённым режимом автоматического включения APR:

- откинуть защитный колпачок ENG APR,
- нажать кнопку табло ENG APR,
- проконтролировать высвечивание индикации OFF белого цвета,
- проконтролировать отображение CAS сообщения ENG APR SW OFF.

ПРОВЕРКА ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Перед проверкой тормозной системы необходимо получить подтверждение технического персонала, что тормозные колодки установлены, и получить разрешение на включение ELEC1 и ELEC 3.

– **МНЕМОКАДР FCTL/BRAKE НА MFD ……..……..ВЫЗВАТЬ**

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ELEC1, ELEC 3……ON**

– **ДАВЛЕНИЯ В ГИДРОАККУМУЛЯТОРАХ ТОРМОЗОВ……..ПРОВЕРИТЬ**

Проверить, что указатель давления в гидроаккумуляторах тормозов находиться в белой зоне.

– **КОЛОДКИ…….……..УСТАНОВЛЕНЫ**

– **PARK/ALTN BRAKE ……..……..……..ВЫКЛЮЧИТЬ**

– **ПЕДАЛИ ТОРМОЗОВ……..……..……...ОБЖАТЬ**

– **ДАВЛЕНИЕ В ТОРМОЗАХ……..……...ПРОВЕРИТЬ**

При полном нажатии тормозных педалей индикаторы давления на мнемокадре BRAKE должны установиться на метках белого цвета.

– **ПЕДАЛИ ТОРМОЗОВ……..……..ОТПУСТИТЬ**

– **PARK/ALTN BRAKE……..……..……..ВКЛЮЧИТЬ**

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ELEC1, ELEC 3……AUTO**

© ЗАО «ГСС»

FMS

После включения электропитания, выбрать страницу MENU и активизировать FMS нажатием на LSK1L.

Если подсвечивается MSG, просмотреть все сообщения, нажимая CLR.

- **На страницах MCDU:**

– **IDENT 1/2** – проверить навигационную базу данных.

– **IDENT 2/2** – проверить двигатель и тип самолёта.

- **Если GPS доступен:**

– **POS INIT / REF 1/3** – проверить координаты, время, дату.

- **Если GPS не доступен:**

Ввести вручную координаты стоянки для выставки IRS. Выставка выполняется приблизительно 10 минут, в зависимости от широты. Самолёт во время выставки не должен перемещаться.

– **POS INIT/REF 2/3** – проверить режим навигации.

– **POS INIT/REF 3/3** – проверить выставку IRS 1,2,3.

– **RTE1** – ввести заданный маршрут полёта:
  – Ввести маршрут из списка CO ROUTE (USER ROUTE),
  – Проверить ORIGIN и DEST,
  – Ввести номер рейса.

– **DEP/ARR**:
  – ввести RW, SID, TRANS аэродрома вылета (DEP).
  – ввести APPROACH, STAR, TRANS аэродрома прилета (ARR).

– **LEGS** – проверить, если необходимо, изменить маршрут (WPT, курсы, расстояния с контролем отображения на ND)

© ЗАО «ГСС»

– **RTE 2** - подготовить резервный маршрут полёта:

Обычно это копия активного маршрута с изменениями для немедленного возврата на аэродром вылета при отказе двигателя, обхода грозы после взлёта или изменения RW, SID в процессе руления.

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения, не использовать RTE2 Изменение маршрута рекомендуется осуществлять модифицируя активный план полёта.

– **PERF INIT 1/1** – ввести данные для полёта:
  – расчетное количество топлива,
  – вес самолёта без топлива,
  – аэронавигационный запас топлива,
  – крейсерский эшелон полёта,
  – средний ветер на маршруте,
  – высоту перехода.
– **TAKE OFF REF 1/1**- ввести взлетные данные:
  – V_1, V_R, V_2,
  – Высоту установки режима работы двигателя CLIMB(TRH RED ALT)
  – Высоту начала разгона скорости (ACCEL ALT)
– **VNAV** – Если требуется, ввести коррекции по скорости и высоте в наборе, на крейсерском эшелоне, на снижении.
– **RADIO** – установить и проверить радионавигационные средства.
– **TCAS……ПРОВЕРИТЬ**
  – СТРАНИЦУ XPDR/TCAS 2/2 на MCDU……...ВЫЗВАТЬ
  – LSK5L……НАЖАТЬ

    • **При нажатии на LSK5L, начнётся самотестирование системы:**

  – В поле LSK5L индицируется STARTED,
  – Звучит речевое сообщение TCAS TEST,
  – В зоне сообщений TCAS на ND появится сообщение TCAS TEST оранжевого цвета.
  – На ND появятся “метки” TA, RA.

    • **После окончания самотестирования:**

  – Звучит речевое сообщение TCAS TEST PASS (TCAS TEST FAIL).
  – В зоне сообщений индицируется TA ONLY белого цвета, информирующее экипаж о готовности системы, или TCAS FAIL оранжевого цвета, информирующее об отказе.
  – На MCDU, в поле XPDR/TCAS, появится сообщение READY (FAIL).
  – “Метки” TA, RA, на ND пропадают.

© ЗАО «ГСС»

КОЗЫРЁК ПРИБОРНОЙ ДОСКИ

Отрегулировать заливающее и встроенное освещение.

EFCP

– **ДАВЛЕНИЕ QFE/QNH……УСТАНОВИТЬ**

Выбрать INHG/HPA как требуется
Выбрать QNH/QFE, нажав на кнопку BARO SET. Установить давление.
Проверить высоту на PFD (H аэродрома или “0”).

– *** LS/FMS/VOR……..……..FMS**

– *** ND RANGE, CSTR, TCAS……..УСТАНОВИТЬ**

Установите режим ND ARC, если направление взлета приблизительно совпадает с направлением SID или режим ROSE, если отличается более чем на 70º.
Установите минимальный масштаб дисплея соответствующий первой WPT после выхода или требуемый метеорологической обстановкой.

– *** ADF/VOR…..……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

*** FGCP**

– *** HDG/TRK, ALT ……УСТАНОВИТЬ**

Установить первоначальную разрешённую высоту.

– **AP, A/T……ПРОВЕРИТЬ**

При нажатии на кнопку AP и A/T на земле, при обоих неработающих двигателях, включается тестовый режим:

- Высвечиваются зелёные светосигнализаторы этих кнопок на FGCP,
- На FMA индицируются надписи AP и A/T зелёного цвета,
- Включается дополнительная загрузка БРУ (слышен характерный щелчок),
- Оба РУД совершают медленное качающее движение.
- При повторном нажатии, светосигнализаторы гаснут.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ ИНДИКАЦИИ ПРИОРИТЕТА

– **TAWS.....ПРОВЕРИТЬ**

- **Самотестирование TAWS**

Самотестирование TAWS производится следующим образом:
– Выбрать режим ARC на ND, нажатием кнопки MODE на левом пульте EFCP;
– Кратковременно нажать кнопку TAWS TEST на левом козырьке приборной доски:
  – На кнопке индицируется P/UP красного цвета и TAWS оранжевого цвета;
  – Звучит сообщение TERRAIN AWARENESS TEST START,
  – На экране ND отображаются цветные квадраты и сообщение TERR TEST голубого цвета.
  – После самотестирования, система объявляет TERRAIN AWARENESS TEST PASS или TERRAIN AWARENESS SYSTEM FAIL.

- **Расширенное самотестирование TAWS**

Расширенное самотестирование TAWS производится после окончания нормального положительного самотестирования:
– Снова нажать и удерживать кнопку TAWS в течение 3с. Расширенное самотестирование даёт информацию о:
  – номере серийного оборудования T2CAS,
  – номере базы данных,
  – конфигурации самолёта,
  – состоянии систем.

© ЗАО «ГСС»

БОРТОВЫЕ ПУЛЬТЫ

КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ

- **СТРАНИЦУ DOOR……..……..……..……..ВЫЗВАТЬ**
- **ДАВЛЕНИЕ КИСЛОРОДА……..……ПРОВЕРИТЬ**
  Давление не менее 1690 psi. Надпись OXY и цифровое значение давления зелёного цвета.
- **НА ПУЛЬТЕ ACP INT/RAD……..……..……..……..

ПРИБОРНАЯ ДОСКА ПИЛОТОВ

*** STANDBY FLIGHT INSTRUMENT**

– **IESI……ПОДГОТОВИТЬ**

– **ДАВЛЕНИЕ QNH/QFE……..…УСТАНОВИТЬ**

*** ЧАСЫ**

– **TIME/DATE ……ПРОВЕРИТЬ**

Проверить соответствие времени и даты/установить.

ПУЛЬТ LANDING GEAR

– **КНОПКА EMER EXTN……..….....НЕ ВЫСВЕЧ.**

– **ЗАЩИТНЫЙ КОЛПАЧОК..……..……..……..ЗАКРЫТ**

– **РУКОЯТКА LANDING GEAR……..……DOWN**

*** ПУЛЬТ AUTOBRAKE**

– **РЕЖИМ AUTOBRAKE……..……..……OFF**

– **УПРАВЛЕНИЕ N/W STRG……..……ВЫКЛЮЧЕНО**

© ЗАО «ГСС»

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ

ACP/RMP

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ INT/RAD……..……..……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **PA……...ПРОВЕРИТЬ**

– **VHF…..……..……..……..……ПРОВЕРИТЬ**

– **HF (ЕСЛИ НЕОБХОДИМА В ПОЛЁТЕ)……..…..……...……ПРОВЕРИТЬ**

Не работать на передачу в процессе заправки топливом.

RCP

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ATT/HDG, AIR DATA, FMS…..……....NORM**

ECP

– **СТРАНИЦЫ EICAS……..ПРОВЕРИТЬ**

***МЕТЕОЛОКАТОР (WXR)**

– **НА FCP КНОПКУ WXR/TERR……НАЖАТЬ**

Убедиться, что дисплеи ND перешли в режим отображения метеолокатора.

– **РУЧКУ–КНОПКУ GAIN ……..……..……НАЖАТЬ**

– **РУЧКУ–КНОПКУ TILT……ОТЖАТЬ**

Автоматически устанавливается угол наклона антенны вверх 4°.

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ RADAR……..……..……..TST**

На ND отобразится схема самотестирования. При отсутствии отказов на схеме появится надпись RADAR OK. При наличии отказов – появится надпись RADAR FAIL с указанием кода ошибки.

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ RADAR……..……..……..SBY**

Метеолокатор находится в принудительном режиме ожидания (FSBY).

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

– **ENG MASTER……OFF**

– **ENG START……OFF**

– **КНОПКИ-ТАБЛО L,R MAN……AUTO**

Кнопки-табло отжаты, и надпись ON не высвечивается.

– **РАЗРЕШЕНИЕ АТС……ПОЛУЧИТЬ**

САМОЛЁТНЫЙ ОТВЕТЧИК

– **КОД……УСТАНОВИТЬ**

– **РЕЖИМ……STBY**

УТОЧНЕНИЕ ДАННЫХ FMS

НП уточнить, согласно разрешения УВД, данные FMS:

– **ДАННЫЕ АЭРОДРОМА……ПРОВЕРИТЬ**

– **ВЗЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ……ПРОВЕРИТЬ**

– **ПЛАН ПОЛЁТА FMS……ПРОВЕРИТЬ**

– ***АТС КОД……ПРОВЕРИТЬ**

БРИФИНГ ПЕРЕД ПОЛЁТОМ

– **БРИФИНГ ПЕРЕД ПОЛЁТОМ……ВЫПОЛНИТЬ**

Проводится ПП с целью информировать НП о планируемых действиях при выполнении взлета с использованием стандартных процедур.

Брифинг проводиться перед запуском двигателей, с использованием информации FMS.

В брифинге могут быть рассмотрены процедуры и действия, выполнение которых зависит от намерений пилота или связанные с особенностями выполнения SID/полёта или особыми условиями выполнения взлета. Как правило, в брифинге должны быть рассмотрены:

– неблагоприятные или сложные метеоусловия или состояние ВПП;
– действия экипажа в случае отказа двигателя на взлете;
– выполнение SID с одним отказавшим двигателем;
– порядок уборки механизации;
– заданная первоначальная высота набора;
– высота включения автопилота,
– иные особенности предстоящего полёта.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.40 ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ ИЛИ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

– **ЗАГРУЗОЧНУЮ ВЕДОМОСТЬ……ПРОВЕРИТЬ**

КВС проверяет грузовую ведомость и центровочный график, чтобы исключить грубые ошибки в расчетах. При этом необходимо проверить:

– номер рейса;
– номер самолета;
– правильность центровки пустого самолета;
– количество топлива на борту;
– дату составления документа и т.д.
– правильность предварительно введенных в FMS данных по ZFW/ZFCG
– (вес и центровка пустого самолёта) и при необходимости внести поправки.

– **ВЗЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ……..ВВЕСТИ/ПРОВЕРИТЬ**

После проверки грузовой ведомости и центровочного графика:

– НП производит расчет и проверяет скорости взлета и значение FLEX TEMP, используя официальные способы расчета;
– ПП производит свои независимые расчеты, с целью контроля.
– При расчетах особое внимание уделить правильности выбора конфигурации для взлета;
– После проведенного контроля ПП проверяет правильность ввода данных взлета в FMS на соответствующих страницах MCDU.

– **КРЕСЛО, РЕМНИ, ПЕДАЛИ……ОТРЕГУЛИР.**

Правильное положение пилота в кресле регулируется совмещением на линии визирования глаз пилота и двух индикаторов белого и черного цвета. При правильном положении должен быть виден черный индикатор в пределах белого.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
Для исключения травматизма, в зоне кресел пилотов и в других местах кабины экипажа не должны находиться незакреплённые предметы.

– **MCDU……ПОДГОТОВИТЬ**

Рекомендуется для взлёта:

– ПП установить страницу INIT REF/TAKEOFF REF;
– НП установить страницу RADIO.

– **EXT PWR……ПРОВЕРИТЬ ОТКЛЮЧЕНИЕ**

Надпись AVAIL не высвечивается.

– **КАРТУ “ПЕРЕД ПОЛЁТОМ”……ВЫПОЛНИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

– **РАЗРЕШЕНИЕ НА БУКСИРОВКУ/ЗАПУСК……..……ПОЛУЧИТЬ**

Получить от УВД разрешение на буксировку/запуск.
Сообщить наземному экипажу о получении разрешения.

Примечание: Если в процессе буксировки на EWD высветилось сообщение "LG NW STEER HI ANGLE " – дать команду наземному персоналу на остановку и осмотр рулёжного механизма переднего колеса.

– **ФОРТОЧКИ И ДВЕРИ…..……..……ПРОВЕРИТЬ, ЗАКРЫТЫ**

Убедиться что форточки в пилотской кабине закрыты и заблокированы.
Проверить закрытие входных дверей и подсоединение аварийного трапа по сигнализации на мнемокадре DOORS.
Проверить исправность и закрытие двери кабины экипажа. Дверь должна быть закрыта от момента посадки пассажиров до начала выхода пассажиров из самолёта.

– **MAINS F/PUMPS, AUX R……..ON**

– **BEACON……..……..ON**

– **РУД……..……..……..……IDLE**

ВНИМАНИЕ
Двигатели запускаются независимо от положения РУД; при этом происходит быстрое увеличение тяги соответствующее положению РУД, что может привести к опасной ситуации, если РУД не установлены в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

– **ДАВЛЕНИЕ PARK/ALTN BRAKE..……..ПРОВЕРИТЬ**

Текущее значение давления определяется на мнемокадре BRAKES по верхней границе профильного указателя зелёного цвета.

– **РЫЧАГ PARK/ALTN BRAKE……..……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Если буксировка не требуется, необходимо установить стояночный тормоз.
При необходимости буксировки, необходимо снять со стояночного тормоза перед началом буксировки, предварительно проинформировав наземный состав. По окончании буксировки необходимо включить стояночный тормоз, предварительно согласовав включение с наземным составом.

ВНИМАНИЕ:
Не применять тормоза во время буксировки, за исключением аварийной ситуации.

– **КАРТУ "ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ"……ВЫПОЛНИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

04.45 АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ

Обычная последовательность запуска двигателей: правый, затем левый. Нормальный запуск двигателей осуществляется в автоматическом режиме. Запуск выполняет ПП при контроле со стороны НП. Параметры запускаемого двигателя контролируют оба пилота, ПП держит руку на выключателе ENG MASTER R(L) для немедленного прекращения запуска.

– **APU BLEED ……..ПРОВЕРИТЬ ПОДКЛЮЧЕНИЕ**

Высвечивается ON на кнопке-табло APU BLEED.

– **МНЕМОКАДР AIR НА MFD……ВЫЗВАТЬ**

Проверить подачу воздуха от APU.

– **ОБЪЯВИТЬ……..”ЗАПУСКАЮ ПРАВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ”**

– **ENG START……..IGN/ON**

– **ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ “R ENG MASTER” ……..……...ON**

Контроль параметров двигателя на запуске:

дисплей EWD	дисплей MFD мнемокадр AIR
	Проверить открытие клапана воздушного турбостартёра и давление воздуха на входе в УОВ, не менее 36 psi
-N2 увеличиваются	
-FF появляется	
- EGT увеличивается - N1 увеличиваются	
на оборотах N2=51%	- Проверить закрытие клапана воздушного турбостартёра.

© ЗАО «ГСС»

ВНИМАНИЕ:

- **Запуск двигателя прекратить, если:**

– Клапан воздушного турбостартёра не закрылся на оборотах N2=51%,
– Нет увеличения N2 до появления FF или, если N2 уменьшаются,
– Во время запуска двигателя происходит отказ MFD и EWD, приводящий к невозможности контроля основных и вторичных параметров двигателя.

– **МНЕМОКАДР ENG/APU……ВЫЗВАТЬ**

Проверить, что индикация параметров давления и температуры масла отображается в зелёном цвете.

ВНИМАНИЕ
— Во время запуска, при температуре ниже -30˚С, кратковременно допускается утечка топлива. Если утечка топлива не прекращается после запуска, выключить двигатель.
— Если через 1 минуту после запуска двигателя задымление не прекращается, выключить двигатель.
— Если после выключения двигателя температура EGT не уменьшается, или появляется пламя в сопле двигателя, выполнить холодную прокрутку.
— Если повторный запуск не планируется, выключить топливные насосы выключенного двигателя.

– **ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ МАЛЫЙ ГАЗ……ПРОВЕРИТЬ**

В условиях Стандартной атмосферы, параметры должны быть:
– N2……..не менее 62,5 %
– EGT……в белой зоне шкалы
– Расход топлива……130 кг/час

ВНИМАНИЕ:
Если в процессе запуска двигателя самолёт начал движение из-за отказа стояночного торможения, немедленно отключить PARK/ALTN BRAKE и применить торможение от педалей.

– **МНЕМОКАДР AIR НА MFD……ВЫЗВАТЬ**

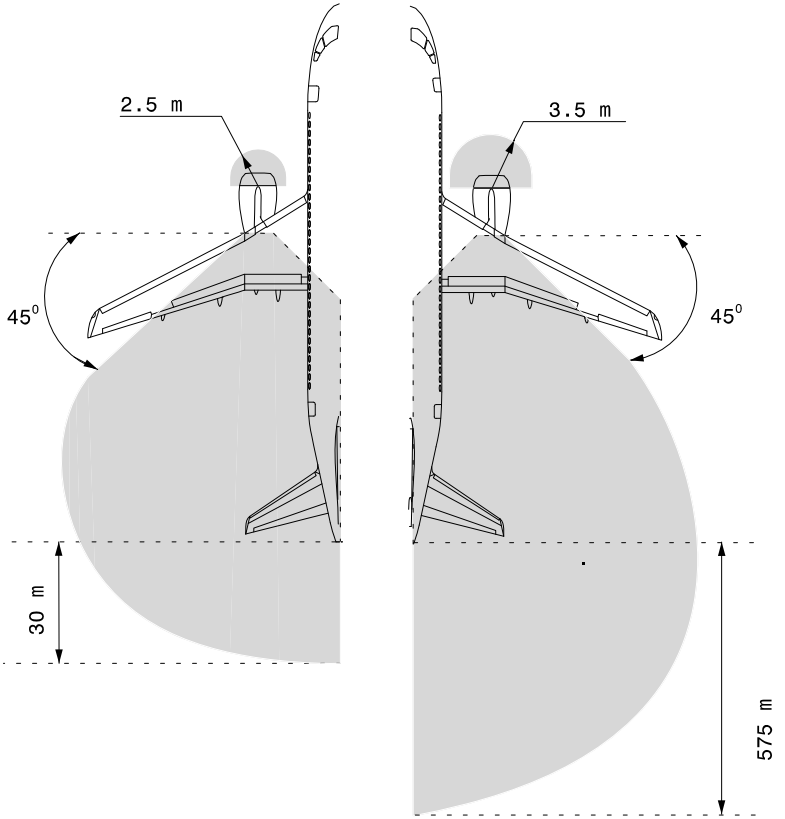
– **ОБЪЯВИТЬ……”ЗАПУСКАЮ ЛЕВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ”**

– **L ENG MASTER……ON**

Выполнить аналогичную процедуру, как для запуска правого двигателя.

© ЗАО «ГСС»

ОПАСНЫЕ ЗОНЫ ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ



На рисунке отображены опасные зоны выходящих газов при работе двигателя на малом и взлётном режимах.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.50 ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

– **ENG START……OFF**

После запуска необходимо прогреть двигатели на режиме IDLE в течение 5 минут. Время руления может быть включено в общее время прогрева.
При необходимости, в условиях турбулентности, осадков, обледенения, необходимо ENG START первоначально установить OFF, затем ON.

– **APU BLEED……..……..……..……..ВЫКЛЮЧИТЬ**

Клапаны отбора воздуха от APU закроются, клапаны отбора воздуха от двигателей откроются.

– **СИСТЕМЫ EICAS……..ПРОВЕРИТЬ**

– **APU……..ВЫКЛЮЧИТЬ**

– APU START/STOP……..……..……..……..

– **УПРАВЛЕНИЕ……..……ПРОВЕРИТЬ**

1. PF отклонить РН полностью влево, вправо и установить нейтрально. PNF контролирует и докладывает о достижении крайних положений и установки РН нейтрально: “full left, full right, neutral”.

   Внимание:
   Перед началом отклонения руля направления, убедиться в отключении управления носовым колесом от педалей, N/W STRG OFF.

2. PF проверить свободу перемещения SS в продольном и поперечном направлении, полноту, правильность и соответствие отклонения РВ, элеронов, спойлеров в элероном режиме положению SS на кадре FCTL/BRAKE.

   При достижении крайних и нейтральных положений PNF должен доложить: “full up, full down, neutral, full left, full right, neutral”.

3. PNF выполнить проверку SS самостоятельно и доложить.

Примечание: PF ручку управления и педали удерживать в крайних положениях до получения доклада PNF.
Проверка SS может выполняться в процессе руления.

– **AUTO BRAKE (RTO)……ON**

На кнопке-лампе RTO загорается сигнализация ON синего цвета.

– **MFD……DOOR**

– **АВАРИЙНЫЕ ТРАПЫ……ARMED**

На мнемокадре DOOR высвечивается индикация SLIDE. Вся индикация дверей зелёного цвета.

Примечание: Аварийные надувные трапы на дверях не установлены.

– **УДАЛЕНИЕ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ……..……ПРОВЕРИТЬ**

Перейти на визуальный контакт с наземным техническим персоналом.

– **Б/П ПРЕДПОЛЁТНЫЙ ИНСТРУКТАЖ ПАССАЖИРОВ……ВЫПОЛНИТЬ**

– **КАРТУ “ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ”…….……ВЫПОЛНИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

04.52 РУЛЕНИЕ

- **РАЗРЕШЕНИЕ НА РУЛЕНИЕ……..……..ПОЛУЧИТЬ**
- **НАЗЕМНЫЙ ПЕРСОНАЛ……..……..……..OTСОЕДИНИТЬ**
- **ФАРЫ “TAXI & TO”……TAXI**
- **ФАРЫ “RWY TURN OFF”……..……...КАК ТРЕБУЕТСЯ**
- **PARK/ALTN BRAKE (ПРИ ОБЖАТЫХ ПЕДАЛЯХ)…..……OFF**
- **ELAPSED TIME(ПОЛЁТНОЕ ВРЕМЯ)……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

  Если ACARS не установлен, включить полётное время нажатием кнопки ET (ELAPSED TIME).
- **N/W STRG……..……..ВКЛЮЧИТЬ**
- **РУД……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

  В большинстве случаев на рулении достаточно режима работы двигателей IDLE.
  Использование несимметричной тяги двигателей для выполнения разворотов и на прямолинейных участках, применять не рекомендуется.
  КВС при выборе скорости руления, обязан учитывать состояние поверхности перрона, РД, ВПП.
  Рекомендуемая скорость руления на РД по прямой не более 30 kt, на разворотах не более 10 kt.

<u>Примечание</u>: Во время работы на земле в условиях обледенения (включая выруливание и заруливание), каждые 30 минут рекомендуется кратковременно и плавно увеличивать поочерёдно обороты двигателей до N1 = 80%.

- **ТОРМОЗА……..……ПРОВЕРИТЬ**

В начале движения, ПП проверяет работу основной и резервной тормозной системы, затем НП проверяет работу основной тормозной системы.

<u>ВНИМАНИЕ:</u>
Если самолёт длительное время находился на мокрой стоянке, эффективность первого торможения может быть снижена;
После длительной стоянки при пониженных температурах наружного воздуха, для повышения эффективности тормозов необходимо в начале руления выполнить несколько плавных торможений.
На рулении избегать длительного обжатия педалей тормозов, т. к. это может привести к перегреву тормозов колес.

© ЗАО «ГСС»

– **ВЗЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ/УСЛОВИЯ……..ПОЛУЧИТЬ**

- **После получения условий выхода:**

– **РАЗРЕШЕНИЕ ДИСПЕТЧЕРА УВД……ПОДТВЕРДИТЬ**

– **FMS……..ПОДГОТОВИТЬ**

Если изменились взлётные данные или изменилась ВПП, подготовить SID и обновлённые взлётные данные:

– ПЛАН ПОЛЁТА, RW, SID, TRANS……...ИЗМЕНИТЬ/ПРОВЕРИТЬ
– V_1,V_R, V_2……ПЕРЕУСТАНОВИТЬ
– СКОРОСТИ В НАБОРЕ..……..ПЕРЕУСТАНОВИТЬ

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения не использовать RTE2 . Изменение маршрута рекомендуется осуществлять модифицируя активный план полёта.

- **Установить взлётное положение:**

– **РУКОЯТКА FLAPS……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **FCP……ПОДГОТОВИТЬ**

– HDG/TRK……PRESET
– ALT……ПРОВЕРИТЬ

– **PFD/ND И FMA……ПРОВЕРИТЬ**

– **АТС КОД……..УСТАНОВИТЬ**

На странице RADIO установить код.

– **ДОКЛАД КАБИННОГО ЭКИПАЖА ……..……ПОЛУЧИТЬ**

Бригадир должен доложить о готовности к взлёту.

– **CONF TEST……ВЫПОЛНИТЬ**

На EWD проверить отсутствие сообщения о невзлётной конфигурации самолёта уровня WARNING.

– **ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ БРИФИНГ……..ВЫПОЛНИТЬ**

ПП проводит дополнительный брифинг с целью уточнения особенностей связанных с изменениями условий выполнения взлета, полученными от диспетчера УВД.

© ЗАО «ГСС»

РАЗВОРОТ НА ВПП НА 180°

Минимальная ширина ВПП для разворота на 180° равна 30м (99ft).
Ниже перечисленные процедуры рекомендуют наиболее эффективный способ выполнения разворота.

- **Для левого пилота:**

– отвернуть влево от оси ВПП на 25° и подрулить к левой кромке до момента, когда левый пилот окажется над кромкой взлётной полосы,
– отклонить управление носовым колесом полностью вправо и установить двигателям до 50% N1.
– Максимальная скорость руления на разворотах 10kt.

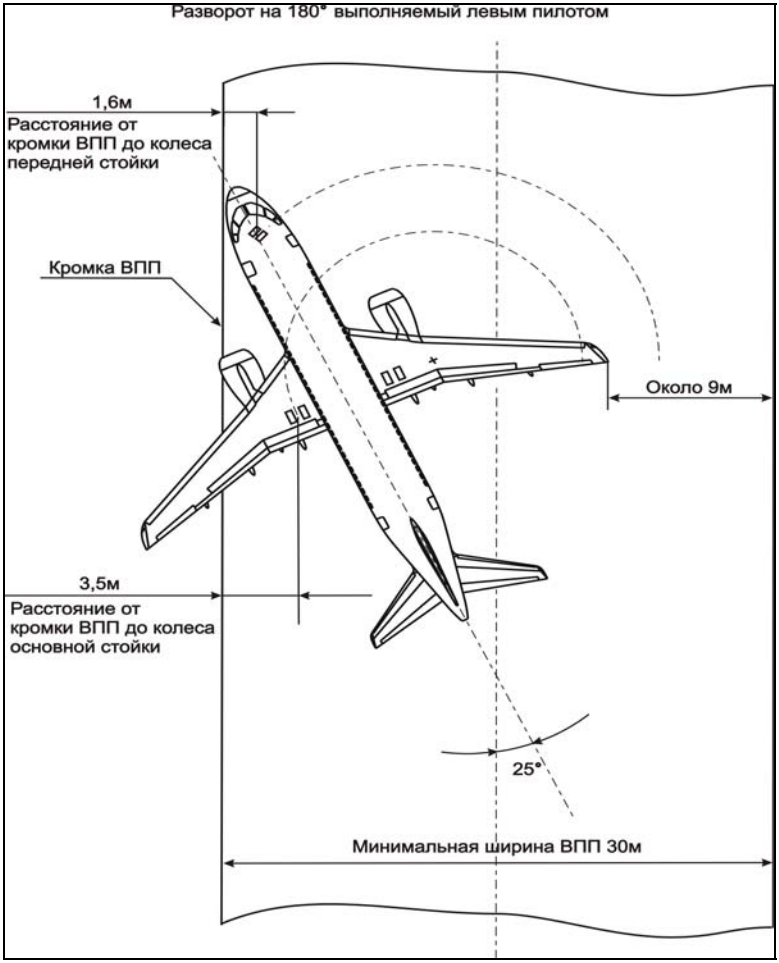
- **Для правого пилота:**

Все действия симметричны. Разворот выполняется влево от правой кромки ВПП.

Примечание: – на мокрой ВПП не допускать юза носового колеса,
– выполнять разворот на скорости не более 10kt, используя асимметрию тяги двигателей и дифференциальное торможение при необходимости.

© ЗАО «ГСС»

ПАРАМЕТРЫ РАЗВОРОТА



© ЗАО «ГСС»

04.55 ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ

– **ТЕМПЕРАТУРУ ТОРМОЗОВ.....ПРОВЕРИТЬ**

Если на EWD имеется соответствующее сообщение BRAKE OVERHEAT, взлёт задержать до охлаждения.

– **РАЗРЕШЕНИЕ НА ИСПОЛ. СТАРТ или ВЗЛЁТ.....ПОЛУЧИТЬ**

– **ОТСУТСТВИЕ САМОЛЁТОВ НА ПОСАД. ПРЯМОЙ.....ПРОВЕРИТЬ**

– **КАБИННЫЙ ЭКИПАЖ.....ОПОВЕСТИТЬ**

– **RADAR (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ).....WX**

Для включения на земле режим “WX”, нажать 4 раза кнопку STB в течение 3 секунд. Убедиться в отсутствии опасных метеоявлений по курсу взлёта.

– **L/R AIR.....КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **ENG START.....КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Установить IGN/ON в случае:

– сильного дождя,
– наличия слоя воды на ВПП,
– прогнозирования сильной турбулентности после взлёта.

– **TAWS (TERR ON ND).....КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **TCAS (РЕЖИМ “ABV, TA/RA”).....УСТАНОВИТЬ**

– **STROBE.....ON**

Включить STROB до занятия ВПП.

– **MFD.....ND**

– **ФАРЫ “LAND”.....ON**

– **ФАРЫ “TAXI & TO”.....TO**

Установить переключатели LAND, RWY TURN OFF в положение ON, TAXI & TO в положение TO.

– **РАБОЧИЙ СТОЛ.....УБРАТЬ**

– **КАРТУ “ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ”.....ВЫПОЛНИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.57 ВЗЛЁТ

– **ОБЪЯВИТЬ……..……”ВЗЛЁТ V1___”**

– **CHRONO…..……..ВКЛЮЧИТЬ**

– **ТОРМОЗА……..……..ОТПУСТИТЬ**

Взлёт выполнять по возможности без остановки на исполнительном старте (процедура взлёта Rolling Start).

– **РУД (УСТАНОВИТЬ ВРУЧНУЮ)……..…… NTO**

При взлёте без использования AP и A/T системы AFCS установку и отсчёт высоты разрешено выполнять по барометрическим высотомерам от уровня AGL(QFE).

- **Взлёт с боковым ветром менее 20 kt:**

– ПП увеличить режим работы обоих двигателей, не превышая N1=65%, отпустить тормоза и далее увеличивать режим работы так, чтобы взлётная тяга установилась на скорости более 30 kt.

– ПП удерживает своей рукой РУД до скорости V1.

– Отклоняет БРУ полхода вперёд и удерживает до скорости 80 kt.

– Постепенно установить БРУ в нейтральное положение на скорости 100 kt.

– При взлёте с боковым ветром, отклонение элеронов против ветра, не рекомендуется.

– НП контролирует синхронность выхода двигателей на заданный режим.

- **Взлёт с боковым ветром более 20 kt, и/или с попутным ветром:**

– ПП увеличить режим работы обоих двигателей, не превышая N1=65%, отпустить тормоза и на скорости более 30 kt увеличивать режим работы до взлётной тяги.

– Отклоняет БРУ полностью вперёд и удерживает до скорости 80 kt.

– Постепенно установить БРУ в нейтральное положение на скорости 100 kt.

– При взлёте с сильным боковым ветром, требуется небольшое отклонение БРУ против ветра, для удерживания самолёта без крена. Пилоту следует избегать чрезмерного отклонения БРУ, это вызовет чрезмерный выпуск спойлеров, которые увеличат тенденцию самолёта к развороту на ветер.

– НП контролирует синхронность выхода двигателей на заданный режим.

© ЗАО «ГСС»

– **УПРАВЛЕНИЕ ПО НАПРАВЛЕНИЮ……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ ПЕДАЛИ**

При сильном боковом ветре, РН отклонять на большую величину. По мере роста скорости, отклонение РН уменьшать, допускается выдерживание направления от рукоятки управления носовым колесом, которое блокируется на скорости 40 kt, в дальнейшем направление выдерживается только отклонением РН.

– **PFD/ND…..……..……ПРОВЕРИТЬ**

На FMA проверить, подключение обоих FD, индикацию THRUST, TO TRK, TO.

Примечание: При появлении до скорости 80 kt кратковременного сообщения NAV SPEED DISAGREE, что возможно как результат переходного процесса на фазе начала взлёта, взлёт продолжить.

– **НА V80KT N1 ВЗЛЁТНОГО РЕЖИМА…….ПРОВЕРИТЬ**

Проверить N1 каждого двигателя и соответствие N1 взлётному режиму.

– **ДОЛОЖИТЬ……..…….”POWER SET”**

– **PFD И ПОКАЗАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ……..КОНТРОЛИРОВАТЬ**

Контролировать N1, EGT и достижение скорости 100 kt в процессе взлёта.

– **НА V100KT ДОЛОЖИТЬ…….……..”ONE HUNDRED KNOTS“**

ПП на PFD проверяет скорость и докладывает “CHECK”.
До V=100kt КВС может принять решение на прекращение взлёта в зависимости от обстоятельств и в любом случае при срабатывании сигнализации WARN или CAUT.
Для прекращения взлёта на V> 100 kt должны быть более серьёзные основания.

– **НА V_1 ДОЛОЖИТЬ ……..……..……..”V_1”**

– **НА V_R ДОЛОЖИТЬ ……..……..……..”ROTATE”**

Если V_1=V_R, то доложить только “ROTATE”.

– **ПОДЪЁМ…….……..……...ВЫПОЛНИТЬ**

На V_R приступить к созданию взлётного угла тангажа с угловой скоростью приблизительно 3°/сек до тангажа 10° и после отрыва, тангаж 15° (11-12° при отказе одного двигателя).

Свести к минимуму боковое отклонение БРУ на земле в процессе увеличения угла тангажа, избегая отклонения спойлеров.

После отрыва траекторию полёта выдерживать по планкам FD.

© ЗАО «ГСС»

ВНИМАНИЕ:
В случае удара хвостовой частью, для определения степени повреждения, выполнить посадку на пригодном аэродроме на высоте обеспечивающей полёт в разгерметизированой кабине.

– **ДОЛОЖИТЬ ……..……..”В НАБОРЕ”**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..”ШАССИ УБРАТЬ”**

– **LDG GEAR……..……..УСТАНОВИТЬ “UP”**

– **ФАРЫ……..……ВЫКЛЮЧИТЬ**
RWY TURN OFF и TAXI & TO - OFF.

– **АР…….……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ**
На высоте выше 100ft AGL автопилот может быть подключен.

– **РЕЖИМЫ НА FMA……..……..ДОЛОЖИТЬ**

– **ДОЛОЖИТЬ……”ШАССИ УБРАНЫ”**

- **На высоте 400 ft:**

– При необходимости, включить LNAV, на FMA проверить загорание индикации LNAV зелёным цветом, или,
– Нажать на кнопку “HDG/TRK” и установить требуемый курс полёта (если не применяется режим LNAV, на FMA проверить загорание индикации HDG/TRK зелёного цвета).

- **На высоте THR RED ALT (на FMA мигает TO):**

– **НА FCP ЗАДАТЧИК ALT……..……..……...НАЖАТЬ**

– **A/T……..……..……..…..НАЖАТЬ**

На FMA проверить смену индикации TO на CLB зелёного цвета и изменение индекса заданной скорости с малинового на синий цвет.

Примечание: В связи с тем, что в САУ высота уменьшения тяги временно определяется по радиовысотомеру, перед нажатием на задатчик ALT, убедиться, что достигнута барометрическая высота THR RED ALT(по уровню QFE или QNH)

– **РУД……..……..……..……CLIMB**

РУД автоматически установятся в положение CLIMB при подключённом A/T. В режиме ручного пилотирования, пилот должен своевременно изменить тангаж, чтобы предотвратить падение скорости из-за уменьшения тяги двигателя.

– **ДОЛОЖИТЬ FMA……..……..……..……..”CLB”**

© ЗАО «ГСС»

– **ЗАДАТЧИК SPEED……..НАЖАТЬ**

- **На высоте ACCEL ALT:**

Достижение высоты разгона скорости определяется по барометрическим высотомерам по уровню QFE или QNH.

– **РОСТ СКОРОСТИ……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– Контролировать увеличение скорости до первой скорости CLB.

- **На высоте выше ACCEL ALT:**
  - **На скорости F:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..”FLAPS 1”**

Примечание: Уборку механизации крыла производить последовательно с фиксацией рукоятки FLAPS в каждом промежуточном положении. Перевод рукоятки FLAPS в следующее производить только при достижении механизации заданного положения и не превышая ограничения по скорости для каждого положения.

– **FLAPS 1……..……..……УСТАНОВИТЬ**

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……..”FLAPS 1”**

- **На скорости S:**

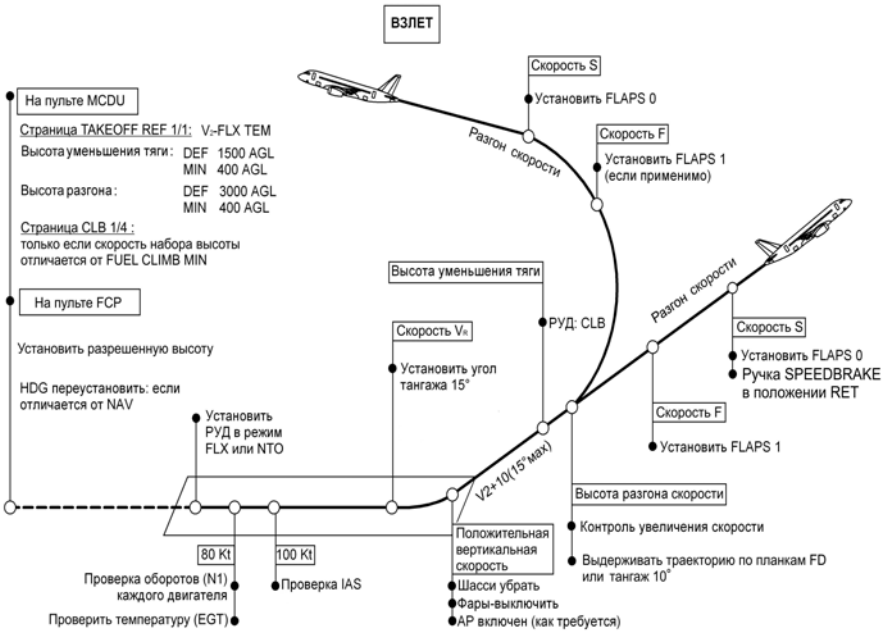
– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……”FLAPS ZERO”**

– **FLAPS ZERO..……..……..……УСТАНОВИТЬ**

– **SPEED BRAKE..……..……..……RET**

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……..”FLAPS ZERO”**

© ЗАО «ГСС»


ВЗЛЕТ
На пульте MCDU
Страница TAKEOFF REF 1/1: V2-FLX TEM
Высота уменьшения тяги: DEF 1500 AGL MIN 400 AGL
Высота разгона: DEF 3000 AGL MIN 400 AGL
Страница CLB 1/4 :
только если скорость набора высоты отличается от FUEL CLIMB MIN
На пульте FCP
Установить разрешенную высоту
HDG переустановить: если отличается от NAV
Установить РУД в режим FLX или NTO
Скорость S
Установить FLAPS 0
Разгон скорости
Скорость F
Установить FLAPS 1 (если применимо)
Высота уменьшения тяги
РУД: CLB
Скорость V2
Установить угол тангажа 15°
V2+10(15° max)
Разгон скорости
Скорость S
Установить FLAPS 0
Ручка SPEEDBRAKE в положении RET
Скорость F
Установить FLAPS 1
Высота разгона скорости
Контроль увеличения скорости
Выдерживать траекторию по планкам FD или тангаж 10°
80 Kt
100 Kt
Проверка оборотов (N1) каждого двигателя
Проверить температуру (EGT)
Проверка IAS
Положительная вертикальная скорость
Шасси убрать
Фары-выключить
АР включен (как требуется)

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.60 ПОСЛЕ ВЗЛЕТА

- **ENG START……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

  ENG START установить в положение IGN/ON, если имеется сильная турбулентность или сильные осадки.

- **ANTI-ICE……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

  ПОС двигателя должно быть включено, когда ожидаются условия обледенения при температуре TAT равной или ниже 5ºC.

- **КАРТУ ”ПОСЛЕ ВЗЛЁТА”……ВЫПОЛНИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.62 НАБОР ВЫСОТЫ

– **MCDU……..……PROG/LEGS**

ПП на MCDU должен открыть страницу PROG. Страница PROG показывает навигационный режим, расстояние до точки, расчетное время пролета (прибытия), высоту полета, отклонение от линии пути и ветер.
НП выбирает страницу LEGS, для выполнения контроля и изменений в плане полета.
При включенном автопилоте, внесение изменений в план полёта выполняет ПП.
Если автопилот выключен, внесение изменений в план полёта выполняет НП по команде ПП.
Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж.

Примечание: Управление самолётом в вертикальной плоскости выполнять методом «selected guidance» с FCP от задатчика VS/FPA (UP—DN) или в ручном режиме от ручки SS.
Информацию по расчёту вычисленного вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости активного плана полёта на страницах FMS: LEGS;VNAV PROFILE,CLB,CRZ;DES,PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов по FMS со своими расчётами ,при необходимости корректируя их.

- **Для изменения скорости набора, если необходимо:**

Если АТС, турбулентность или другие условия эксплуатации требуют изменения скорости:
– На FCP вращением задатчика скорости SPEED, установить заданную скорость.
– Для подключения ручного режима, нажать на задатчик SPEED.

© ЗАО «ГСС»

- **На высоте перехода:**

– **ДАВЛЕНИЕ “STD”……..……..УСТАНОВИТЬ**

На высоте перехода (на PFD мигает индикация барометрического давления) на пульте EFCP кнопку BARO SET потянуть на себя, чтобы установить давление по стандарту “PULL STD” и на резервном приборе IESI нажать кнопку STD.

Произвести перекрестную проверку установки давления считыванием высоты.

– **КАРТУ ”В НАБОРЕ”……..ВЫПОЛНИТЬ**

Примечание: Если высота перехода незначительно отличается от высоты ACCEL ALT, то обе части карты “ПОСЛЕ ВЗЛЁТА/В НАБОРЕ” читаются как одна после установки стандартного давления.

– **ЗАДАННЫЙ ЭШЕЛОН……УСТАНОВИТЬ**

Если АТС разрешает занять заданный эшелон:

– На FCP внешней ручкой кнопки ALT установите масштаб высоты в положение 1000 ft, затем внутренней ручкой установить заданный эшелон на PFD и нажать на задатчик высоты ALT.

– **НАКЛОН АНТЕННЫ МЕТЕЛОКАТОРА……ОТРЕГУЛИРОВАТЬ**

Угол наклона антенны зависит от высоты полёта самолёта и установленного масштаба на ND. В наборе, антенна должна иметь небольшой положительный угол наклона (от +2° до +4°).

- **На высоте 10000 ft:**

– **ФАРЫ LAND……..……OFF**

– **“ARPT” НА EFCP……..……..ВЫБРАТЬ**

– **СТРАНИЦУ “RADIO”……..……..ПРОВЕРИТЬ**

Убедиться в соответствии задействованных радионавигационных средств плану полёта.

– **SEAT BELTS……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **EICAS……..……...ПРОВЕРИТЬ**

– **F-PLN, RTE2……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **RADAR, TERR……...КАК ТРЕБУЕТСЯ**

© ЗАО «ГСС»

04.65 КРЕЙСЕРСКИЙ ЭШЕЛОН

Рекомендуется при занятии начального крейсерского эшелона полёта ,смене эшелона полёта и не реже одного раза в час, контролировать показания значений высоты по приборам PFD КВС, 2-го пилота и IESI.

В прямолинейном полёте на эшелоне, при отсутствии болтанки и сдвига ветра в режиме стабилизации высоты (ALT) при обнаружении расхождения между заданной и текущей высотой на левом PFD превышающего 20 м(65ft), переключатель AIR DATA на пульте RCP установить в положение CAPT3.

Рекомендуется выполнять полёт на эшелоне наиболее близком к оптимальной высоте, на рекомендуемой скорости, рассчитанной FMS.

Занятие , смену и выдерживание эшелона полёта рекомендуется выполнять с включенным АП

Полет на крейсерском эшелоне выполнять с включенным автоматом тяги.

Смену крейсерского эшелона полета выполнять способом «selected guidance»в режимах CLB /DES от задатчика ALT или в режимах VS/FPA от задатчика VS/FPA (UP—DN) на FCP

Автоматический режим VS разрешено выполнять с включенным автоматом тяги.

При снижении с эшелона устанавливать заданную вертикальную скорость снижения не более 3000 ft/min.

Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж.

Примечание: Информацию по расчёту вычисленного вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости активного плана полёта на страницах FMS: LEGS;VNAV PROFILE, ,CRZ;,PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов по FMS ,при необходимости корректируя их.

В крейсерском полёте рекомендуется выдерживать скорость или число М, рассчитанное FMS (ECON CRZ SPEED).

– **EICAS .....ПРОСМОТРЕТЬ**

Периодически просматривать страницы систем:

- ENG : давление масла и температура,
- AIR: параметры отбора воздуха, герметизация, температуру в салоне,
- ELEC: параметры, нагрузку генератора,
- HYD: количество жидкости,
- FUEL: количество и дисбаланс топлива,
- FCTL: положение рулей.

© ЗАО «ГСС»

– **ПОЛЕТ ПО ТРАССЕ……..……..КОНТРОЛИРОВАТЬ**

- **При пролёте точки:**

– Проверить путевой угол и расстояние до следующей точки.
– Проверить расход топлива, FOB, расчет топлива и сравнить с планом полета.
– Проверить, что сумма топлива на борту плюс сумма, израсходованного топлива, равна сумме топлива на взлете. Если эта сумма необычно меньше чем на взлете, возможна утечка топлива.

ВНИМАНИЕ:
Эта проверка должна быть выполнена каждый раз, когда есть необходимость выполнения процедуры FUEL IMBALANCE. Выполните эту проверку до применения процедуры FUEL IMBALANCE. Если утечка топлива подтверждается, примените процедуру FUEL LEAK.

– **ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ……..ПРОВЕРИТЬ**

На самолёте, оборудованном GPS, проверка точности навигации не требуется, если основной навигационный режим GPS пригоден.

В случае появления сообщения в строке ввода CHECK ANP, экипаж должен сравнить значения ANP и RNP. При значениях ANP превышающих значения RNP, система автоматически сменит навигационный режим.
Или, экипаж методом деселектирования, вручную на странице NAV STATUS, должен выбрать навигационный режим, обеспечивающий требуемую точность.
Точность навигации должна контролироваться всё время, но главным образом, когда возникают следующие условия:

– Навигационный режим IRS,
– При появлении сообщения IRS CHECK ACCURACY на MCDU.

- **Проверка точности:**

– Вручную настроить VOR (VOR/DME) или ADF на станцию, которая находится в радиусе действия на странице RADIO и выбрать соответствующую стрелку на ND,
– Проверить, что стрелка направлена на соответствующий символ PHC и что расстояние DME равно расстоянию, индицируемому между символом самолёта и символом PHC на ND, или,
– Ввести идентификатор VOR/DME в поле ввода на MCDU и на странице NAV DATA нажать LSK1L, сравнить вычисленный BRG (DIST) с индикацией стрелки на ND.

- **местоположение считается надёжным:**

– Если ошибка составляет менее или равна 3nm,
– Используйте режим ARC или ROSE ND и управление от FMS.

© ЗАО «ГСС»

- **местоположение считается ненадёжным:**

– Если ошибка составляет более 3nm,
– Используйте стрелку PHC для навигации и контроля.

Если имеется значительная ошибка между отображением на дисплее и реальным местоположением, отключите управление от FMS, используйте стрелки PHC, используйте режим ROSE.

– **TCAS……NORM**

– **НАКЛОН АНТЕННЫ WXR ……..……ОТРЕГУЛИРОВАТЬ**

- **Ниже 20000 ft:**

При использовании разных масштабов дальности на двух ND:
– для обнаружения и контроля метеооброзований, установите угол наклона антенны на одном метеолокаторе (-3)°;
– для контроля метеообразований по курсу, установите угол наклона антенны на другом метеолокаторе от 0° до (-1)°.

- **Выше 20000 ft:**

– установите антенну вниз на (4−8)°.
– для автоматического управления наклоном антенны, необходимо нажать рукоятку-кнопку TILT.

– **ТЕМПЕРАТУРУ САЛОНА……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

Регулярно обращать внимание на страницу AIR, для контроля температуры в салоне и регулировать её, если необходимо.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.67 ПОДГОТОВКА К СНИЖЕНИЮ

Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж

За10 мин. (приблизительно за 80 NM) до начала снижения, выполнить подготовку к снижению и заходу на посадку.

– **ПРЕВЫШЕНИЕ АЭРОДРОМА……..…AUTO/MAN ПРОВЕРИТЬ**

На EWD проверить соответствие индицируемой LDG ELEV высоте превышения аэродрома посадки.

– **ПОСАДОЧНЫЕ ДАННЫЕ……..……..ПРОВЕРИТЬ**

– **ПОГОДУ И УСЛОВИЯ НА ПОСАДКЕ…….……ПОЛУЧИТЬ**

Проанализировать информацию о погоде на ОСНОВНОМ и ЗАПАСНОМ аэродромах.

– **FMS……..……..ПОДГОТОВИТЬ**

- **На страницах MCDU:**
  - **ARRIVALS 1/1** – ввести RW, APPROACH, STAR, TRANS,
  - **LEGS 1/3** – проверить маршрут захода и ухода на второй круг,
  - **VNAV DES 3/4** – проверить заданную скорость, удаление до точки E/D,
  - **DES FORECAST 1/2** – ввести ветер по высотам на снижении,
  - **DES FORECAST 2/2** – температуру на аэродроме посадки, эшелон перехода, ввести давление аэродрома.
  - **APPROCH** – ввести минимально безопасную высоту,
  - **APPR REF 1/2** – ввести MIN RADIO, APPR WIND; выбрать посадочную конфигурацию, проверить скорости захода,
  - **RTE 2** – подготовить резервный маршрут для ухода на запасной аэродром.
  - **RADIO** – проверить настройку ILS (частота, SEL CRS), VOR, ADF)

– **TAWS (LDG FLAPS3)……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Изменение ВПП или вида, используемых аэродромных радиосредств (VOR, ILS), автоматически удаляет прежнее значение MDA/MDH или DH/DA.
Для действующей версии программного обеспечения, не использовать RTE2 . Изменение маршрута рекомендуется осуществлять модифицируя активный план полёта
Информацию по расчёту вычисленного вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости активного плана полёта на страницах FMS: LEGS;VNAV PROFILE, ,CRZ;DES,PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов по FMS ,при необходимости корректируя их.

– **AUTO BRK……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **ПРЕДПОСАДОЧНЫЙ БРИФИНГ……..……..ВЫПОЛНИТЬ**

Брифинг проводит ПП, используя страницы FMS для проведения брифинга.

- **При проведении брифинга ПП необходимо:**

– На странице DES FORECAST, определить эшелон перехода,
– На странице APPR, определить безопасные высоты MDA/MDH,
– На странице RADIO, настроить радиосредства для захода на посадку с использованием ILS, VOR, ADF,
– На странице RTE1, проверить STAR, APPR, missed approach,
– Определить обязанности, стандартные команды при выполнении процедуры ухода на 2-ой круг,
– Знать особенность рельефа в районе аэродрома,
– Знать погоду на аэродроме назначения и запасном,
– На странице RTE1 FUEL определить необходимое количество топлива до запасного,
– На странице APPR REF выбрать посадочную конфигурацию, ввести Vapp.
– Определить состояние ВПП, световое оборудование и размеры ВПП,

– **РАЗРЕШЕНИЕ НА СНИЖЕНИЕ……..……..……..ПОЛУЧИТЬ**

Получив разрешение на снижение, установить заданную высоту на FCP, сверив её с безопасной высотой по маршруту.

– **ANTI-ICE WING, ENG……..……..……AUTO**

– **TCAS……....BLW**

© ЗАО «ГСС»

04.70 СНИЖЕНИЕ

Получив разрешение на снижение, установить заданную высоту на FCP, сверив её с минимальной высотой полёта по маршруту (MORA).

– **SEAT BELTS……ON**

– **СНИЖЕНИЕ……НАЧАТЬ**

Снижение выполняется в режиме DES и начинается в точке начала снижения (TOD), рассчитанной FMS.

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения, не использовать режим VNAV descend функции вертикальной навигации системы FMS. Управление самолётом в вертикальной плоскости выполнять методом «selected guidance» с FCP от ручки VS/FPA(UP-DN) или от SS. Информацию по расчёту вычисленного профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости по активному плану полёта на страницахFMS: LEGS;VNAV PROFILE,DES;PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов ,при необходимости корректируя их.

Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж

Снижение выполняется на постоянном числе M=0,78 до достижения приборной скорости 280kt и выдерживается до высоты 10 000 фут.

– **LNAV+VNAV……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **SPEED AUTO……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **FMA……ОБЪЯВИТЬ/ПРОВ.**

– **MCDU ПП……VNAV/PROG**

На странице PROG получим информацию о DTG (расстояние до следующей точки) и ETA (время пролёта/прибытия).
На странице DES получим справочную информацию о вертикальном отклонении от траектории полета.

– **MCDU НП ……LEGS**

При включенном АР, изменения в плане полета обычно выполняет ПП.

– **КОРРЕКЦИЮ СНИЖЕНИЯ (при необходимости)……ВЫПОЛНИТЬ**

На странице PROG индицируется расстояние до торца ВПП. Сравнивая величины отклонения от профиля снижения и расстояние, позволяет контролировать процесс снижение.
Для контроля профиля снижения может использоваться символ заданной высоты на ND.

© ЗАО «ГСС»

– **SPEED BRAKE.....КАК ТРЕБУЕТСЯ**

При необходимости, используйте SPEEDBRAKE для увеличения вертикальной скорости снижения.

При применении ПОС двигателей, пилот может использовать SPEED BRAKE частично (наполовину) для поддержания требуемой вертикальной скорости снижения.

В режиме VNAV, если самолёт на, или ниже траектории полёта и АТС требует увеличить вертикальную скорость снижения, не используйте SPEED BRAKE, т.к. скорость снижения определяется расчетной траекторией полёта и A/T может увеличить тягу для компенсирования возросшего лобового сопротивления при использовании SPEED BRAKE. В этом случае, при использовании SPEED BRAKE, необходимо снижаться в режиме DES.

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения, не использовать режим VNAV descend функции вертикальной навигации системы FMS. Управление самолётом в вертикальной плоскости выполнять методом «selected guidance» с FCP от ручки VS/FPA(UP-DN) или от SS. Информацию по расчёту вычисленного профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости по активному плану полёта на страницахFMS: LEGS;VNAV PROFILE,DES;PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов ,при необходимости корректируя их.

– **НАКЛОН АНТЕННЫ МЕТЕОЛОКАТОРА.....ОТРЕГУЛИРОВАТЬ**

В процессе снижения необходимо поднимать антенну вверх на угол (от 1° до 2°), обеспечивающий наблюдение на ND потребной дальности обнаружения метеооброзований и земной поверхности.

Примечание: в горной местности рекомендуется использовать метеолокатор постоянно.

© ЗАО «ГСС»

- **Использование режимов TAWS при заходе на посадку**

Режимы TAWS при заходе на посадку используется для:

- блокирования речевого сообщения GLIDE SLOPE, при заходе на посадку с углом наклона глиссады меньше рекомендуемого системой, нажатием кнопки “G/S MODE”.
- блокирования речевого сообщения TOO LOW FLAPS и визуальной сигнализации P/UP, при заходе на посадку с положением закрылков не в посадочной конфигурации, рекомендуемой системой TAWS, нажатием кнопки “FLAP MODE”.
- выполнения захода на посадку с положением закрылков в посадочной конфигурации FLAP3, нажатием кнопки LDG FLAP3.
- выполнения захода на посадку с углом наклона глиссады больше рекомендуемого системой, нажатием кнопки STEEP APP.

- **На высоте 10000 ft:**

Уменьшить скорость до 250 KCAS и продолжить снижение.

– **“CSTR” НА EFCP……..ВЫБРАТЬ**

Проверить ограничения.

– **ФАРЫ LAND……..ON**

– **РАДИОНАВ. СРЕДСТВА, LS……...ВЫБРАТЬ/ПРОВЕРИТЬ**

На FCP установить переключатель LS/FMS/VOR в положение LS. На PFD проверить отображение выбранного захода на посадку, частоту ILS и посадочный курс. После проверки, переключатель LS/FMS/VOR установить в положение FMS.

На станице RADIO проверить настройку радионавигационных средств, для выполнения захода на посадку

– **ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ ……..……..….ПРОВЕРИТЬ**

При использовании GPS проверка точности навигации не требуется. В других случаях, выполнить перекрёстную проверку точности навигации, используя страницу PROG (азимут и дальность) и ND (индикация VOR/DME).

- **На эшелоне перехода:**

– **ДАВЛЕНИЕ QNH (QFE)……УСТ./СРАВ.**

Давление на EFCP и IESI установить, при получении разрешения на снижение ниже эшелона перехода.

– **TERR НА ND……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **ДОКЛАД Б/ПРОВОДНИКОВ……..……ПОЛУЧИТЬ**

– **КАРТУ «НА ПОДХОДЕ»……ВЫПОЛНИТЬ**

– **РАБОЧИЙ СТОЛ……...УБРАТЬ**

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.72 ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО ILS (CATI, II)

ВВЕДЕНИЕ

Более подробную информацию по точным заходам с применением FMS, смотрите книгу 3 ”Описание FMS”, раздел 3.05.80, страница 1-10.

ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАХОДА ПО ILS

НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА

– **ФАЗУ “DES”……..КОНТР.**

– **FCP ALT FAF ……..УСТ.**

- **15NM от ВПП:**

– **ENG START……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Установить IGN/ON, если в зоне захода и ухода на второй круг предполагается сильный дождь, ВПП покрыта водой или ожидается сильная турбулентность.

– **СКОРОСТЬ GREEN DOT…….УСТАНОВИТЬ**

– **МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

Используйте информацию на странице PROG и в режиме VNAV информацию VDEV на PFD.

– **УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ……..……ПРОВЕРИТЬ**

– **SPEED BRAKE……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ……..…КОНТРОЛИРОВАТЬ**

Контролируйте точность навигации и будьте готовы изменить систему захода. Если точность навигации снижена, используйте приближенные данные для перекрестной проверки точности навигации.
Точность навигации определяет, какие режимы автопилота экипаж должен использовать и тип индикации для отображения на ND.

<table>
<tr><td rowspan="2">Точность навигации</td><td colspan="2">ND</td><td rowspan="2">Режим AP/FD</td></tr>
<tr><td>PF</td><td>PNF</td></tr>
<tr><td>Высокая точность навигации ≤ 1nm</td><td colspan="2">ARC или ROSE

С исходными данными навигационных средств</td><td>LNAV</td></tr>
<tr><td>Низкая и точность навигации ≥ 1nm</td><td rowspan="2">ROSE</td><td rowspan="2">ARC или ROSE
С исходными данными навигационных средств</td><td rowspan="2">HDG или TRK</td></tr>
<tr><td>Самолёт находится в зоне с ненадёжной работой РНС</td></tr>
</table>

– **НАКЛОН АНТЕННЫ МЕТЕОЛОКАТОРА……...ОТРЕГУЛИРОВАТЬ +(3–4)°**

© ЗАО «ГСС»

ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ/КОНЕЧНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА

Цель этого этапа стабилизировать самолёт на конечной траектории снижения до высоты 1000 ft AGL, на скорости V_{APP}, с тягой двигателей выше МГ, в посадочной конфигурации.

Для стабилизации должны быть выполнены следующие условия:

- Самолет находится на линии пути,
- Самолет находится в нужной посадочной конфигурации,
- Тяга двигателя стабилизирована выше МГ, чтобы выдерживать заданную скорость на заданной траектории снижения,
- Параметры полета не превышены.

Если самолет не стабилизирован на траектории захода в посадочной конфигурации на высоте 1000 ft, при полёте по приборам, или на высоте 500 ft в визуальных условиях, или имеются ограничения по правилам полётов, экипаж должен начать процедуру по уходу на 2-ой круг.

Примечание: При заходе на посадку по CATII, самолет должен быть стабилизирован на траектории захода в посадочной конфигурации в точке FAF.

– **КНОПКУ “APP” НА FCP……..……НАЖАТЬ**

Нажать кнопку APP, когда ATC разрешает заход на посадку. Таким образом, подготавливая режимы LOC и G/S.
Режимы захвата LOC и/или G/S включатся не быстрее чем 3с, после включения подготовки.

– **АР (ЕСЛИ НЕ ВКЛЮЧЕН)……ВКЛЮЧИТЬ**

– **FMA……...ПРОВЕРИТЬ**

По индикации на FMA убедиться в соответствии категории захода.

- **На скорости “GREEN DOT”:**

– **MFD1 МНЕМОКАДР FCTL BRAKE……..……ВЫЗВАТЬ**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……“FLAPS 1”**

Приблизительно за 5 nm до FAF (Final Approach Fix) приступить к уменьшению скорости самолёта для выпуска закрылков.

– **FLAPS 1……УСТАНОВИТЬ**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ ……..“FLAPS 1”**

Проверьте уменьшение скорости до “S”.
Скорость “S” должна установится к моменту достижения глиссады с FLAPS1 или выше 2000 ft относительно торца ВПП.

© ЗАО «ГСС»

Если скорость на глиссаде значительно больше V_S, или, если самолет не уменьшает скорость на глиссаде, то выпустите шасси, чтобы уменьшить ее. Использование SPEED BRAKES не рекомендуется.

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ “LS/FMS/VOR”……”LS”**

- **При подходе к границе зоны курса и при условии приёма сигнала маяка ILS:**

– **“APP”……НАЖАТЬ**

– **FMA……..……..ПРОВЕРИТЬ**

– **ЗАХВАТ LOC……..……..КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **ДОЛОЖИТЬ……..……”LOC GREEN”**

– **ЗАХВАТ G/S……..……..КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……...”ГЛИССАДА”**

– **ВЫСОТУ УХОДА НА 2-ОЙ КРУГ (ПРИ G/S* GREEN)……..УСТАНОВИТЬ**

- **На высоте 2000ft относительно порога ВПП:**

– **НА СКОРОСТИ “Vfe-10” ДАТЬ КОМАНДУ……..……..”FLAPS 2”**

– **FLAPS 2……..……..……...УСТАНОВИТЬ**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ ……..……..……”FLAPS 2”**

Проверить уменьшение скорости до “F”.
Если самолет захватывает глиссаду ILS ниже 2000 ft, относительно порога ВПП, установите FLAPS 2, когда самолет находится ниже глиссады на одну точку.

- **Если самолёт находится выше глиссады:**

– **НА FCP ВЫСОТУ, ВЫШЕ ТЕКУЩЕЙ,……..УСТАНОВИТЬ**

– **РЕЖИМ V/S……..……..……..ВКЛЮЧИТЬ**

– **ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ……..……..……..……УВЕЛИЧИТЬ**

Вертикальную скорость увеличить с таким расчётом, чтобы захватить установленную глиссаду.

– **ЗАХВАТ G/S……..……..……..КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……..”ГЛИССАДА”**

– **ВЫСОТУ УХОДА НА 2-ОЙ КРУГ НА FCP……..……..УСТАНОВИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

- **Когда закрылки в положении “2”:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……”ШАССИ ВЫПУСТИТЬ”**

– **LDG GEAR……..……..УСТАНОВИТЬ “DOWN”**

– **AUTO BRAKE……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Не использовать автоматическое торможение на посадке если располагаемая посадочная дистанция менее 2200 м.
Не рекомендуется применять автоматическое торможение при состоянии ВПП залитых водой, покрытых слякотью, мокрым снегом, сухим свежевыпавшим снегом, в связи с падением эффективности тормозной системы при срабатывании антиюзовой системы.

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ ……..…….”ШАССИ ВЫПУЩЕНЫ”**

Убедиться в загорании трёх зелённых символов выпущенного положения шасси.

– **ФАРЫ……..ВКЛЮЧИТЬ**

Установить переключатели: TAXI&TO в TO;
Нажать кнопку-табло RWY TURN OFF – ON.

- **Когда шасси выпущены:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..……”FLAPS 3”**

– **FLAPS 3……..……...УСТАНОВИТЬ**

Установить FLAPS 3 на скорости не превышающей V_{fe}.

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……...”FLAPS 3”**

– **SPEED BRAKE……..……..……..ARM**

Если SPEEDBRAKE применялись на снижении, необходимо их убрать перед выпуском FLAPS в положение FULL.

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..…”FLAPS FULL”**

– **FLAPS FULL ……..……..……..УСТАНОВИТЬ**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..”FLAPS FULL”**

– **CONF TEST……ВЫПОЛНИТЬ**

– **БОРТПРОВОДНИКОВ……ИНФОРМИРОВАТЬ**

– **A/T (АВТОМАТ ТЯГИ)……..……В РЕЖИМЕ ”SPEED” ИЛИ ВЫКЛ**

– **РАБОЧИЙ СТОЛ……УБРАТЬ**

– **ДОКЛАД БОРТПРОВОДНИКОВ……ПОЛУЧИТЬ**

– **КАРТУ “ПЕРЕД ПОСАДКОЙ”……..ВЫПОЛНИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

- **На высоте 1000 ft IMC (500 VMC) AGL:**

– **ОБ ИЗМЕНЕНИЯХ В FMA……..……..……..……..ДОКЛАДЫВАТЬ**

– **ПАРАМЕТРЫ ПОЛЁТА, ПОСАДОЧНУЮ КОНФИГУРАЦИЮ…..ПРОВЕРИТЬ**

Проверить и доложить об отклонении от заданных параметров полёта:
– вертикальной скорости – 1000ft/min,
– заданной скорости захода V_{APP}+10 (V_{APP}-5)kt,
Максимальное отклонение разрешается:
– на 500 ft: 1 точка по курсу и глиссаде,
– на 300 ft: 0,5 точка по курсу и1точка по глиссаде.
Контролировать:
– Угол атаки, который при заходе с нормальным посадочным весом, на заданной Vapp и посадочной конфигурации, приблизительно равен 6º.

Примечание:
Если отклонение по одному из параметров превышает допустимое, мигают индексы недопустимых отклонений по курсу или глиссаде на PFD, то отклонение является «грубым» и экипаж должен уйти на второй круг.

- **Таблица предельно допустимых боковых отклонений:**

Высота полета	(м)	100	80	60	< 60 до 30
	(FT)	330	260	200	< 200 до 100
Дальность до ВПП	(м)	1800-1900	1400-1500	1000	<1000 до 400
	(NM)	0.97-1.00	0.75 –0.80	0.5	<0.5 до 0.2
Предельное боковое уклонение	(м)	80	60	40	½ ширины ВПП, но не более 30
	(FT)	260	200	130	не более 100
Крен самолёта	(°).	15	15	15	5

© ЗАО «ГСС»

- **Распределение обязанностей в экипаже при заходе на посадку**

Ниже высоты 1000 ft AGL	
ПП	**НП**
Удерживает руки на ручке SS и на РУД. Осуществляет контроль пилотажных приборов.	Осуществляет контроль пилотажных приборов вплоть до приземления. Информирует ПП о достижении предельных параметров или переключении режимов по индикации на FMA.
При подходе к DH (с высоты DH+100 ft)	
Переносит взгляд во внекабинное пространство с целью определения возможности посадки по визуальным ориентирам. Принимает решение о посадке или уходе на 2-ой круг с соответствующим докладом.	
	На DH
	Если от ПП до DH не последовало решение о посадке, выполняет уход на 2-ой круг и докладывает об этом ПП.
Ниже DH	
При принятии решения о посадке, до высоты 80 ft отключает AP, AT и выполняет посадку.	

- **На высоте DH+100 ft, или (MDA/MDH)+100 ft):**

– **КОНТРОЛЬ СООБЩЕНИЯ ИЛИ ДОЛОЖИТЬ……..”APROACH DH”, или ……(APROACH MINIMUM)**

- **На высоте DH или (MDA/MDH):**

– **КОНТРОЛЬ СООБЩЕНИЯ ИЛИ ДОЛОЖИТЬ ……”DH”, или ……(MINIMUM)**

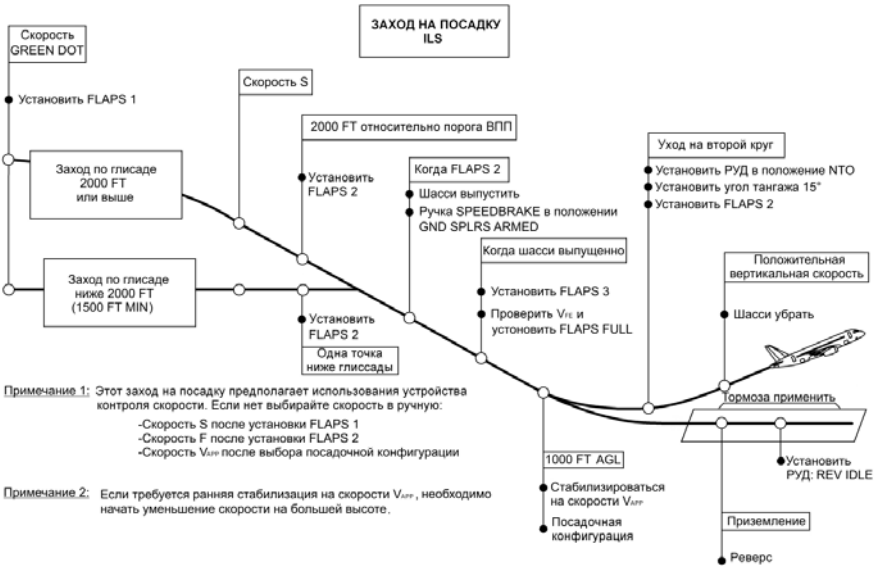
– **ДОЛОЖИТЬ……”САДИМСЯ” ИЛИ ”УХОДИМ НА ВТОРОЙ”**

Не допускать «подныривания» под глиссаду, сохранять стабилизированный угол снижения до выравнивания.

© ЗАО «ГСС»

– **АР, А/Т(если использовался).....КАК ТРЕБ.**

При принятии решения ”САДИМСЯ”, отключить АР, А/Т и выполнить посадку. При принятии решения ”УХОДИМ НА ВТОРОЙ”, выполнить уход на второй круг. Использование АР, FD, А/Т по решению ПП.



Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.75 ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО НЕТОЧНЫМ СИСТЕМАМ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО VOR, NDB

При выполнении заходов типа VOR, NDB, могут использоваться три методики:
- Горизонтальная и вертикальная навигация выбираются экипажем с FCP: режимы TRK или HDG и FPA или V/S, в любых сочетаниях.
- Горизонтальная навигация от FMS - LNAV, вертикальная навигация выбирается экипажем с FCP: FPA или V/S.
- Горизонтальная и вертикальная навигация выполняется от FMS: режим LNAV APP + VNAV APP.

В случаях, когда вертикальная навигация осуществляется экипажем, рекомендуется использовать режим FPA с индикацией FPA и FPV на PFD.

Горизонтальная навигация (LNAV) может использоваться, при условии, что заход выбран в навигационной базе данных (НБД) FMS и конечный этап захода контролируется экипажем по горизонтали, а вертикальная навигация выполняется, используя РНС и высотомеры.

Горизонтальная и вертикальная навигация в режиме захода (LNAV APP + VNAV APP) может быть использована, если удовлетворяет следующим требованиям:
- Заход из НБД одобрен и утверждён Оператором (Авиакомпанией) для использования в режиме LNAV APP + VNAV APP.
- Используется режим коррекции – GPS.
- Конечный этап захода (от FAF до MAP), вызванный из НБД и введённый в основной маршрут, включая ограничения по высоте, не изменяются экипажем.
- Заход проверен (MCDU и ND), в горизонтальной и вертикальной плоскости на соответствие опубликованной схеме.
- Траектория захода по горизонтали и вертикали захвачена до FAF, или в эквивалентной точке плана полёта (самолёт на посадочном курсе до конечного этапа снижения).
- Конечный этап захода в горизонтальной и вертикальной плоскости контролируется экипажем, используя радионавигационные средства.

При появлении сообщения GPS INTEGR или UNABLE RNP на ND, NO APPR INTEGRITY или CHECK ANP на MCDU, экипаж должен быть готовым перейти в режим управления от АР с FCP (TRK/HDG и FPA/V/S) или выполнить уход на 2-ой круг, если точность навигации не подтверждается данными от РТС. При потере точности или отказе одного из GPS, заход может быть продолжен по рабочему GPS с использованием AP/FD.

© ЗАО «ГСС»

ЗАХОД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ RNAV

При выполнении заходов типа RNAV (GPS) используются две методики:

- Горизонтальная и вертикальная навигация выбираются экипажем: режимы TRK/HDG и FPA/V/S, в любых сочетаниях.
- Горизонтальная и вертикальная навигация выполняется FMS: режим LNAV APP + VNAV APP (используется в режиме навигации – GPS).

В случаях, когда вертикальная навигация осуществляется экипажем, рекомендуется использовать режим FPA с индикацией FPA и FPV на PFD.

Примечание: При использовании навигационных режимов FMS необходимо учитывать соответствие требований RNP и текущую точность навигации ANP на всех этапах захода на посадку. Функция горизонтальной навигации (LNAV) системы FMS при выполнении схем неточных систем захода на посадку с точки FAF до точки MAP или MDA(H) обеспечивается только в навигационном режиме GPS
Функцию вертикальной навигации(VNAV) системы FMS при управлении самолётом от AFCS в режимах AP и A/T использовать в зоне аэродрома , при заходе на посадку от точки FAF до точки MAP или MDA(H) и только в навигационном режиме GPS.

- **Заход с использованием RNAV может быть выполнен при условии:**

- Заход из НБД одобрен и утверждён Оператором (Авиакомпанией) для использования в режиме LNAV APP+VNAV APP.
- Конечный этап захода (от FAF до MAP), вызванный из НБД и введённый в основной маршрут, включая ограничения по высоте, не изменяются экипажем.
- Прогноз RAIM подтвержден.

Перед началом захода, экипаж должен проверить, используя MCDU и ND, введённый основной маршрут (в горизонтальной и вертикальной плоскости) на соответствие опубликованной схеме захода.

Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж

При схемы заходе по GPS (в навигационном режиме GPS) не рекомендуется проводить подготовку модификации активного плана полёта на FMS1или FMS2.

Траектория захода по горизонтали и вертикали захватывается до FAF, или эквивалентной точки в плане полёта, так, чтобы самолёт был на посадочном курсе до конечного этапа снижения.

© ЗАО «ГСС»

Конечный этап захода в горизонтальной и вертикальной плоскости контролируется экипажем по VDEV и XTK (на PFD, MCDU) и сверяя соответствующие высоты и дальности до ВПП.

Примечание: Функцию вертикальной навигации(VNAV) системы FMS при управлении самолётом от AFCS в режимах AP и A/T использовать в зоне аэродрома , при заходе на посадку от точки FAF до точки MAP или MDA(H) и только в навигационном режиме GPS.

Перед началом захода проконтролировать точность навигации (ANP, RNP) .

Дополнительно, проверьте на MCDU что текущая точность (accuracy) ANP не хуже требуемой RNP. Если точность потеряна(нет режима GPS) заход может быть продолжен в другом навигационном режиме FMS при условии ANP не хуже RNP.

При появлении сообщения GPS INTEGR или UNABLE RNP на ND, NO APPR INTEGRITY или CHECK ANP на MCDU, экипаж должен быть готовым перейти в режим управления от AP с FCP (TRK / HDG и FPA / V/S) или выполнить уход на 2-ой круг, если точность навигации не подтверждается данными от РТС. При потере точности или отказе одного из GPS заход может быть продолжен по рабочему GPS с использованием AP/FD.

ЗАХОД ПО КУРСОВОМУ МАЯКУ (LOC)

Стандартная процедура, описанная в этой главе, может использоваться для захода по LOC, при условии, что при выполнении захода следующие пункты соблюдены:

- Режим LNAV FMS может использоваться до захвата LOC.
- На промежуточных и конечных этапах захода по LOC, используйте режимы LOC, AP/FD для горизонтальной навигации, объединённой с FPA или V/S для вертикальной навигации.
- Конечный этап захода в горизонтальной плоскости контролируется (LOC ILS),а в вертикальной выполняется экипажем, используя радионавигационные средства и высотомер.

© ЗАО «ГСС»

МЕТОДИКА УПРАВЛЕНИЯ СКОРОСТЬЮ ПРИ ЗАХОДЕ

Во всех случаях, экипажу рекомендуется использовать режим SPEED AUTO для управления скоростью.

Стандартная методика управления скоростью при заходе – это выполнение стабилизированного захода с использованием AP/FD и A/T. Самолёт над FAF переходит на траекторию конечного этапа снижения в посадочной конфигурации и на V_{APP}. Для этой цели экипаж должен ввести V_{APP}, как ограничение по скорости над FAF.

Примечание: Если Оператор (Авиакомпания) использует методику управления скоростью на конечном этапе захода с торможением и управление от FMS, самолёт должен выйти на конечную траекторию снижения на скорости Vfe -10 в конфигурации "1" и стабилизироваться на конечной траектории снижения с тягой выше IDLE, в посадочной конфигурации на высоте 1000ft.

Заход считается стабилизированным, когда все следующие условия достигнуты до или при достижении высоты стабилизации:

- Самолёт находится на линии пути,
- Самолёт находится в посадочной конфигурации,

© ЗАО «ГСС»

ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАХОДА

НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА

- **ФАЗУ “DES”……..КОНТР.**
- **FCP ALT FAF ……..УСТ.**
  - **15 NM от ВПП:**
- **V “GREEN DOT”.....УСТАНОВИТЬ**
- **ENG START.....КАК ТРЕБУЕТСЯ**

  Установить IGN/ON, если в зоне захода и ухода на второй круг ожидается сильная турбулентность или сильные осадки, если ВПП покрыта водой.
- **МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ……...КОНТРОЛИРОВАТЬ**

  В режиме LNAV используйте информацию VDEV на PFD и странице VNAV.
- **УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ……..ПРОВЕРИТЬ**

  Если АТС требует выдерживать определённую скорость, используйте FCP для установки заданной скорости.
  Когда ограничение по скорости заданное АТС больше не применяется, возвратитесь в режим управляемой скорости от FMS (нажать AUTO).
- **RADAR TILT……ОТРЕГУЛИРОВАТЬ**

  Увеличить наклон антенны до +3°÷4°
- **ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

  Если заход в НБД, определите методику, которая будет использоваться для конечного этапа захода в соответствии с таблицей:

Режим и точность навигации	Управление заходом от	ND		LS/FMS/VOR	Режим AP/FD
		PF	PNF		
низкая	FCP	ARC/ROSE(*)		VOR(**)	TRK/HDG+ FPA/VS SPEED AUTO
приемлема	FMS+FCP	ARC/ROSE(*)		FMS	LNAV+FPA SPEED AUTO
GPS, приемлема	FMS	ARC/ROSE(*)		FMS	LNAV APP+ VNAV APP(***) SPEED AUTO

(*) С выводом на индикацию настроенных радионавигационных средств.

(**) Для заходов по LOC, выбирается режим ILS.

(***) Может использоваться управление по вертикали, при условии, что заход имеется в НБД и одобрен Оператором (Авиакомпанией).

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Функцию вертикальной навигации(VNAV) системы FMS при управлении самолётом от AFCS в режимах АР и А/Т использовать в зоне аэродрома , при заходе на посадку от точки FAF до точки MAP или MDA(H) и только в навигационном режиме GPS.

– **КАРТУ НА ЗАХОДЕ……ВЫПОЛНИТЬ**

ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ/КОНЕЧНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА

- **На скорости “GREEN DOT”:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..“FLAPS 1”**

– **FLAPS 1……..…… УСТАНОВИТЬ**

– **УБЕДИТЬСЯ /ДОЛОЖИТЬ ……..…….……“FLAPS 1”**

– **RANGE MODE…….……КАК ТРЕБ.**

- **На скорости Vfe -10KT:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..“FLAPS 2”**

– **FLAPS 2……..……..…… УСТАНОВИТЬ**

– **ПОДТВЕРДИТЬ/ДОЛОЖИТЬ ……..……“FLAPS 2”**

- **Когда ”FLAPS 2”:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ..……..……..”ШАССИ ВЫПУСТИТЬ”**

– **LDG GEAR……..……...DOWN**

– **TO, RWY TURN OFF LT ……..……ON**

Установить переключатели: TAXI&TO в TAXI.
Нажать Кнопку-табло RWY TURN OFF – ON.

– **AUTO BRAKE……..……ПОДТВЕРДИТЬ**

Если состояние ВПП изменилось, выберете режим торможения.

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..”ШАССИ ВЫПУЩЕНЫ”**

Убедиться в загорании трёх зелённых символов выпущенного положения шасси.

- **Когда шасси выпущены, V< V_{fe}:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ...……..……”FLAPS 3”**

– **FLAPS 3 (Vfe-10)……..……..УСТАНОВИТЬ**

– **SPEED BRAKE……GND SPLRS ARMED**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..……..”FLAPS 3”**

© ЗАО «ГСС»

- **Когда FLAPS 3, V<V_{fe}:**

Проверить уменьшение скорости до V_{APP}.
На ND проверить точность выхода на точку FAF.

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..…“FLAPS FULL”**

– **FLAPS FULL……..УСТАНОВИТЬ**

Установить FLAPS FULL на скорости не превышающей V_{fe}.

– **ПОДТВЕРДИТЬ/ДОЛОЖИТЬ ……..……..…“FLAPS FULL”**

- **Когда заход разрешён, 2nm до FAF:**

– **APPR НА PFD……..КОНТРОЛИРОВАТЬ**

За 2nm, фаза TERM меняется на APPR. RNP и Масштаб, отклонения планки на PFD, автоматически (если не введен вручную) изменится на 0,3nm.

– **APP НА FCP……НАЖАТЬ**

Когда заход разрешен, нажать кнопку APP на FCP.

<u>Примечание:</u> Функцию вертикальной навигации(VNAV) системы FMS при управлении самолётом от AFCS в режимах AP и A/T использовать в зоне аэродрома , при заходе на посадку от точки FAF до точки MAP или MDA(H) и только в навигационном режиме GPS.

– **FMA……..……ОБЪЯВИТЬ**

Управление вертикальной и горизонтальной навигацией от FMS (LNAV APP+VNAV APP)	**Управление вертикальной или горизонтальной и вертикальной навигацией от AP с FCP (LNAV+FPA или HDG/TRK+V/S/FPA)**
Над точкой FAF: – **LNAV/VNAV APP…….ПРОВ.** VNAV APP (индикация зелёного цвета на FMA).	**Над точкой FAF:** – **FPA…..……УСТ.** Контроль FPV на PFD
После точки FAF: – **ВЫСОТУ УХОДА НА 2-ОЙ КРУГ……..УСТАНОВИТЬ** Установить, когда находитесь ниже высоты ухода на второй круг.	
– **МЕСТОПОЛ.....……КОНТР.** – **ТРАЕКТОРИЮ..……КОНТР.**	– **МЕСТОПОЛ……КОНТР./РЕГ.** – **ТРАЕКТОРИЮ.....КОНТР./РЕГ.**

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж
Информацию по расчёту вычисленного вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости активного плана полёта на страницах FMS: LEGS;VNAV PROFILE,;DES,PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов по FMS ,при необходимости корректируя их.

• **При заходе по процедурам, основанным на РНС:**	• **При заходе по процедурам, основанным на РНС:**
Для контроля горизонтального и вертикального профиля снижения используйте данные от РНС. Если точность навигации низкая, необходимо перейти на управление по TRK/HDG, FPA/V/S. Для контроля траекторию снижения, сверяйте соответствующие высоты и дальности от РНС. Будьте готовы перейти в режим LNAV+FPA, если точность навигации низкая.	Для контроля горизонтального профиля используйте данные от РНС. Контролируйте траекторию снижения, сверяя соответствующие высоты и дальности от РНС, регулируйте FPA, чтобы следовать по опубликованной траектории снижения, с учетом минимальных высот. Не используйте FMS VDEV на PFD. Если точность горизонтальной навигации низкая, перейдите на управление по TRK+FPA.
• **При заходе по требованиям RNAV:**	• **При заходе по требованиям RNAV:**
Контролируйте траекторию снижения по VDEV и XTK (на PFD), сверяя соответствующие высоты и дальности до ВПП. Будьте готовы перейти в режим LNAV+FPA, если точность вертикальной навигации неудовлетворительная или рассмотрите уход на 2-ой круг. Если горизонтальная навигация низкая, выполните уход на 2-ой круг.	Контролируйте траекторию снижения по FPV и XTK (на PFD), сверяя соответствующие высоты и дальности от РНС, отрегулируйте FPA, чтобы следовать по опубликованной траектории снижения, с учетом минимальных высот.

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Функция горизонтальной навигации (LNAV) системы FMS при выполнении схем неточных систем захода на посадку с точки FAF до точки MAP или MDA(H) обеспечивается только в навигационном режиме GPS
Функцию вертикальной навигации(VNAV) системы FMS при управлении самолётом от AFCS в режимах AP и A/T использовать в зоне аэродрома , при заходе на посадку от точки FAF до точки MAP или MDA(H) и только в навигационном режиме GPS.

- **A/T (РЕЖИМЕ SPEED/ВЫКЛ)……..……ПРОВЕРИТЬ**
- **БОРТПРОВОДНИКОВ…….……..……ИНФОРМИРОВАТЬ**
- **CONF TEST…….……ВЫПОЛНИТЬ**
- **КАРТУ «Перед посадкой»…….……..…ВЫПОЛНИТЬ**
- **изменения в FMA…….……докладывать**

ПП докладывает об любых изменениях на FMA.

- **ПАРАМЕТРЫ ПОЛЁТА..……..……..ПРОВЕРИТЬ**
- **НП докладывает при изменениях параметров полёта:**

– “ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ”, если V/S больше чем 1000 ft/min.
– “СКОРОСТЬ”, если скорость стала меньше Vapp на 5kt или выше на10kt.
– “ТАНГАЖ”, если угол тангажа становится больше (-2.5º), или (+7.5º).
– “КРЕН”, если крен больше 7º.
– “КУРС”, если боковое уклонение больше чем ½ точки (VOR) или 5º (ADF).
– “УГОЛ АТАКИ”, контролировать угол атаки **~ 6**°.

- **На высоте (MDA/MDH)+100 ft:**

– **ОБЪЯВИТЬ…….……..”APROACH MINIMUM”**

Решение о выполнении посадки или ухода на второй круг необходимо принять не ниже MDA. Если до пролёта MDA или в случае захода на посадку по схеме, предусматривающей горизонтальный полет до MAP на высоте MDA, установлен надёжный визуальный контакт с ориентирами по курсу посадки, позволяющий выполнить безопасную посадку, и положение самолёта в пространстве относительно ВПП также обеспечивает успешную посадку, принять решение о посадке.

© ЗАО «ГСС»

- **На высоте MDA/MDH:**

– **КОНТРОЛЬ СООБЩЕНИЯ И ДУБЛИРОВАТЬ ……..”MINIMUM”**

- **Если установлен контакт с ВПП:**

– **ОБЪЯВИТЬ……..……..……”САДИМСЯ”**

– **AP/AT/FD (ЕСЛИ ИСПОЛЬЗОВАЛСЯ)…..……...……ВЫКЛ**

При решении ”САДИМСЯ”, отключить AP/AT и выполнить посадку.

- **Если контакт с ВПП не установлен:**

– **ОБЪЯВИТЬ……”УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ”**

При решении ”УХОДИМ НА ВТОРОЙ”, выполнить уход на второй круг. Использование AP, FD, AT по решению ПП.

Примечание: Если в опубликованной схеме захода имеется участок горизонтального полёта на высоте MDA/MDH, необходимо на высоте (MDA/MDH)+50ft, нажать LVL OFF и продолжить заход согласно схемы.

© ЗАО «ГСС»

ВИЗУАЛЬНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РТС ОБРАТНОГО СТАРТА

Если посадка с курсом ВПП, где имеются РТС посадки, невозможна (например: значение попутного ветра выше допустимого), а заход с противоположным курсом, где нет РТС посадки, невозможен, то выполняется комбинированный визуальный заход в условиях ограниченной видимости (CIRCLING APPROACH).

- **При подготовке к выполнению визуального захода на посаду в условиях ограниченной видимости экипаж должен:**

– ввести в активный план полёта, инструментальный заход на посадку с обратным курсом;
– подготовить вторичный план полёта на ВПП курса посадки.

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения, не использовать RTE2 . Изменение маршрута рекомендуется осуществлять модифицируя активный план полёта.

- **Комбинированный визуальный заход включает два этапа:**

ПЕРВЫЙ ЭТАП

Выполняется снижение до высоты MDA, по схеме имеющегося инструментального захода, введённого в активный план полёта. На первом этапе полёт выполняется с выпущенным шасси, закрылки в конфигурации “3” на скорости “ **Vfe-10”**.

- **На высоте MDA необходимо:**

– **САМОЛЁТ В ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЁТ……ПЕРЕВЕСТИ**

Включить режим LEVEL OFF.

– **ВИЗУАЛЬНЫЙ КОНТАКТ С ВПП……..УСТАНОВИТЬ**

- **Если экипаж не установил визуальный контакт с землёй:**

– **УХОД НА 2-Й КРУГ ПО СХЕМЕ ВПП ПОСАДКИ……ВЫПОЛНИТЬ**

ВТОРОЙ ЭТАП

Выполняется визуальный заход по схеме, для выхода на курс посадки.

- **Если экипаж установил визуальный контакт с землёй:**

– **ОТВОРОТ НА 45°……..ВЫПОЛНИТЬ**
– **КУРС ОБРАТНЫЙ ПОСАДОЧНОМУ……УСТАНОВИТЬ**

- **После выполнения второго разворота:**

– **ВТОРИЧНЫЙ ПЛАН ПОЛЁТА……..АКТИВИРОВАТЬ**
– **AP/FD, (ДО НАЧАЛА 3-ГО РАЗВОРОТА)……..ОТКЛЮЧИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

ВНИМАНИЕ:
ПП в процессе захода должен сохранять визуальный контакт с ВПП. Активировать вторичный план полёта должен НП.

- **После выполнения 3-го разворота:**

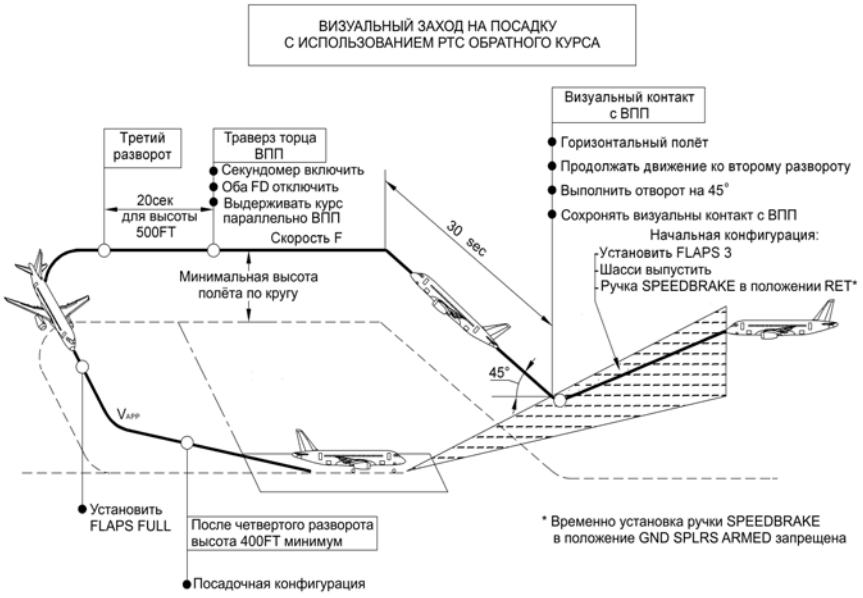
– **FLAPS "FULL"……УСТАНОВИТЬ**

– **VAPP……УСТАНОВИТЬ**

Если потерян визуальный контакт с ВПП, выполнить уход на 2й круг по схеме захода на посадку с выходом на схему по кратчайшему пути.

ВНИМАНИЕ:
Данная процедура ухода на второй круг выполняется только с официально названной ВПП посадки.

Примечание: При наличии на аэродроме нескольких ВПП, комбинированный визуальный заход может быть выполнен на любую пригодную для посадки ВПП.



© ЗАО «ГСС»

04.77 ВИЗУАЛЬНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Заход на посадку выполняется в условиях визуальной видимости ВПП. Заход должен быть стабилизирован к 500ft AGL на установленной траектории снижения, в посадочной конфигурации, на V_{APP}.

Методика выполнения захода:

- AP не используется.
- FD выключен.
- Рекомендуется использование FPV, ND.
- Рекомендуется использовать A/T для управления скоростью.

ВЫПОЛНЕНИЕ ВИЗУАЛЬНОГО ЗАХОДА

НАЧАЛЬНЫЙ/ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА

План полёта, выбранный на MCDU, должен включать выбор ВПП.

Участок от 2-го разворота к 3-му может быть частью плана полёта. Поэтому, индикация о местоположении самолёта на ND может быть полезной для экипажа.

Заход выполняется в условиях визуального полёта, с использованием режима ROSE.

- **В начале участка от 2-го к 3-му:**

– Вручную активизировать APPROACH,
– FD выключить,
– Выбрать режим TRK–FPA, чтобы иметь индикацию траектории снижения (режим FPV).

– **FPA=-3°……..УСТАНОВИТЬ**

Проверить, что A/T работает.

КОНЕЧНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА

- **На траверзе ВПП:**

– **СКОРОСТЬ “GREEN DOT”……..……УСТАНОВИТЬ**

- **На скорости “GREEN DOT”:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..“FLAPS 1”**
– **FLAPS 1……..……УСТАНОВИТЬ**
– **ПОДТВЕРДИТЬ/ДОЛОЖИТЬ ……..……“FLAPS 1**
– **ND (МАСШТАБ 2.5NM/РЕЖИМ “ROSE”)……..ВЫБРАТЬ**

© ЗАО «ГСС»

- **На траверзе торца ВПП:**

– **CHRONO……НАЖАТЬ**

Время от второго к третьему развороту составляет 45 секунд для высоты 1500 ft AGL (± 1с на 1kt скорости ветра). При увеличении высоты на 500ft, время полёта увеличивается на 20с.

- **Перед 3-им разворотом, на скорости “S” (Vfe-10):**

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..“FLAPS 2”**

– **FLAPS 2……..……..……УСТАНОВИТЬ**

– **ПОДТВЕРДИТЬ/ДОЛОЖИТЬ ……..……“FLAPS 2”**

Максимальный крен на 3-ем развороте 30°. Снижаться в соответствии с FPA, FLAPS 2, на скорости “F”.

- **На 3-ем развороте, когда закрылки в положении “2”:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ..……..……..ШАССИ ВЫПУСТИТЬ**

– **LDG GEAR……..……..……..УСТАНОВИТЬ DOWN**

– **SPEEDBRAKE……..……..……..ARM**

– **AUTO BRAKE……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……ШАССИ ВЫПУЩЕНЫ**

Убедиться в загорании трёх зелёных символов выпущенного положения шасси.

- **Когда шасси выпущены:**

– **ДАТЬ КОМАНДУ...……..……..”FLAPS 3”**

– **FLAPS 3 (Vfe-10)……..……..……..УСТАНОВИТЬ**

Установить FLAPS 3 на скорости не превышающей V_{fe}.

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..……”FLAPS 3”**

Проверить уменьшение скорости до V_{APP}.

На ND проверить точность выхода на точку FAF.

– **FLAPS FULL……УСТАНОВИТЬ**

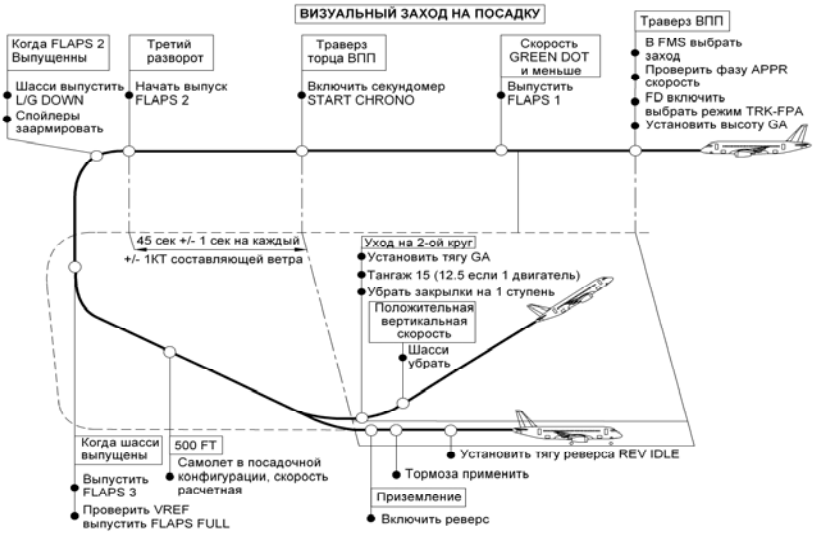
- **На высоте 500ft:**

– **САМОЛЁТ НА ЗАДАННОЙ ТРАЕКТОРИИ С FLAPS FULL И НА VAPP……..СТАБИЛИЗИРОВАН**

Если самолет не стабилизирован до высоты 500 ft AGL, экипаж должен выполнить процедуру ухода на 2-ой круг.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА ВИЗУАЛЬНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ



*При посадке на одном двигателе, на высокогорном аэродроме и с большим посадочным весом-выпуск шасси и FLAPS FULL после выхода на посадочную прямую

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.80 ПОСАДКА

- **На высоте приблизительно 30-20ft AGL:**

– **ВЫРАВНИВАНИЕ……ВЫПОЛНИТЬ**

– **ПОЛОЖЕНИЕ САМОЛЁТА……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

НП должен контролировать положение самолёта и докладывать:
– “ТАНГАЖ, ТАНГАЖ”, при достижении угла тангажа 10 градусов,
– “КРЕН, КРЕН”, при достижении угла крена 7 градусов.

– **РУД……IDLE**

– **ПРИЗЕМЛЕНИЕ……ВЫПОЛНИТЬ**

При выполнении ручной посадки, не применять длительное выдерживание перед приземлением.
Нормальная вертикальная скорость в момент касания 150-200 FPM.

- **Посадка с боковым ветром:**

– Выполнение посадки с боковым ветром, в пределах ограничений, требует дополнительного внимания.
– Рекомендуется парировать боковой ветер методом упреждения по курсу с учётом угла сноса.
– В момент касания необходимо отклонить руль направления в сторону сноса для совмещения вектора продольной оси самолета с осевой линией ВПП.

- **Рекомендации на выравнивании:**

– Не допускать высокого выравнивания.
– Касание земли двигателем или законцовкой крыла происходит при превышении крена 20 градусов.
– Касание земли хвостовой частью самолёта происходит при превышении угла тангажа более 13,5 градусов.

- **После приземления:**

– **SPEED BRAKE……FULL**

Установить ручку SPEED BRAKE в положение FULL, на мнемокадре EWD проверить и доложить о выпуске спойлеров и тормозных щитков.

- **На пробеге V≤170 kt:**

– **РЕВЕРС……MAX**

– Для включения реверса необходимо установить РУД в положении IDLE, поднять вверх защёлку на РУД, и за время не более 1сек перевести РУД в положение REV IDLE и далее в положение MAX REV.

© ЗАО «ГСС»

– В случае отказа одного из двигателей рекомендуется включать реверс обоих двигателей, учитывая, что реверс выключенного двигателя не включится.

После использования реверса тяги, не допускать попытки взлёта.

Если возникли проблемы с управлением самолёта по направлению, установить РУД обоих двигателей в положение REV IDLE, до восстановления удовлетворительного управления по направлению.

При необходимости, допускается использование реверса до полной остановки самолёта.

– **УПРАВЛЕНИЕ ПО НАПРАВЛЕНИЮ……..…..ОБЕСПЕЧИТЬ**

Использовать педали руля направления для выдерживания направления. При необходимости, допускается на скорости менее 40kt применение рукоятки управления носовым колесом для выдерживания направления.

– **ТОРМОЗА…….……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

Контролировать автоматическое торможение, если оно применялось. При необходимости, применить торможение от педалей.

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……”80 KT”**

- **На скорости 80 kt:**

– **РЕВЕРС……..……..REV IDLE**

Перевести РУД обоих двигателей в положение IDLE.
При установке реверса в положение IDLE, возможно увеличение показаний индикаторной скорости на PFD на величину 5-8kt.

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……”40 KT”**

- **На скорости 40 kt:**

– **РЕВЕРС……..……..ВЫКЛЮЧИТЬ**

– **РУД на V руления…….……..FWD IDLE**

- **До скорости 20kt:**

– **АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..……..……..ВЫКЛЮЧИТЬ**

Автоматическое торможение выключается обжатием тормозных педалей.

© ЗАО «ГСС»

04.82 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВКЛЮЧЕННЫМ FD, (AP,A/T OFF)

Уход на второй круг ниже DH/MDA/MDH.

- **Выполнить одновременно следующие действия:**

– **ТЯГА ДВИГАТЕЛЕЙ……...NTO**

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения, не использовать кнопку TOGA

Установить взлётный режим вручную.

– **ОБЪЯВИТЬ……..…”УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ, ЗАКРЫЛКИ”**

– **ПЕРЕХОД В НАБОР ВЫСОТЫ..……..……ВЫПОЛНИТЬ**

- **В процессе перехода в набор высоты:**
  – Выполнять полёт по планкам FD.
  – На PFD (FMA) проверить индикацию GA зелёного цвета и включение режима автомата тяги (TRUST).

– **ЗАКРЫЛКИ……..……..УБРАТЬ FLAPS 2**

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……..”В НАБОРЕ”**

– **ОБЪЯВИТЬ……”FMA”**
Проверить индикацию режимов: THRUST, GA TRK, FD, GA.

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……....”ШАССИ УБРАТЬ”**

– **РУКОЯТКУ L/G В ПОЛОЖЕНИЕ “UP”……УСТАНОВИТЬ**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..”ШАССИ УБРАНЫ, FLAPS 2”**

Примечание: После уборки шасси возможно кратковременно появление сообщения LDG GEAR NOT DOWN. Действий экипажа в этом случае не требуется.

– **LNAV ИЛИ HDG/TRK……...ВЫБРАТЬ**

– **TAXI/TO И RWY TURN OFF……..…OFF**

– **AP/AT……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

- **На высоте уменьшения тяги (на сигнализаторе FMA мигает режим GA):**

– **ТЯГА ДВИГАТЕЛЕЙ……...CLIMB**

Установить режим MCL.

© ЗАО «ГСС»

- **На высоте разгона скорости:**

– **УВЕЛИЧЕНИЕ СКОРОСТИ……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **ПОЭТАПНУЮ УБОРКУ ЗАКРЫЛКОВ ……ВЫПОЛНИТЬ**

– **SPEEDBRAKE……RET**

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВЫКЛЮЧЕННЫМ FD, (AP,A/T OFF)

Уход на второй круг может быть выполнен без FD (заход по неточным системам или визуальный).

МИНИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ……30 FT

- **Необходимо выполнить следующие действия:**

– **ТЯГА ДВИГАТЕЛЕЙ ……NTO**

– **ОБЪЯВИТЬ……”УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ, ЗАКРЫЛКИ”**

– **ПЕРЕЙТИ В НАБОР ВЫСОТЫ……УСТАНОВИТЬ ТАНГАЖ 15°**

– **ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ…….УСТАНОВИТЬ ТАНГАЖ (11-12)°**

– **ЗАКРЫЛКИ ……УСТАНОВИТЬ FLAPS 2**

Убедится в установке механизации крыла в заданное положение и доложить “FLAPS 2”.

– **ДОЛОЖИТЬ……..……..……..”В НАБОРЕ”**

– **ОБЪЯВИТЬ……...”FMA”**

Проверить индикацию режимов: THRUST, GA TRK, GA.

– **ДАТЬ КОМАНДУ……..……..……ШАССИ УБРАТЬ**

– **РУКОЯТКУ “L/G” В ПОЛОЖЕНИЕ “UP”……..……УСТАНОВИТЬ**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……”ШАССИ УБРАНЫ, FLAPS 2”**

Примечание: После уборки шасси возможно кратковременно появление сообщения LDG GEAR NOT DOWN. Действий экипажа в этом случае не требуется.

– **РЕЖИМ HDG/TRK……ВЫБР./УСТ.**

– **TAXI/TO И RWY TURN OFF……..……OFF**

– **AP, A/T……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

- **На высоте уменьшения тяги:**

– **РЕЖИМ “CLB”……..ВРУЧНУЮ УСТАНОВИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

- **На высоте разгона скорости:**
  - При уходе на второй круг с одним двигателем применяется режим MAX до окончания процесса уборки механизации и разгона на высоте 1000 ft AGL.
  - Установить индекс заданной скорости GREEN DOT.
  - Включить A/T, если был выключен.
  - Включить FD, основной режим HDG,VS или TRK, FPA.
  - Проверить индикацию на сигнализаторе FMA.
  - Убрать закрылки на заданной скорости.
  - Контролировать процесс ухода на второй круг и занятие разрешённой высоты.

Примечание: При уходе на второй круг не использовать управление самолётом от FMS (managed guidance).
При управлении самолётом от AFCS без использования кнопки TOGA способом «SELECTED GUIDANCE» установка барометрических высотомеров может выполняться от уровней AGL(QFE) или MSL(QNH).

© ЗАО «ГСС»

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВКЛЮЧЕННЫМ АР/АТ

Уход на второй круг с высоты выше DH/MDA/MDH.

– **КНОПКУ TOGA……НАЖАТЬ**

– **ОБЪЯВИТЬ……”УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ, ЗАКРЫЛКИ”**

– **ПЕРЕХОД В НАБОР ВЫСОТЫ……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **ЗАКРЫЛКИ ……УСТАНОВИТЬ FLAPS 2**

Убедится в установке механизации крыла в заданное положение и доложить “FLAPS 2”.

– **ДОЛОЖИТЬ……”В НАБОРЕ”**

– **ОБЪЯВИТЬ……”FMA”**

Проверить индикацию режимов: THRUST, GA TRK, AP, FD, GA

– **ДАТЬ КОМАНДУ……ШАССИ УБРАТЬ**

– **РУКОЯТКУ “L/G” В ПОЛОЖЕНИЕ “UP”……УСТАНОВИТЬ**

– **УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……”ШАССИ УБРАНЫ, FLAPS 2”**

Примечание: После уборки шасси возможно кратковременно появление сообщения LDG GEAR NOT DOWN. Действий экипажа в этом случае не требуется.

- **На высоте уменьшения тяги (на сигнализаторе FMA мигает режим GA):**

– **ЗАДАТЧИК “ALT”……НАЖАТЬ**

При отключенном автомате тяги, РУД в положение MCL установить.

- **На высоте разгона скорости:**

– **ЗАДАТЧИК “SPEED”……НАЖАТЬ**

– **УВЕЛИЧЕНИЕ СКОРОСТИ……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **ПОЭТАПНУЮ УБОРКУ ЗАКРЫЛКОВ ……ВЫПОЛНИТЬ**

– **SPEEDBRAKE……RET**

Примечание: При уходе на второй круг не использовать управление самолётом от FMS (managed guidance).

© ЗАО «ГСС»

04.87 ПОСЛЕ ПОСАДКИ

– **ФАРЫ……УСТАНОВИТЬ**

Установить переключатели LAND в положение OFF; TAXI & TO в положение TAXI.

Кнопку-табло RWY TURN OFF – ON или выключить.

– **STROBE……OFF**

– **CHRONO……STOP**

– **SPEEDBRAKE……RET**

– **FLAPS……”0”**

Если заход на посадку выполнялся в условиях обледенения, или ВПП покрыта снегом или слякотью, закрыли не убирать до заруливания на стоянку и согласования решения об уборке с наземным составом.

– **ENG START……ПРОВЕРИТЬ/AUTO**

– **L,R ENG ANTI-ICE……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

При включении противооблединительной системы увеличиваются N1 земного малого газа, необходимо контролировать скорость руления.

– **TCAS……ВЫКЛЮЧИТЬ**

– **APU……ЗАПУСТИТЬ**

Запуск APU может быть отложен до момента выключения двигателей.

– **WXR……OFF**

– **ТРАНСПОНДЕР……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **ТЕМПЕРАТУРУ ТОРМОЗОВ……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **КАРТУ «ПОСЛЕ ПОСАДКИ»……ВЫПОЛНИТЬ**

Выполнить карту на свободном участке рулёжной дорожки.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.90 НА СТОЯНКЕ

- **PARK/ALTN BRAKE……..……..ВКЛЮЧИТЬ**
  При температуре в тормозах выше 200°C. После установки тормозных колодок, PARK/ALTN BRAKE выключить.
- **ФАРЫ TAXI & TO……..ВЫКЛЮЧИТЬ**
- **ANTI ICE……..……OFF**
- **APU BLEED……..……ON**
- **РУД “IDLE”……УСТАН/ПРОВ**
- **ENG MASTER L,R…..……..……..……..……...OFF**
  После эксплуатации двигателей на повышенном режиме, например таком как максимальный реверс, необходимо для стабилизации температуры горячих частей двигателя, до выключения двигателей проработать на малом газе 5 минут. Время работы на малом газе, в процессе руления, включается в этот 5ти минутный период.

Примечание: В случае необходимости, если руление на стоянку длилось менее 5 минут, двигатель можно выключить, после его охлаждения, через 3 минуты и последующий запуск производить не ранее, чем через 2 часа.

ВНИМАНИЕ :
При выключении следует отслеживать EGT, N2 и расход топлива с тем, чтобы удостовериться в прекращении его подачи.
Если не происходит постоянного понижения температуры EGT или возникает горение в сопле, то ситуацию следует рассматривать как пожар двигателя. (См. оперативный сборник экипажа QRH).

- **СВЯЗЬ С НАЗЕМНЫМ ПЕРСОНАЛОМ……..…….УСТАНОВИТЬ**
  Убедиться, что колодки установлены.
- **РАЗБЛОКИРОВКУ АВАРИЙНЫХ ТРАПОВ……..ПРОВЕРИТЬ**
  На странице DOOR проверить разблокировку аварийных трапов.
  Предупредить бортпроводников, если аварийные трапы не разблокированы.
- **ВНЕШНЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**
  После выключения двигателей: фары TAXI, RW TURN OFF выключить.
- **BEACON……..……...OFF**
- **SEAT BELTS……..……OFF**
- **ET (ПОЛЁТНОЕ ВРЕМЯ)…..……..ОСТАНОВИТЬ**
- **FUEL PUMPS (КРОМЕ AUX L)……..……...OFF**
- **N/W STRG……OFF**

© ЗАО «ГСС»

– **ОТКЛОНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ IRS…….……ПРОВЕРИТЬ**

На MCDU вызвать страницу IRS ACCURACY для проверки остаточных параметра по скорости. Показания путевой скорости должны быть одинаковы и не превышать 10kt.

– **КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА……ПРОВЕРИТЬ**

Убедиться, что сумма оставшегося и использованного топлива соответствует количеству топлива заправленного на вылет. Если имеется разница, доложить техническому персоналу.

– **МНЕМОКАДРЫ EICAS (НА ПУЛЬТЕ ECP)……..……ПРОВЕРИТЬ**

Проверить состояние систем и при наличии неисправностей доложить техническому персоналу.

– **PARK/ALTN BRAKE……..КАК ТРЕБУЕТСЯ**

При появлении сообщения “BRAKE HOT” или “BRAKE OVERHEAT”, стояночный тормоз рекомендуется отключить после установки колодок.

– **ЯРКОСТЬ ДИСПЛЕЕВ……УМЕНЬШИТЬ**

– **КАРТУ “НА СТОЯНКЕ”……...ВЫПОЛНИТЬ**

– **ЕСЛИ БЫЛО СИЛЬНОЕ ОБЛЕДЕНЕНИЕ В ПОЛЁТЕ ……..ДОЛОЖИТЬ**

Если полёт выполнялся в условиях сильного обледенения, сделать запись в бортовом журнале и проверить лопатки компрессора двигателей в процессе внешнего осмотра самолёта.

© ЗАО «ГСС»

БЕЗОПАСНОСТЬ САМОЛЁТА НА СТОЯНКЕ

– **PARK/ALTN BRAKE……..……ПРОВЕРИТЬ/ВКЛЮЧЁН**

– **IRS 1,2,3…….……..OFF**

Чтобы не увеличивать время выставки, не выключать IRS во время транзитных остановок в аэропортах расположенных выше широты 70° N.

После выключения IRS, выключать электроснабжение необходимо не раньше чем через 10 секунд, для того чтобы IRS запомнил последние данные.

- **После высадки пассажиров:**

– **ВНЕШНЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ……..……..OFF**

– **APU BLEED……..……..OFF**

– **APU START/STOP…….……..……STOP**

– **APU MASTER ……..……OFF**

– **PUMP AUX L…….……..……OFF**

– **EMER LT…….……..OFF**

– **NO SMOK…….……..OFF**

– **EXT PWR……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ**

– **BAT 1,3,2,4…….……..……OFF**

Перед выключением аккумуляторов, убедиться в закрытии створки APU.

– **КАРТУ “БЕЗОПАСНОСТЬ САМОЛЁТА НА СТОЯНКЕ”……..ВЫПОЛНИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.92 ПОСЛЕПОЛЁТНЫЙ ОСМОТР ВС

– **ВНЕШНИЙ ОСМОТР ВС.....ВЫПОЛНИТЬ**

– Командир ВС должен выполнить внешний осмотр самолёта после каждого полёта и информировать технический состав при наличии замечаний.

– Рекомендуемый маршрут осмотра такой же, как при предполётном внешнем осмотре в транзитном аэропорту.

– В процессе осмотра оценить общее состояние самолёта. Особое внимание уделить: хвостовой части фюзеляжа, крыльям, входным устройствам двигателей и шасси.

– При наличии условий обледенения внимательно осмотреть лопатки вентилятора компрессора двигателей.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.95 СТАНДАРТНАЯ ФРАЗЕОЛОГИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА

ВВЕДЕНИЕ

Стандартная фразеология необходима для обеспечения эффективности взаимодействия экипажа.

Эта фразеология должна быть краткой и точной. Указанные ниже термины используются как стандарты.

Стандартная фразеология также предназначена для повышения осведомлённости в конкретной ситуации, понимания состояния систем и результата действий экипажа.

ДОКЛАДЫ ПО КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЕ ПРОВЕРОК

– “ПРОВЕРИТЬ” (CHECK), команда другому пилоту выполнить проверку по пункту.

– “ПРОВЕРИЛ” (CHECKED), доклад о выполнении проверки.

– “ПЕРЕКРЁСТНАЯ ПРОВЕРКА ВЫПОЛНЕНА” (CROSSCHECKED), доклад при выполнении проверки обоими пилотами.

- **Если выполнение ККП прерывается, объявляется:**

– “ВЫПОЛНЕНИЕ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ ПРЕКРАТИТЬ ПОСЛЕ ПУНКТА ___” (HOLD CHECKLIST AT__), выполнение ККП прекратить.

– “ПРОДОЛЖАЕМ КОНТРОЛЬНУЮ КАРТУ С ПУНКТА ___” (RESUME CHECKLIST AT__), для завершения контроля.

– “КОНТРОЛЬНАЯ КАРТА ВЫПОЛНЕНА” (CHECKLIST COMPLETED).

КОМАНДЫ ПП

При выполнении нижеследующих команд, нет необходимости изменять установленный ранее режим полёта.

Все значения параметров, вводимые органами управления на FCP, должны быть проверены на MFD и PFD.

Все изменения значений параметров и режимов, отображаемых на FMA, обычно объявляются ПП.

© ЗАО «ГСС»

УСТАНОВИТЬ (SET)

Команда “УСТАНОВИТЬ” (SET), предназначена только для установки параметров на FCP, но не изменяя режима полёта. Например:

- “УСТАНОВИТЬ ВЫСОТУ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ” (SET GO AROUND ALTITUDE___).
- “УСТАНОВИТЬ ВЫСОТУ” (SET ALTITUDE ___).
- “УСТАНОВИТЬ КУРС” (SET HDG___).
- “УСТАНОВИТЬ QNH” (SET QNH___).

ВКЛЮЧИТЬ РЕЖИМ (ENGAGE MODE)

Команда на включение режима нажатием кнопок. Например:

- “ВКЛЮЧИТЬ LNAV” (Кнопку LNAV нажать).
- “ВКЛЮЧИТЬ РЕЖИМ CLB/DES” (Кнопку ALT нажать).
- “ВКЛЮЧИТЬ РЕЖИМ SPEED” (Кнопку SPEED нажать).

ПОДГОТОВИТЬ РЕЖИМ (ARM)

“ПОДГОТОВИТЬ” (ARM), команда на подготовку системы, путём нажатия кнопки на FCP. Например:

- ”ПОДГОТОВИТЬ ЗАХОД” (ARM APPROACH), подготовить систему захода.
- “ПОДГОТОВИТЬ ЗАХОД ПО КРМ” (ARM LOC), подготовить заход по LOC.

ВКЛЮЧИТЬ/ВЫКЛЮЧИТЬ (ON/OFF)

Команды “ВКЛЮЧИТЬ” (ON) или “ВЫКЛЮЧИТЬ” (OFF), применяются для AT (автомата тяги), AP(автопилота), FD (директорного управления) и FPV (вектора траектории полёта).
Например: “АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧИТЬ”.

ДОЛОЖИТЬ О ПОДХОДЕ К ВЫСОТЕ

НП информирует ПП о высотах, разрешённых службой движения, и о приближении к заданной высоте за 1000 футов фразой: “THOUSAND TO FL” (ТЫСЯЧА ДО ЭШЕЛОНА).
ПП подтверждает информацию стандартным ответом:“CHECKED” (ПРОВЕРЕНО).

© ЗАО «ГСС»

ДОЛОЖИТЬ РЕЖИМ ПОЛЁТА (FMA)

Все изменения FMA на PFD объявляются ПП, за исключением разделения функций экипажа в некоторых ситуациях (например, при заходе на посадку в сложных метеоусловиях).

ДОЛОЖИТЬ О ПОЛОЖЕНИИ ЗАКРЫЛКОВ И ШАССИ

Доклады о положении закрылков

Положение закрылков	команда/доклад
1	One
1+ F	One
0	Zero

Ответ должен быть дан после установки закрылков в новое положение.

Например:

	команда/доклад	примечание
ПП	“FLAPS__ “ (“Закрылки __”)	Команда ПП на выпуск закрылков.
НП	“SPEED CHECK”(“Скорость проверил”), “FLAPS__SET”(“Закрылки__ установлены”)	НП перед изменением положения закрылков, должен проверить Vпр. После установки, проверить положение закрылков на EWD.

Доклады о положении шасси

	команда/доклад	примечание
ПП	“Шасси убрать (выпустить)”	Команда ПП на уборку (выпуск) шасси
НП	**“**Шасси убраны (выпущены)”	НП докладывает после установки шасси в заданное положение и проверки индикации подтверждающей уборку (выпуск) шасси.

© ЗАО «ГСС»

ДОЛОЖИТЬ О ПАРАМЕТРАХ ПОЛЁТА

В процессе захода на посадку, при отклонении параметров полёта, НП должен объявить:

- “ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ” (SINK RATE), при V/S более 1000ft/min (5м/с).
- “СКОРОСТЬ” (SPEED), когда скорость становится менее чем V_{APP}–5 или более заданной скорости V_{APP}+10.
- ”КРЕН” (BANK), при крене более 7°.
- “ТАНГАЖ” (PITCH), когда тангаж становится менее чем 2,5° или более 10°.
- “КУРС” (CORSE), когда отклонение более 1/2 точки (VOR) или 5 градусов (ADF).
- “КУРС” или “ГЛИССАДА” (“LOC” or “GLIDE SLOPE), при отклонении по курсу или глиссаде на одну точку.
- “____ ФУТОВ НИЖЕ (ВЫШЕ)”, (____ FT LOW ”HIGH”), высота пролёта контрольных точек.

ПЕРЕДАЧА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ

Передача управления самолётом от одного пилота к другому должна выполняться следующим образом:

- “ВОЗЬМИТЕ УПРАВЛЕНИЕ”, (YOU HAVE CONTROL), ПП объявляет о передаче управления НП и продолжает пилотировать самолёт до получения ответного доклада.
- “УПРАВЛЕНИЕ ВЗЯЛ”, (I HAVE CONTROL), НП подтверждает передачу управления.

Если Командир ВС, по каким либо причинам, берёт управление на себя, то передача управления осуществляется в обратном порядке.

© ЗАО «ГСС»

КРАТКИЙ ПЕРЕЧЕНЬ КОМАНД ПО ЭТАПАМ

Руление		
Событие	**ПП**	**НП**
получено разрешение на руление	“clear left (right) side” слева (справа) свободно	“clear right (left)” справа (слева) свободно)
проверка тормозов на выруливании	brake check (проверяю тормоза)	check
проверка управления самолётом (может выполняться до выруливания)	flight control check (проверяем управление)	
1. руль высоты	full up, full down, neutral (полностью вверх, полностью вниз, нейтрально)	checked (проверено)
2. элероны	full left, full right, neutral (полнностью влево, полностью вправо, нейтрально)	checked (проверено)
3. руль направления	full left, full right, neutral (полностью в лево/право,нейтрально)	checked (проверено)
в процессе руления, или на исполнительном старте.	before takeoff check list (контрольную карту перед взлётом)	before takeoff check list complete (контрольная карта перед взлётом выполнена)

© ЗАО «ГСС»

Взлёт		
Событие	**ПП**	**НП**
установлено заданное значение тяги	take off (взлетаем)	
когда установлена тяга FLX/TOGA	“announce FMA” Объявляет “FMA”	Доложить индикацию режимов на FMA
до скорости 80 kt	“checked” (проверил)	“power set” (тяга установлена)
на скорости 100 kt	“checked” (проверил)	“one hundred knots” (100kt)
на V1	Взлетаем	V1
на VR		“rotate” (подъём)
в наборе высоты после отрыва (полож. нарастание v/s, baro и rad alt).	“gear up” (шасси убрать)	“positive climb” (в наборе) “gear up” (шасси убираю)
если АР включает ПП	“AP ON”	“checked” (проверил)
на скорости уборки закрылков и предкрылков	“flaps____” (закрылки_)	“speed checked”(скорость проверена) “flaps__set” (закрылки__установлены)
Карта после взлёта	“after takeoff c/l” (контрольная карта после взлёта)	“after takeoff c/l completed)” (контрольная карта после взлёта выполнена)

© ЗАО «ГСС»

Заход на посадку		
событие	**ПП**	**НП**
Разрешено снижение ниже эшелона перехода	APROACH C/L (контрольная карта на ЗАХОДЕ)	APPROACH C/L COMPLETED (контрольная карта на ЗАХОДЕ выполнена)
Начало индикации RA (2500 ft)	CROSS CHECKED (проверил)	RADIO ALTITUDE ALIVE (радиовысотомер подключился)
На скорости GD или < Vfe	FLAPS ONE (закрылки 1)	Speed checked, flaps one (скорость проверил, закрылки 2)
"GS*", "FINAL APP", or "FAF"	SET GA ALTITUDE (установить высоту ухода на 2й круг)	GA ALTITUDE SET (высоту ухода на 2й круг установил)
2000 ft AGL min (ILS); или на скорости S	FLAPS TWO (закрылки 2)	SPEED CHECKED FLAPSTWO (скорость проверил, закрылки 2)
Закрылки выпущены в положение 2	GEAR DOWN (шасси выпустить)	GEAR DOWN (шасси выпускаю)
Шасси выпущены	FLAPS THREE (закрылки 3)	SPEED CHECKED FLAPS THREE (скорость проверил, закрылки 3)
Закрылки выпущены в положение 3	FLAPS FULL (закрылки полностью)	SPEED CHECKED FLAPS FULL (скорость проверил, закрылки полностью)

© ЗАО «ГСС»

Конечный этап захода и посадка		
событие	**ПП**	**НП**
FAF	CHECKED (проверил)	PASSING FAF, ____ FT, (проходим точку FAF, высота ____ ft)
Закрылки в посадочном положении	LANDING C/L (контрольная карта на ПОСАДКЕ)	LANDING C/L COMPLETE (контрольная карта на ПОСАДКЕ выполнена)
1000 ft AGL (auto callout)	CHECKED (проверил)	ONE THOUSAND (1000 ft)
FMA "APP1(2,3) BLUE/GREEN" (ILS approach)	APP1(2,3) BLUE/GREEN	CHECKED (проверил)
FMA “FLARE”, “RETARD”, BLUE/GREEN (ILS approach)	“FLARE”, “RETARD”, BLUE/GREEN	CHECKED (проверил)
100 ft выше MDA/DH	CHECKED (проверил)	APPROACH MINIMUM/APPROACH DH Подходим к минимуму/подходим DH
MDA/DH виз. контакт устан.	LANDING (садимся)	MINIMUM (минимум)/DH
MDA/DH виз. контакт не установлен	GO AROUND-FLAPS 2 (уходим на 2й круг, закрылки 2)	MINIMUM (минимум)
После посадки, SPLRS не выпущены, REV не вкл.	CHECKED (проверил)	NO SPOILERS, NO REVERSE
Автомат тормозов не работает	CHECKED (проверил)	NO DECEL (автомат тормозов не работает)
На скорости 80 kt	CHECKED (проверил)	EIGHTY KNOTS (80 узлов)

© ЗАО «ГСС»

04.97 СТАНДАРТНАЯ ФРАЗЕОЛОГИЯ С ТЕХНИЧЕСКИМ ПЕРСОНАЛОМ

Подключение наземного источника электропитания		
Событие	**PF**	**Земля**
Вызов назем. персон. на связь	ground from cockpit (кабина – земле)	go ahead (передавайте)
подключение наземного электропитания	connect external power (подключите наземный источник питания)	external power connected (наземный источник подключён)
при запуске двигателей от установки воздушного запуска (УВЗ)	connect ground air (подключите УВЗ)	ground air available (УВЗ подключено, давление подаётся)
Отсоединение наземного питания		
при использовании самолётного источника электропитания	remove ground power (отсоедините наземный источник питания)	ground power removed (наземный источник питания отсоединён)
отключение установки воздушного запуска (УВЗ)	remove ground air (отсоедините УВЗ)	ground air removed (УВЗ отсоединено)
Буксировка/запуск двигателя		
вызов назем. персон. на связь	ground from cockpit (кабина – земле)	go ahead (передавайте)
перед буксировкой	remove ground equipment, request to pressurize HS. (подтв. уборку назем. оборуд., прошу подключение г/с).	all equipment removed, you clear for pressurizing (всё оборудование убрано, подключение разрешаю).

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.00 СОДЕРЖАНИЕ

05.25 ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА 1

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА 1
ВХОД В КАБИНУ ЭКИПАЖА ИЗ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ 2

05.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА 1

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ. 1

05.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА 1

ЗАПУСК ВСУ В ПОЛЁТЕ 1

05.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА 1

ЗАПУСК ОТ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ (НА ЗЕМЛЕ) 1
ЗАПУСК ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ АЭРОДРОМНОЙ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНОГО ЗАПУСКА 2
РУЧНОЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ 3
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ 6

05.90 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА 1

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ
В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.25 ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

Эта процедура должна быть выполнена, в случае если Авиационная администрация требует, чтобы дверь кабины экипажа, на время выполнения полета, была закрыта и заперта.

ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ ИЛИ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ

– ДВЕРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА .....ЗАКРЫТЬ

Дверь автоматически запирается, если переключатель замка двери кабины экипажа CKPT DOOR находится в положении AUTO LKD

ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

■ Обычный запрос на доступ в кабину экипажа:

Запрос на вход в кабину экипажа поступил по внутрисамолетной связи.

Перед тем как открыть дверь кабины экипажа, НП должен визуально установить личность запросившего вход в кабину экипажа.

- **если экипаж не разрешил вход в кабину:**

– CKPT DOOR.....BLKD

*Возможность аварийного доступа в кабину экипажа приостанавливается на период 10 минут и на дисплее EWD появляется сообщение **COCKPIT DOOR BLOCKED.***

- **если экипаж разрешил вход в кабину:**

– CKPT DOOR..... ....UNLK

Замок двери остается отпертым в течение 10 секунд.

Примечание Если экипаж не предпринимает никаких действий на обычный запрос на доступ в кабину экипажа, бортпроводники имеют возможность открыть дверь кабины экипажа выполнив процедуру аварийного доступа в кабину экипажа.

© ЗАО «ГСС»

ВХОД В КАБИНУ ЭКИПАЖА ИЗ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ

– СВЯЗЬ С ЛЕТНЫМ ЭКИПАЖЕМ……УСТАНОВИТЬ

Старший бортпроводник, используя внутрисамолетную связь, устанавливает связь с летным экипажем и запрашивает разрешение на вход в кабину экипажа.

- **если экипаж не разрешил вход в кабину:**
  - Экипаж блокирует дверь кабины экипажа, установив переключатель замка кабины экипажа в положение BLKD
  - На кнопке-табло аварийного доступа в кабину экипажа светится надпись BLKD красного цвета, сигнализируя о том, что дверь кабины экипажа заблокирована
  - Возможность аварийного доступа в кабину экипажа приостанавливаются на период 10 минут.
- **если экипаж разрешил вход в кабину:**
  - Экипаж отпирает дверь кабины экипажа, установив переключатель замка кабины экипажа в положение UNLK
  - На кнопке-табло аварийного доступа в кабину экипажа светится надпись UNLK зеленого цвета, сигнализируя о том, что дверь кабины экипажа отперта и будет в этом состоянии в течение 10 секунд.

  – РУЧКУ ДВЕРИ В ПОЛОЖЕНИЕ ВПРАВО……ПЕРЕВЕСТИ
  – ДВЕРЬ……ОТКРЫТЬ
- **если экипаж не ответил на запрос на вход в кабину экипажа:**

  – СВЯЗЬ С ЛЕТНЫМ ЭКИПАЖЕМ ПОВТОРНО УСТАНОВИТЬ

  Старший бортпроводник, используя внутрисамолетную связь, повторно устанавливает связь с летным экипажем и вновь запрашивает разрешение на вход в кабину экипажа.
- **если экипаж не отвечает на второй запрос на вход в кабину экипажа:**

  – КНОПКУ-ТАБЛО АВАРИЙНОГО ДОСТУПА……НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ

  В кабине экипажа звучит специфическая звуковая сигнализация
  Через 30 секунд на кнопке-табло аварийного доступа в кабину экипажа светится надпись UNLK зеленого цвета, сигнализируя о том, что старший бортпроводник может открыть дверь кабины экипажа.

  – РУЧКУ ДВЕРИ В ПОЛОЖЕНИЕ ВПРАВО……ПЕРЕВЕСТИ
  – ДВЕРЬ……ОТКРЫТЬ

  Замок двери экипажа будет отперт в течение 10 секунд.
  Специфическая звуковая сигнализация в кабине экипажа блокируется, указывая на то, что дверь кабины экипажа отперта

© ЗАО «ГСС»

05.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ.

Обледенение возможно при температуре воздуха +5°C и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или измороси. Лед может также образовываться, когда самолет подвергается воздействию влаги в течение полета на больших высотах, когда самолет был заправлен холодным топливом или стоял при низкой температуре. В этом случае летный экипаж должен использовать процедуры, размещенные в данном разделе в дополнение к стандартным процедурам.

ВНЕШНИЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

- **ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ……..……ВЫПОЛНЕНА**

  Выполнена предварительная подготовка кабины в объеме стандартных эксплуатационных процедур. APU работает и отбор воздуха для СКВ включен

- **ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЕТА …….....ПРОВЕРИТЬ**

  Крыло, киль, стабилизатор, поверхности управления, закрылки и предкрылки свободны от инея, льда и снега.

Примечание: На нижней поверхности крыла допускается слой инея до 3-х мм.

- **СЛЕДУЮЩЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ……..……ПРОВЕРИТЬ ОТСУТСТВИЕ ИНЕЯ, ЛЬДА И СНЕГА**
  - Шасси и створки шасси.
  - Воздухозаборник двигателя, вентилятор, створки реверса.
  - Дренажи топливной и гидравлической систем.
  - Датчики полного и статического давления, угла атаки, температуры..
  - Обтекатели антенн.
  - Лючки заправки водой и канализации.

© ЗАО «ГСС»

ПРОЦЕДУРА НАЗЕМНОЙ ПРОТИВООБДЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ

Решение о противообледенительной обработке самолета принимает КВС. Летный экипаж должен убедиться, что наземный персонал использует жидкость, рекомендованную для противообледенительной обработки самолета. До начала обработки самолета летный экипаж должен установить радиосвязь с наземным персоналом.

Противообледенительная обработка может выполняться с выключенными двигателями и APU или с запущенными APU и/или двигателями. Летному экипажу запрещается запускать APU или двигатели во время обработки самолета.

ВНИМАНИЕ:

- исключить попадание жидкости в двигатели и APU

- запрещено перемещять закрылки, предкрылки, тормозные щитки, интерцепторы, элероны, руль высоты и стабилизатор, если они обледенели

-выполнять противообледенительную обработку самолета симметрично

ПЕРЕД ОБРАБОТКОЙ:

- **КНОПКА-ТАБЛО CAB PRESSURE MODE……..……ПРОВЕРИТЬ**

  Убедиться, что на кнопке-табло надписи FAULT и MAN не светятся.
- **AIR L+R……OFF**
- **APU BLEED……..……..OFF**
- **КНОПКА-ТАБЛО DITCHING…….....……ON**

  Выпускной клапан OFV и наземный клапан GV закрыты, а вентиляция авионики осуществляется в режиме рециркуляции воздуха.

  Примечание: Необходимо уделять повышенное внимание индикации системы вентиляции авионики.
- **РУД…….……ПРОВЕРИТЬ IDLE**
- **ПОДАТЬ КОМАНДУ……..ГОТОВ К ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКЕ**

  Летный экипаж информирует наземный персонал о готовности к противообледенительной обработке.

© ЗАО «ГСС»

ПОСЛЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ САМОЛЕТА:

- **КНОПКА-ТАБЛО DITCHING……..……..……..……..OFF**
- **ЗАСЛОНКА ВЫПУСКНОГО КЛАПАНА……..……..ПРОВЕРИТЬ ОТКР.**

  Убедиться на мнемокадре AIR, что заслонка выпускного клапана OFV в открытом положении
- **AIR L+R……..ON**

Через 60 секунд после запуска APU или окончания противообледенительной обработки

- **APU BLEED……..……..……..ON**
- **ДАТЧИКИ СТАТИЧЕСКОГО И ДИНАМИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ…..ПРОВЕРИТЬ**

  Наземный персонал докладывает о чистоте датчиков статического и динамического давления.
- **НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ……..УБРАНО**

  Наземный персонал докладывает об отсутствии препятствий для дальнейших нормальных процедур летного состава.
- **ДОКЛАД ОТ НАЗЕМНОГО ПЕРСОНАЛА……..……ПОЛУЧИТЬ**

  Информация от наземного персонала содержит:
  - Тип противообледенительной жидкости.
  - Процентное соотношение жидкости и воды.
  - Начало времени действия противообледенительной жидкости (HOLDOVER TIME).
- **НОРМАЛЬНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ……ВЕРНУТЬСЯ К ВЫПОЛНЕНИЮ**

  Продолжить выполнение стандартных эксплуатационных процедур. Уделить особое внимание на соответствие отклонения рулевых поверхностей. При наличии замерзающих осадков оценить обледенение самолета. Основанием для решения взлетать при такой погоде или выполнить повторно противообледенительную обработку самолета является количество льда на поверхности самолета после противообледенительной обработки, выявленное наземным персоналом при осмотре самолета. Проводят осмотр перед окончанием HOLDOVER TIME или перед взлетом.

Примечание: Если после противообледенительной обработки при включении кнопки APU BLEED ON появился запах или дым в пассажирской кабине или кабине экипажа, кнопку APU BLEED установить в положение OFF до завершения взлета

© ЗАО «ГСС»

ЗАЩИТА САМОЛЕТА ОТ ПОПАДАНИЯ ВЛАГИ НА ЗЕМЛЕ.

После отключения всех систем и перед отключением переменного тока:

- **КНОПКА-ТАБЛО DITCHING.....ON**

  Выпускной клапан OFV и наземный клапан GV закроются

- **PARK/ALTN BRAKE.....ОТКЛЮЧИТЬ**

  Проверить установку упорных колодок под колеса и отключить стояночный тормоз для исключения примерзания тормозов

После выключения аккумуляторов:

- **КНОПКА-ТАБЛО DITCHING.....В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ**

Нажать на кнопку-табло DITCHING и закрыть защитную рамку

- **ЗАГЛУШКИ.....УСТАНОВИТЬ**

  Установка заглушек предотвращает попадание снега и образование льда в самолете и двигателях.

Слив воды и отходов при стоянке самолета в зависимости от температуры наружного воздуха

Кондиционирование	t°C в кабине	t°C наружного воздуха	Время стоянки	Слив
ON	Более 10 °C	0 °C÷-15°C	не ограничено	не требуется
		ниже-15°C	Более 1ч. 15 мин	требуется
OFF		0°C÷-7°C	Более 1ч. 30 мин.	
		-7°C÷-15°C	Более 30 мин	
		ниже -15°C	Не зависит	

© ЗАО «ГСС»

05.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ЗАПУСК ВСУ В ПОЛЁТЕ

■ **<u>на высоте менее 37000 футов(11300м)</u>**

– BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ

Включить аккумуляторные батареи, если они были отключены из-за перегрева

– APU BLEED…….....НАДПИСИ ON, FAULT НЕ ГОРЯТ

Клапан отбора воздуха от APU закрыт.

– МНЕМОКАДР FUEL НА MFD ……..….ВЫЗВАТЬ

– MASTER SW……..……..……..……..……ON

– ПЕРЕКРЫВНОЙ КРАН APU НА МНЕМОКАДРЕ FUEL ……...ПРОВЕРИТЬ ОТКРЫТИЕ

– МНЕМОКАДР ENG/APU НА MFD ……..…….ВЫЗВАТЬ

– START/STOP……...……..……..……...ON

При нажатии кнопки-табло START/STOP:
-на нижнем поле кнопки-табло загорится ON голубого цвета,
-на мнемокадре APU индицируется START зелёного цвета,
-при достижении N= 60% START на мнемокадре APU исчезает,
-на мнемокадре APU загорается надпись OPEN - створка APU открылась
-через 2 сек после достижения N= 99% на кнопке-табло START/STOP и на мнемокадре APU загорится AVAIL зелёного цвета.

<u>Примечание:</u> Во время запуска APU возможно изменение показаний резервного магнитного компаса. Показания компаса восстанавливаются после завершения запуска.

<u>ВНИМАНИЕ</u>

***В случае перехода стрелки индикатора температуры EGT в красную зону и ее перекрашивания в красный цвет неоходимо прервать запуск, нажав кнопку-табло** START/STOP.*

– APU GEN…..……..…….....ПРОВЕРИТЬ ON

После выхода APU на рабочие обороты надпись FAULT гаснет, светится надпись ON

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ЗАПУСК ОТ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ (НА ЗЕМЛЕ)

ПЕРЕД ЗАПУСКОМ

– РУД (работающего и запускаемого двигателей)……IDLE
– APU BLEED ……..……..ОТКЛ

Надписи FAULT и ON – не светятся

– AIR (работающего двигателя) …..……..……AUTO

Надпись OFF- не светится,

– AIR (запускаемого двигателя) ……..…… AUTO

Надпись OFF-светится,

– Мнемокадр AIR……ВЫЗВАТЬ

Убедиться:

- *клапан отбора воздуха от APU закрыт, индикация «BLEED» отсутствует*
- *клапаны «WAIV» левой и правой СКВ закрыты*
- *ПОС воздухозаборника запускаемого двигателя выключена*

– РУД (работающего двигателя)……..УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ ДО N1=40%

Проконтролировать стабилизацию режима работающего двигателя по установившимся значениям N1, N2, EGT.

– Процедуру «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ»……..……ВЫПОЛНИТЬ

ПОСЛЕ ЗАПУСКА

– РУД (работающего двигателя)……..……IDLE
– ПОС……КАК ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

ЗАПУСК ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ АЭРОДРОМНОЙ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНОГО ЗАПУСКА

ПЕРЕД ПОДКЛЮЧЕНИЕМ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНОГО ЗАПУСКА

– APU BLEED……..……..ОТКЛ

Надписи FAULT и ON - не светятся

– AIR L + R……..…..…..……..OFF

Надпись OFF-светится

ПЕРЕД ЗАПУСКОМ

– Мнемокадр AIR……....ВЫЗВАТЬ

Убедиться:

- *клапан отбора воздуха от APU закрыт*
- *- рекомендуемое давление воздуха для запуска не менее 36 psi.*
- *клапаны «WAIV» ПОС левого и правого крыла*
- *ПОС воздухозаборника запускаемого двигателя выключена*

Получить подтверждение с земли, что зона запуска запускаемого двигателя свободна, струя выходящих газов не создаст опасности для людей и оборудования, находящихся сзади самолёта.

– Процедуру «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ» (правого)...ВЫПОЛНИТЬ

ПОСЛЕ ЗАПУСКА

- *Дать команду на отсоединение аэродромной установки воздушного запуска*
- *по мнемокадру AIR убедиться, что давление воздуха отсутствует*

– AIR L + R ……..……..……AUTO

Отбор воздуха от двигателя открыт, OFF- не с

– Процедуру «ЗАПУСК ОТ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ»...ВЫПОЛНИТЬ

– ПОС……..…..……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

РУЧНОЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

Ручной запуск рекомендуется при низкой температуре наружного воздуха, если при автоматическом запуске нет воспламенения

- **При запуске от APU :**
  - APU BLEED ……..……..……ON

    Надпись ON на кнопке APU BLEED -светится, клапан отбора воздуха от APU открыт.
  - Мнемокадр AIR НА MFD…….……...ВЫЗВАТЬ
  - PUMP AUX(запускаемого двигателя)…….ПРОВЕРИТЬ/ON
  - КНОПКА MAN (запускаемого двигателя)…….....ON
  - КНОПКА MAN (противоположного двигателя).....AUTO

    Надпись ON на кнопке MAN не светится
  - ОБЪЯВИТЬ... ”ЗАПУСКАЮ ПРАВЫЙ (ЛЕВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ”
  - Переключатель ENG START…….……...IGN/ON
  - ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЯ N2……..КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **По достижению N2=24% или при максимальных оборотах прокрутки, но не менее, чем на N2= 18%:**
  - Выключатель ENG MASTER(запускаемого двигателя)..ON

© ЗАО «ГСС»

Контроль параметров двигателя на запуске

Дисплей EWD	Дисплей MFD: Мнемокадр AIR
	• **после установки переключателя ENG START в положение IGN/ON** – проверить открытие клапана воздушного турбостартёра и рекомендуемое давление воздуха не менее 36 psi
– N2 увеличиваются • **после установки переключателя ENG MASTER в положение ON** – FF появляется – EGT увеличивается – N1 увеличиваются	
• **на оборотах N2=51%**	– проверить закрытие клапана воздушного турбостартёра

ВНИМАНИЕ:

Запуск двигателя прекратить, если:

–Клапан воздушного стартёра не закрылся на оборотах N2=51%:

–Двигатель не вышел на режим малого газа в течение 5мин.

–Нет увеличения N2 до появления FF или если N2 уменьшаются.

–Во время запуска двигателя происходит отказ MFD и EWD, приводящий к невозможности контроля основных и вторичных параметров двигателя

При достижении двигателем режима малый газ индикация режима IDLE на EWD меняет цвет с синего на зелёный

– КНОПКА MAN (ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ)..... AUTO

Надпись ON на кнопке MAN не светится

– МНЕМОКАДР ENG/APU НА MFD……ВЫЗВАТЬ

Убедиться, что давление и температура масла в пределах рекомендуемых значений

© ЗАО «ГСС»

ВНИМАНИЕ:

Во время запуска при температуре ниже -30˚С на короткое время допускается утечка топлива. Если утечка топлива не прекратилась после запуска - выключить двигатель.
В случае появления дыма, если через 1 минуту после запуска дымление не прекращается - выключить двигатель
Если после выключения двигателя температура EGT не уменьшается или появляется пламя в сопле двигателя – выполнить холодную прокрутку.
Если повторный запуск не планируется - выключить топливные насосы выключенного двигателя.

ОСНОВНЫЕ И ВТОРИЧНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ МАЛЫЙ ГАЗ

.....ПРОВЕРИТЬ

N2.....не менее 62,5 %

EGT.....В белой зоне шкалы

ВНИМАНИЕ:

Если в процессе запуска двигателя самолёт начал движение из-за отказа стояночного торможения - немедленно отключить PARK/ALTN BRAKE и применить торможение от педалей.

© ЗАО «ГСС»

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Условия обледенения существуют, если срабатывают датчики обледенения, или если температура OAT ≤ 5°C при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси.

ПОС двигателя должна быть включена в ручном или автоматическом режиме, если присутствуют или прогнозируются условия обледенения .

■ на земле

После запуска левого (правого) двигателя на пульте ANTI - ICE:

– L (R) ENG. ANTI – ICE.....ON

– УРОВЕНЬ ВИБРАЦИИ……...….КОНТРОЛИРОВАТЬ

Каждые 30 минут, независимо от значения уровня вибрации, поочерёдно, на 20 сек плавно увеличить режим работы до N1=70% с последующим уменьшением до требуемого режима.

Примечание: Для предотвращения потери управляемости самолета на земле при низком коэффициенте сцепления или при попадании на УЧАСТКИ, покрытые льдом или снегом, увеличивать режим работы одного двигателя до N1=70% при условии работы второго двигателя на режиме idle не рекомендуется.

- **если уровень вибрации на одном из двигателей больше 0,4:**

– ПЛАВНО УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ НА 20 СЕК ДО N1=70% С ПОСЛЕДУЮЩИМ УМЕНЬШЕНИЕМ ДО ТРЕБУЕМОГО РЕЖИМА.

Это обеспечивает сброс льда с элементов конструкции двигателя. Во время этой процедуры возможно кратковременное увеличение вибрации, которая должна снизиться до значения менее 0,4.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ЕСЛИ УРОВЕНЬ ВИБРАЦИИ НЕ СНИЖАЕТСЯ ДО ЗНАЧЕНИЯ 0,4- ВЫПОЛНИТЬ ПРОЦЕДУРУ «ENG L (R) HI VIB» ПРИ ОТСУТСТВИИ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

© ЗАО «ГСС»

■ в полёте

– (L+R) ENG ANTI – ICE *(НА ПАНЕЛИ ANTI – ICE)*…..ПРОВЕРИТЬ/AUTO
– ВКЛЮЧЕНИЕ (L+R) ENG ANTI – ICE
(ПО МНЕМОКАДРУ AIR)…….ПРОВЕРИТЬ
– (L+R) ENG ANTI – ICE *(ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*.....ON
– УРОВЕНЬ ВИБРАЦИИ……..…..….КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **если уровень вибрации на одном из двигателей больше 0,4:**

– РЕЖИМ РАБОТЫ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ ……УВЕЛИЧИТЬ ПЕРЕВОДОМ РУД НА УПОР TO/GA
– ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ
(ПОСЛЕ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ МЕНЕЕ 0,4)……..УСТАНОВИТЬ

Это обеспечивает сброс образований льда с элементов конструкции двигателя. Во время этой процедуры возможно увеличения вибрации, которая должна снизиться до нормального значения. Через несколько секунд установить требуемый режим работы двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ЕСЛИ УРОВЕНЬ ВИБРАЦИИ НЕ СНИЖАЕТСЯ ДО ЗНАЧЕНИЯ НИЖЕ 0,4 -ВЫПОЛНИТЬ ПРОЦЕДУРУ «ENG L (R) HI VIB».

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.90 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР

Если температура гидрожидкости (-20°C) и менее:

– ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ELEC1,3,2A……ON
– ПЕРЕКЛАДКИ РУЛЯМИ УПРАВЛЕНИЯ…….НЕ ВЫПОЛНЯТЬ

После достижения температуры гидрожидкости в гидробаках ГС1,2,3 выше минус 20°C:

– ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ELEC1,3,2A……AUTO

Выполнить проверку системы управления.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

06.00 СОДЕРЖАНИЕ

06.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
ОПРЕДЕЛЕНИЯ 1
06.20 ЗАГРУЗКА ГРУЗА И БАГАЖА 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
ОПИСАНИЕ БАГАЖНО - ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ 1
ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ГРУЗА И/ИЛИ БАГАЖА 1
ВМЕСТИМОСТЬ БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ 1
УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОВОЙ ДВЕРЬЮ 3
06.30 ТОПЛИВО 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ 4
СЛИВ ТОПЛИВА 9
ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ 10
ЭКСПЛУАТАЦИЯ APU ПРИ ЗАПРАВКЕ ИЛИ СЛИВЕ ТОПЛИВА 10
06.40 ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ ДЛЯ РУЧНОГО ЗАПОЛНЕНИЯ 2

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

06.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ

МАССА ПУСТОГО САМОЛЕТА (MEW)

Масса конструкции, силовой установки, бытового оборудования, систем и другого оборудования, являющихся неотъемлемой частью самолета, включая жидкости и газы в замкнутых системах.

ТИПОВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ

К типовому снаряжению относятся:

- невырабатываемое топливо
- масло для маршевых двигателей и ВСУ
- съемное аварийно-спасательное оборудование (огнетушители, переносное аварийное кислородное оборудование, топоры, аптечки, канаты и прочее)
- конструкция буфетов со встроенным оборудованием
- кресла пассажиров

ОПЕРАТИВНОЕ СНАРЯЖЕНИЕ

К оперативному снаряжению относятся:

- экипаж и багаж экипажа
- техническая документация
- питание для пассажиров и экипажа, включая съемное оборудование буфетов (тележки и контейнеры)
- расходуемые жидкости, не входящие в состав коммерческой нагрузки, в т.ч. питьевая вода
- средства обслуживания пассажиров (литература, подушки, пледы, наушники, портативные видеоплейеры, средства демонстрации АСО и прочее)
- спасательные жилеты, плотики
- надувные аварийные трапы
- шторы в пассажирском салоне

МАССА СНАРЯЖЕННОГО САМОЛЕТА (OEW)

Масса пустого самолета плюс масса типового и оперативного снаряжения.

© ЗАО «ГСС»

МАКСИМАЛЬНАЯ РУЛЕЖНАЯ МАССА (У ПЕРОНА) (MTW)

Максимальная масса самолета для маневров при движении по земле, ограниченная прочностью самолета и нормами летной годности (включает в себя массу топлива, необходимого для запуска двигателя и руления до момента начала разбега).

МАКСИМАЛЬНАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА (МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПРИ ОТПУСКАНИИ ТОРМОЗОВ) (MTOW)

Максимальная масса самолета для взлета, ограниченная прочностью самолета и нормами летной годности (это максимальная масса в момент начала разбега перед взлетом).

МАКСИМАЛЬНАЯ ПОСАДОЧНАЯ МАССА (MLW)

Максимальная масса самолета для посадки, ограниченная прочностью самолета и нормами летной годности.

МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА САМОЛЕТА БЕЗ ТОПЛИВА (MZFW)

Максимально допустимая масса перед заливкой в баки расходуемого топлива, ограниченная прочностью самолета и нормами летной годности.

МАКСИМАЛЬНАЯ ПОЛЕТНАЯ МАССА

Максимальная масса для полета, ограниченная прочностью самолета и нормами летной годности (закрылки убраны, если другое не оговорено).

МИНИМАЛЬНАЯ ПОЛЕТНАЯ МАССА

Минимальная масса для полета, ограниченная прочностью самолета и нормами летной годности.

МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ (P/L)

Взлетная масса минус масса снаряженного самолета.

МАССА САМОЛЕТА БЕЗ ТОПЛИВА (ZFW)

Масса снаряженного самолета плюс масса коммерческой нагрузки (эта масса не должна превышать максимальную массу самолета без топлива).

МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ

Максимальная масса самолета без топлива минус масса снаряженного самолета

МАССА КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ

Общая масса перевозимых самолетом пассажиров, грузов, багажа и почты (далее: багаж – груз).

© ЗАО «ГСС»

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА (OTOW)

Максимально разрешенная взлетная масса для конкретного полета.

Она определяется условиями аэродрома вылета, с его установленными эксплуатационными ограничениями, и не должна превышать сертифицированную максимальную взлетную массу самолета.

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ПОСАДОЧНАЯ МАССА (OLW)

Максимально разрешенная посадочная масса для конкретного полета.

Она определяется условиями аэродрома посадки, с его установленными эксплуатационными ограничениями, и не должна превышать сертифицированную максимальную посадочную массу самолета.

ВЫРАБАТЫВАЕМОЕ ТОПЛИВО

Топливо доступное для двигателя (все топливо, которое может быть выработано двигателем).

НЕВЫРАБАТЫВАЕМОЕ ТОПЛИВО

Топливо, оставшееся в топливных баках и в топливной системе после проведения испытаний на выработку топлива, в соответствии с текущими требованиями Авиационных властей.

НЕСЛИВАЕМОЕ ТОПЛИВО

Топливо, остающееся в самолете после слива топлива из самолета с помощью обычных средств и при использовании предписанных процедур для слива топлива (со сливом через дренажные клапаны).

НЕОТКАЧИВАЕМОЕ ТОПЛИВО

Топливо, остающееся в топливных баках и в топливной системе после проведения стандартной процедуры слива топлива в топливозаправщик (без слива через дренажные клапаны).

© ЗАО «ГСС»

ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ

Рекомендуемые средние значения масс согласно консультативному циркуляру 120-27E FAA от 6 ноября 2005 г.:

		Средняя масса			
		кг/чел		lb/member	
Экипаж без багажа	Пилот	86,2		190	
	Бортпроводник	81,6-72,6		180-160	
Багаж членов экипажа	Роллер-багаж	13,6		30	
	Пилота	9,1		20	
	Бортпроводника	4,5		10	
Экипаж с багажом в среднем	Пилот	108,9		240	
	Бортпроводник	95,2		210	
Пассажиры	Пассажир	78,9	86,2	174	190
	Ручная кладь	7,3		16	

© ЗАО «ГСС»

ОСНОВНАЯ МАССА САМОЛЕТА (BEW)

Масса, от которой производится расчет массы самолета перед вылетом с помощью загрузочной ведомости. Состав основной массы определяется эксплуатирующей организацией.

В состав основной массы, как правило, помимо массы пустого самолета входит все снаряжение, за исключением:

- питания для пассажиров и экипажа, съемного оборудования буфетов (тележки и контейнеры)
- питьевой воды
- средств обслуживания пассажиров
- экипажа и багажа экипажа

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

06.20 ЗАГРУЗКА ГРУЗА И БАГАЖА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На нижней палубе самолета в зоне с контролируемым давлением расположены два багажно-грузовых отсека:

- Передний багажно - грузовой отсек
- Задний багажно - грузовой отсек

Доступ в багажно - грузовой отсек выполняется через грузовую дверь, открывающуюся вручную снаружи.

ОПИСАНИЕ БАГАЖНО - ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ

Багажно – грузовые отсеки разделены на более мелкие секции и относятся к категории С по классификации, установленной Авиационными правилами.

Потолочные светильники обеспечивают освещение отсеков и зону погрузки каждого багажно – грузового отсека.

Захват, используемый для закрытия грузовой двери, хранится в кожухе, установленном на панели пола в зоне возле левой/правой нижней части дверного проёма переднего/заднего багажно – грузового отсека.

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ГРУЗА И/ИЛИ БАГАЖА

Разделительные сети, установленные в отсеках, предотвращают перемещение груза и/или багажа во время полета и обеспечивают заданные условия центровки

Защитная сеть, установленная перед проемом грузовой двери, предохраняет грузовую дверь от повреждения грузом и/или багажом в полете и предотвращает падение груза и/или багажа при открывании грузовой двери.

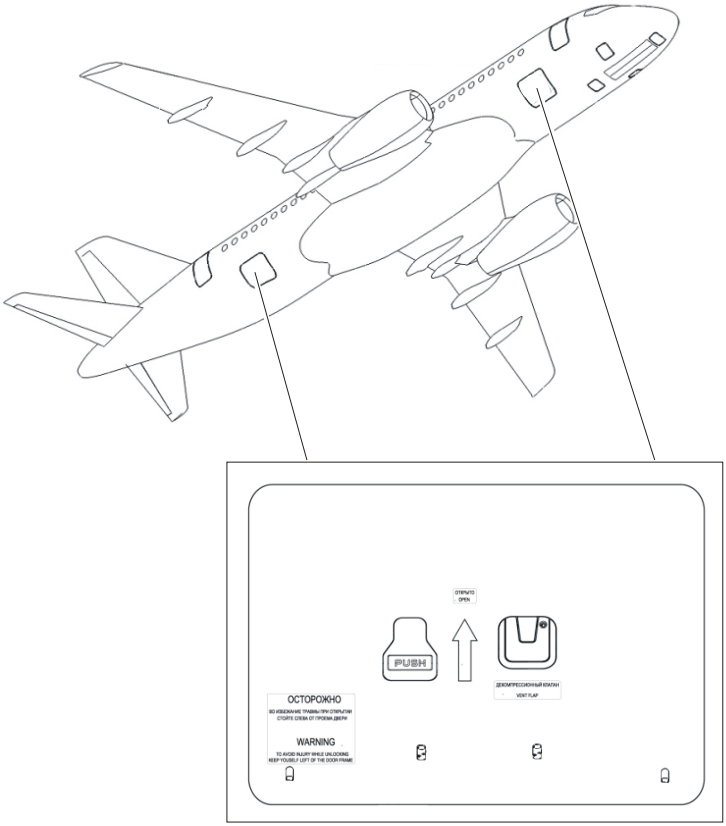
ВМЕСТИМОСТЬ БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ

Весовая емкость багажно-грузовых отсеков не должна превышать следующих значений:

- Передний багажно – грузовой отсек……1945 кг
  - Секция №1……..590 кг
  - Секция №2……..580 кг
  - Секция №3……..775 кг
- Задний багажно – грузовой отсек……..2255 кг
  - Секция №4……..580 кг
  - Секция №5……..775 кг
  - Секция №6……..440 кг
  - Секция №7……..460 кг
- Предельная нагрузка на настил пола багажно – грузового отсека……..732 кг/м² (включая наклонные поверхности)

© ЗАО «ГСС»

РАСПОЛОЖЕНИЕ ГРУЗОВЫХ ДВЕРЕЙ



Передняя и задняя грузовые двери

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОВОЙ ДВЕРЬЮ

Порядок открытия и закрытия грузовой двери указан на обшивке фюзеляжа рядом с дверью.

Внимание:

Во избежание травмы при открытии и закрытии грузовой двери, стойте слева от проема двери.

■ Открытие грузовой двери

– **ДЕКОМПРЕССИОННЫЙ КЛАПАН……РАЗБЛОКИРОВАТЬ**

Вставить ключ в замочную скважину, расположенную на фиксирующей кнопке декомпрессионного клапана, повернуть ключ по часовой стрелке на 90˚,изъять ключ из замочной скважины.

– **КНОПКУ ДЕКОМПРЕССИОННОГО КЛАПАНА…….....НАЖАТЬ**

– **ДЕКОМПРЕССИОННЫЙ КЛАПАН…….....ОТКРЫТЬ**

Удерживая нажатой кнопку декомпрессионного клапана, открыть декомпрессионный клапан до упора.

– **ЩИТОК С НАДПИСЬЮ PUSH……...НАЖАТЬ**

– **РУЧКУ ДВЕРИ ……...ПОДНЯТЬ ВВЕРХ ДО УПОРА**

– **ДВЕРЬ ……ПОТЯНУТЬ НА СЕБЯ ЗА РУЧКУ**

– **ДВЕРЬ ……ПОДНЯТЬ ВВЕРХ ДО УПОРА**

Поднять дверь вверх до упора для установки на фиксатор открытого положения. В начале открытия двери газовые пружины притормаживают открытие двери, а после перехода мёртвой точки обеспечивают полное открытие двери и установку ее на стопор открытого положения.

© ЗАО «ГСС»

■ Закрытие грузовой двери

– **ЗАХВАТ……ВСТАВИТЬ И ПОВЕРНУТЬ**

Извлечь захват из кожуха в БГО. Вставить захват в отверстие поворотной серьги фиксатора на внутренней поверхности грузовой двери и повернуть захват по часовой стрелке до упора (примерно на 45˚).

– **ДВЕРЬ ЗАХВАТОМ……ПОТЯНУТЬ ВНИЗ**

Потянуть дверь за захват вниз, удерживая дверь, извлечь захват из отверстия рукоятки фиксатора, поместить захват в кожух в БГО.

– **ДВЕРЬ В ПРОЕМ……УСТАНОВИТЬ**

– **ЩИТОК С НАДПИСЬЮ PUSH……..НАЖАТЬ**

– **РУЧКУ ДВЕРИ ……ОПУСТИТЬ ВНИЗ ДО УПОРА**

– **ДЕКОМПРЕССИОННЫЙ КЛАПАН…….....ЗАКРЫТЬ**

Потянуть крышку декомпрессионного клапана за ручку на себя до установки клапана на фиксатор заподлицо с обшивкой двери и нажать на декомпрессионный клапан, не нажимая на красную фиксирующую кнопку. Декомпрессионный клапан не должен открыться.

– **ДЕКОМПРЕССИОННЫЙ КЛАПАН……ЗАБЛОКИРОВАТЬ**

Вставить ключ в замочную скважину, расположенную на фиксирующей кнопке декомпрессионного клапана, повернуть ключ против часовой стрелки на 90˚,изъять ключ из замочной скважины. Убедиться, что фиксирующую кнопку декомпрессионного клапана невозможно утопить и декомпрессионный клапан не открывается.

– **СИГНАЛИЗАЦИЮ ЗАКРЫТИЯ ДВЕРИ……..ПРОВЕРИТЬ**

Убедиться, что в двух окнах визуальных индикаторов кулачков основных замков и двух окнах визуальных индикаторов стопоров замков видны зелёные метки.

© ЗАО «ГСС»

06.30 ТОПЛИВО

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

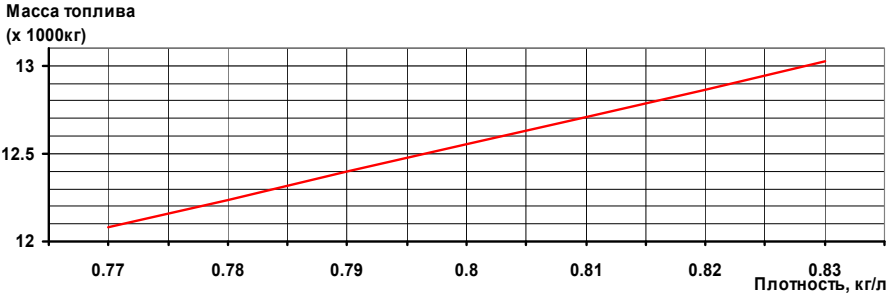
- Заправка самолета топливом в автоматическом режиме осуществляется, с фюзеляжного пульта заправки FRCP или кабинного CRCP (опция), одновременно в каждый бак, заправка в ручном режиме осуществляется с пульта FRCP последовательно или одновременно в каждый бак.
- Пульт CRCP (опция), имеет приоритет: если включены оба пульта, то управление с пульта FRCP невозможно.
- В случае полной заправки топливом имеющийся свободный объем надтопливного пространства топливных баков, величина которого в сумме по всем бакам составляет ~ 4,4%, предотвращает выброс топлива через дренажную систему вследствие теплового расширения топлива во время стоянки
- Во время заправки самолета топливом экипаж не должен предпринимать какие-либо действия по переключению между источниками электропитания (APU, наземного), которые могут вызвать перепад напряжения и как следствие прекращение заправки.

ВЫРАБАТЫВАЕМОЕ ТОПЛИВО (МАКСИМАЛЬНАЯ ЗАПРАВКА):

Расположение			Объем,			
			Л		US gal	
Правый крыльевой бак	Отсек №1		1920	5049	507	1334
	Отсек №2		1659		438	
	Отсек №3	без расходного отсека	1345		355	
		расходный отсек	125		33	
Левый крыльевой бак	Отсек №1		1920	5049	507	1334
	Отсек №2		1659		438	
	Отсек №3	без расходного отсека	1345		355	
		расходный отсек	125		33	
Центральный бак			5663		1496	
ИТОГО			**15761**		**4164**	

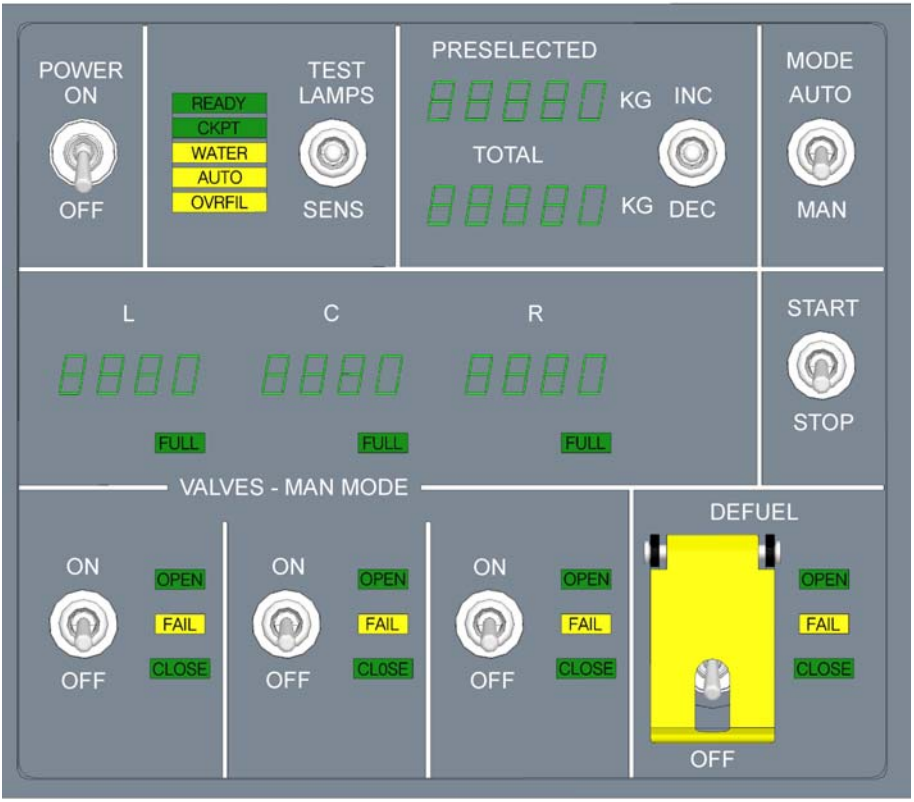
© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ МАССЫ ЗАПРАВЛЯЕМОГО ТОПЛИВА

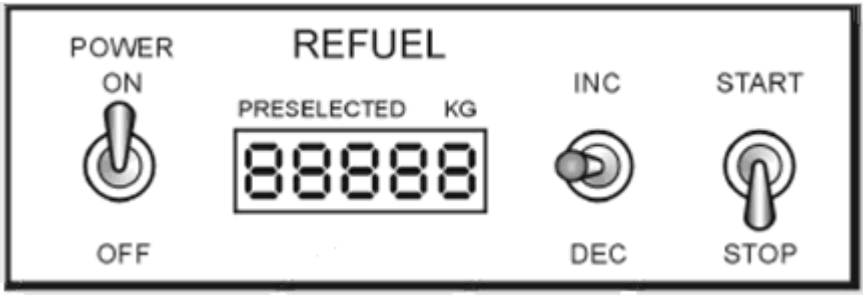


© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ FRCP



ПУЛЬТ CRCP (ОПЦИЯ)



© ЗАО «ГСС»

ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ

– ТРЕБОВАНИЯ ТЕХНИКИ БЕЗОПАСНОСТИ……..ВЫПОЛНИТЬ

Убедится, что самолет и топливозаправщик заземлены, упорные колодки под колеса топливозаправщика и самолета установлены, стояночное торможение включено, на стоянке имеются средства пожаротушения, сорт топлива разрешен к применению.

Примечание: Подсоединение штуцера заправки топливозаправщика со штуцером заправки/слива на самолете выполнять:
- при заправке в автоматическом режиме, после установки выключателя START/STOP в положение START;
- при заправке в ручном режиме, после установки любого из выключателей VALVES-MAN MODE в положение ON, убедившись, что светосигнальное табло OPEN светится.

Примечание: Информацию об эксплуатации APU при заправке самолета топливом см. РЛЭ 1.06.30 стр.10

– МАКСИМАЛЬНОЕ ДАВЛЕНИЕ ПРИ ЗАПРАВКЕ…..3,5 КГС/СМ2

© ЗАО «ГСС»

ЗАПРАВКА В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

НА ПУЛЬТЕ FRCP:

- POWER……..…..ON

  Убедится, что светосигнальное табло READY и все светосигнальные табло CLOSE светятся, на цифровых индикаторах PRESELECTED, TOTAL и L/C/R высвечиваются значения фактического количества топлива.

- MODE……...….ПРОВЕРИТЬ AUTO
- TEST……..…LAMPS

  Удерживая тумблер TEST в положение LAMPS , убедится, что все светосигнальные табло светятся, на цифровых индикаторах PRESELECTED, TOTAL и L/C/R во всех разрядах высвечивается цифра 8.

- TEST……...…SENS

  Выполняется проверка сигнализаторов верхнего уровня.
  Удерживая тумблер TEST в положение SENS , убедится, что светосигнальное табло OVRFIL и все светосигнальные табло FULL светятся.

- VALVES-MAN MODE……ПРОВЕРИТЬ OFF

  Убедится, что все светосигнальные табло CLOSE кранов заправки светятся.

- КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА НА ПОЛЕТ……..…УСТАНОВИТЬ

  Тумблером INC/ DEC установить значение количества топлива, необходимого для выполнения полета на индикаторе PRESELECTED учитывая, что если тумблер удерживать в положении INC, то значение на цифровом индикаторе PRESELECTED увеличивается, а в положении DEC уменьшается.

- START-STOP……..……START

  Убедится, что все светосигнальные табло CLOSE кранов заправки погасли, а все светосигнальные табло OPEN кранов заправки светятся.
  Окончание заправки происходит автоматически при равенстве значений на индикаторах PRESELECTED и TOTAL при этом краны заправки автоматически закрываются, все светосигнальные табло OPEN кранов заправки гаснут, а все светосигнальные табло CLOSE кранов заправки светятся.

- ФАКТИЧЕСКОЕ КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА……..…ПРОВЕРИТЬ
- START-STOP……..……..STOP
- POWER……..……..…..OFF

© ЗАО «ГСС»

НА ПУЛЬТЕ CRCP: (ОПЦИЯ)

- POWER……..ON
- КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА НА ПОЛЕТ……..…УСТАНОВИТЬ

  Тумблером INC/ DEC установить значение количества топлива, необходимого для выполнения полета на индикаторе PRESELECTED учитывая, что если тумблер удерживать в положении INC, то значение на цифровом индикаторе PRESELECTED увеличивается, а в положении DEC уменьшается.

- START-STOP……..…….START

  Завершение заправки происходит автоматически.

- ФАКТИЧЕСКОЕ КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА……....ПРОВЕРИТЬ

  Убедиться, что суммарное значение количества топлива TOTAL FUEL на мнемокадре FUEL равно значению количества топлива установленного на индикаторе PRESELECTED.

- START-STOP……..……STOP
- POWER……..OFF

© ЗАО «ГСС»

ЗАПРАВКА В РУЧНОМ РЕЖИМЕ

НА ПУЛЬТЕ FRCP:

– POWER……ON

Убедится, что светосигнальное табло READY и все светосигнальные табло CLOSE светятся, на цифровых индикаторах PRESELECTED, TOTAL и L/C/R высвечиваются значения фактического количества топлива.

– VALVES-MAN MODE ……ПРОВЕРИТЬ OFF

Убедится, что все светосигнальные табло CLOSE кранов заправки светятся.

– MODE……MAN

– VALVES-MAN MODE(заправляемых баков)……......ON

Убедится, что светосигнальные табло CLOSE открытых кранов заправки погасли, а светосигнальные табло OPEN соответствующих кранов заправки светятся.

– КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА……КОНТРОЛИРОВАТЬ

Контролировать количество заправляемого топлива по показаниям индикаторов TOTAL и L/C/R

- **При достижении количества топлива в баке требуемого значения**
  - VALVES-MAN MODE (соответствующего бака)……..OFF
    - **После окончания заправки**
    - MODE……..AUTO

– POWER……..OFF

© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА НА ЗЕМЛЕ

В КАБИНЕ ЭКИПАЖА НА ПУЛЬТЕ FUEL:

– ТОПЛИВНЫЙ НАСОС AUX (бака из которого перекачивается топливо) …….....ВКЛ

- **Если топливо перекачивается из левого крыльевого бака:**
  – X-FEED……..ВКЛ

    Убедиться, что на кнопке-табло X-FEED надпись ON и перекладина светятся.

НА ПУЛЬТЕ FRCP:

– POWER…….....ON
– MODE……MAN
– DEFUEL……ON

Убедиться, что светосигнальное табло OPEN светится

– VALVES-MAN MODE (бака, из которого перекачивается топливо).....ПРОВЕРИТЬ,OFF

Убедиться, что светосигнальное табло CLOSE светится .

– VALVES-MAN MODE (бака, в который перекачивается топливо)…….…….....ON

Убедиться, что светосигнальное табло OPEN светится.
Контролировать количество перекачиваемого топлива по показаниям индикаторов L/C/R/

- **После завершения процедуры перекачки топлива:**
  – VALVES- MAN MODE (бака, в который перекачивалось топливо)…….. OFF

    Убедиться, что светосигнальное табло CLOSE светится.
  – DEFUEL/ЗАЩИТНЫЙ КОЛПАЧЁК……OFF/ЗАКР

    Убедиться, что светосигнальное табло CLOSE светится.
  – POWER……....OFF

В КАБИНЕ ЭКИПАЖА:

– ТОПЛИВНЫЙ НАСОС AUX (бака из которого перекачивалось топливо)……..OFF

Убедиться, что на кнопке-табло надпись OFF светится.

ПУЛЬТ FUEL ПРИВЕСТИ В СООТВЕТСТВИЕ С ЭТАПОМ ПОДГОТОВКИ САМОЛЁТА.

© ЗАО «ГСС»

СЛИВ ТОПЛИВА

ПОДГОТОВКА К СЛИВУ

– ТРЕБОВАНИЯ ТЕХНИКИ БЕЗОПАСНОСТИ ……ВЫПОЛНИТЬ

Убедится, что самолет и топливозаправщик заземлены, упорные колодки под колеса топливозаправщика и самолета установлены, стояночное торможение включено, на стоянке имеются средства пожаротушения.

Примечание: Информацию об эксплуатации APU при сливе топлива из самолета см. РЛЭ 1.06.30 стр.10

Примечание: Откачка топлива топливозаправщиком не допускается.

В КАБИНЕ ЭКИПАЖА НА ПУЛЬТЕ FUEL:

– ТОПЛИВНЫЙ НАСОС MAIN L+ R……..…ВКЛ
– ТОПЛИВНЫЙ НАСОС ADDT L+ R ……....ON

Убедиться, что на кнопке-табло ADDT надпись ON светится.

- **При отсутствии источника переменного тока:**

Примечание: Слив топлива из центрального бака невозможен, из отсеков № 1 топливо сливается до остатка 420 кг в каждом.

– ТОПЛИВНЫЙ НАСОС AUX L+ R …….....ВКЛ

– X-FEED……..…..……..…ON

Убедиться, что на кнопке-табло надпись ON и перекладина светятся.

НА ПУЛЬТЕ FRCP:

– POWER……ON
– DEFUEL……..……...ON

Убедиться, что светосигнальное табло OPEN светится.

– КОЛИЧЕСТВО СЛИТОГО ТОПЛИВА……..…КОНТРОЛИРОВАТЬ

Контроль осуществлять по показаниям индикаторов L/C/R.

ПОСЛЕ ТОГО КАК СЛИВ ЗАКОНЧЕН:

– DEFUEL/ЗАЩИТНЫЙ КОЛПАЧЁК……...OFF/ЗАКР

Убедиться, что светосигнальное табло CLOSE светится.

– POWER……..OFF

В КАБИНЕ ЭКИПАЖА НА ПУЛЬТЕ FUEL:

– ВКЛЮЧЕННЫЕ ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ……ОТКЛ
– X-FEED……ОТКЛ

Убедиться, что на кнопке-табло надпись ON и перекладина не светятся.

© ЗАО «ГСС»

ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

ЭКСПЛУАТАЦИЯ APU ПРИ ЗАПРАВКЕ ИЛИ СЛИВЕ ТОПЛИВА

В случае необходимости разрешается выполнять запуск или останов APU при заправке или сливе топлива, при этом необходимо соблюдать следующие требования:

- в случае неудавшегося запуска или, если произошло автоматическое выключение работающей APU повторный запуск APU запрещается
- если произошел разлив топлива, выполнить останов APU в соответствии требованиями стандартных эксплуатационных процедур

© ЗАО «ГСС»

06.40 ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Документ, по которому определяется загрузка самолета и его центровка для каждого полета в эксплуатации, называется «Загрузочной ведомостью».

Подписанная и утвержденная загрузочная ведомость является документом, подтверждающим весовые и центровочные данные самолета на взлете.

Загрузочная ведомость в бумажном виде исполняется в двух экземплярах, один экземпляр остается на земле, а второй передается экипажу.

© ЗАО «ГСС»

ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ ДЛЯ РУЧНОГО ЗАПОЛНЕНИЯ

Для ручного составления загрузочной ведомости используются таблицы, значения которых рассчитаны «методом индексов».

Положения центра масс в долях САХ всех элементов типового снаряжения, оперативного снаряжения, а также топлива и диапазон центровок переводятся в значения индексов с помощью формул пересчета из положения центра масс в долях САХ в индексы и обратно.

Таблицы для расчёта и график диапазона центровок со значениями индексов размещены в загрузочной ведомости.

На оборотной стороне загрузочной ведомости помещены:

- Формулы пересчета центра масс в долях САХ в индексы и обратно
- Таблицы для расчёта индексов элементов самолёта (экипаж, топливо, пассажиры, багаж – груз, изменения в последнюю минуту и т. д.)

© ЗАО «ГСС»

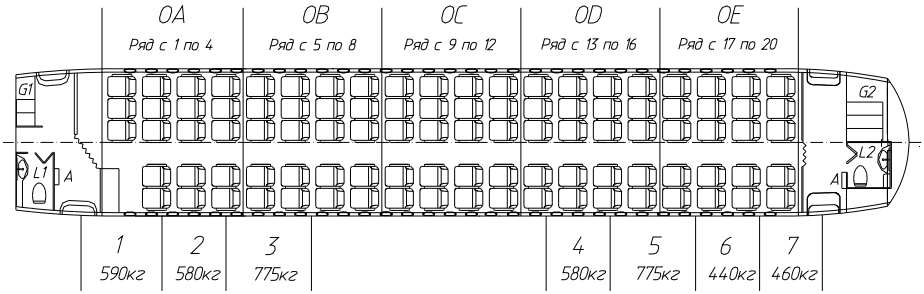
ПРИМЕР РАСЧЕТА ЗАГРУЗКИ

Исходные данные

Для примера расчета загрузки конфигурации АН примем следующие исходные данные:

- Масса пустого самолета по результатам последнего взвешивания, занесенная в формуляр самолета составляет 25000 кг, при центровке 10,5%САХ.
- На борту находится 88 пассажиров.
- Расчетное топливо на полет 7300 кг.
- Перед взлетом заправлено 8000 кг топлива с плотностью 0,85 кг/л.
- Установлена загрузка кухни и заправка воды (G1 -100 кг; G2 – 150 кг; воды заправлено – 94 кг).
- Масса сданного багажа составляет 1400 кг; багаж размещается в заднем отсеке со следующим распределением 300-300-200-200; в переднем отсеке 0-0-400.
- Инспектора на борту нет.
- Изменения последней минуты:
    - В зону ОЕ дополнительно садятся 2 человека.
    - В отсек №7 ЗБГО загружается дополнительно 200кг.

Конфигурация АН самолета



© ЗАО «ГСС»

ПОРЯДОК ЗАПОЛНЕНИЯ ЗАГРУЗОЧНОЙ ВЕДОМОСТИ В ИНДЕКСАХ

1. В таблицу 1 вписать значение массы и центровки [%САХ] пустого самолета по результатам последнего взвешивания, зарегистрированного в формуляре самолета. По приведенной формуле (1) определить и записать значение индекса пустого самолета.
2. По таблице 1 определить и записать массу и индекс основного самолета, как сумму масс (индексов) пустого самолета и постоянного снаряжения.
3. Вписать значение массы, индекса и центровки [%САХ] основного самолета.
4. По табл.2 и 3 определить и вписать индексы заправленной воды, загруженного съемного снаряжения кухонь и экипажа с багажом.
5. Определить массу и индекс снаряженного самолета, как сумму масс (индексов) основного самолета (пункт 3) и снаряжения (пункт 4).
6. Записать количество пассажиров в каждой пассажирской зоне ОА, ОВ, ОС, OD, OE.
7. Определить массу пассажиров (по зонам), используя нормативы по массе пассажиров эксплуатирующей организации (в примере учтена масса одного пассажира с ручной кладью 80 кг). По таблице №4 определить и вписать индексы пассажиров для каждой пассажирской зоны
8. Вписать массу груза в БГО по отсекам №1….7. По таблице №5 определить и вписать индексы груза в БГО для каждого отсека.
9. Определить массу и индекс коммерческой нагрузки, просуммировав массы (индексы) грузов в БГО и пассажиров.
10. Определить массу и индекс самолета без топлива, как сумму масс (индексов) снаряженного самолета (пункт 5) и коммерческой нагрузки (пункт 9). Пересчитать центр тяжести самолета из индексов в %САХ по формуле (3), см. стр.2 ведомости.

© ЗАО «ГСС»

11. Записать массу и индекс заправленного топлива; индекс топлива определяется по таблице № 6 ведомости в зависимости от массы топлива и его плотности
12. Определить массу и индекс самолета у перрона (рулежная конфигурация), как сумму масс (индексов) самолета без топлива (пункт 10) и топлива (пункт 11). Пересчитать ЦТ самолета из индексов в %САХ по формуле (3), см. стр.2 ведомости.
13. Записать массу топлива, расходуемого на запуск двигателя и руление до старта.
14. Определить массу и индекс самолета на старте, как разницу между рулежной массой (пункт 12) и топливом, расходуемым на запуск двигателей и руление (пункт 13). Индекс самолета на старте принимается равным индексу самолета у перрона, что является допущением.
15. Записать ожидаемую массу топлива, расходуемого за полет (на основе штурманского расчета); индекс топлива определяется по таблице № 6 на оборотной стороне ведомости в зависимости от массы топлива и его плотности.
16. Определить массу и индекс самолета на посадке, как разницу между массой (индексом) самолета на старте (пункт 14) и расходуемого топлива (пункт 15). Пересчитать центр тяжести самолета из индексов в %САХ по формуле (3), см. стр.2 ведомости.
17. Нанести массу и индекс самолета без топлива и на взлете на график.

© ЗАО «ГСС»

В случае изменения загрузки самолета непосредственно перед вылетом пересчет массы и центра тяжести самолета производится с помощью таблицы “Изменения последней минуты”, если изменения загрузки происходит в 2-х или менее зонах самолета (пассажирских зонах или отсеках БГО), т.е. изменение может быть учтено в указанной таблице. В противном случае Загрузочная ведомость оформляется заново.

Порядок заполнения “Изменений последней минуты”:

18. Вписать наименование Зоны/Отсека и массу изменений в последнюю минуту. По таблице 7 определить индекс.
19. Определить общую массу и индекс “Изменений последней минуты” путем сложения данных определенных по пункту 18.
20. Вписать массу, индекс и центр тяжести [%САХ] самолета без топлива из пункта 10.
21. Вписать массу и индекс изменений в последнюю минуту из пункта 19
22. Определить массу и индекс откорректированного самолета без топлива, как сумму масс (индексов) самолета без топлива (пункт 20) и изменений в последнюю минуту (пункт 21). Пересчитать центр тяжести самолета из индексов в %САХ по формуле (3), см. стр. 2 ведомости.

Далее расчет производить аналогично пунктам 11-17 настоящей инструкции.

© ЗАО «ГСС»

ВИД ЗАГРУЗОЧНОЙ ВЕДОМОСТИ ДЛЯ РУЧНОГО ЗАПОЛНЕНИЯ

СТРАНИЦА 1

RRJ 95B ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ

АВИАКОМПАНИЯ: ДАТА: КОМАНДИР ВС:

РЕЙС №: АЭРОПОРТ ВЫЛЕТА:

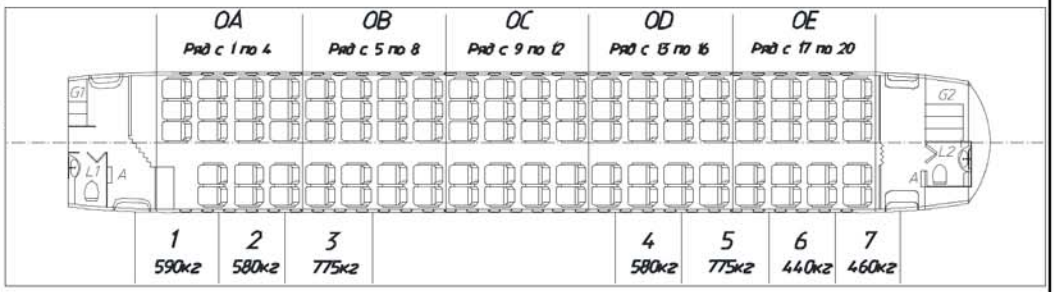
САМОЛЕТ №: АЭРОПОРТ ПРИЛЕТА:

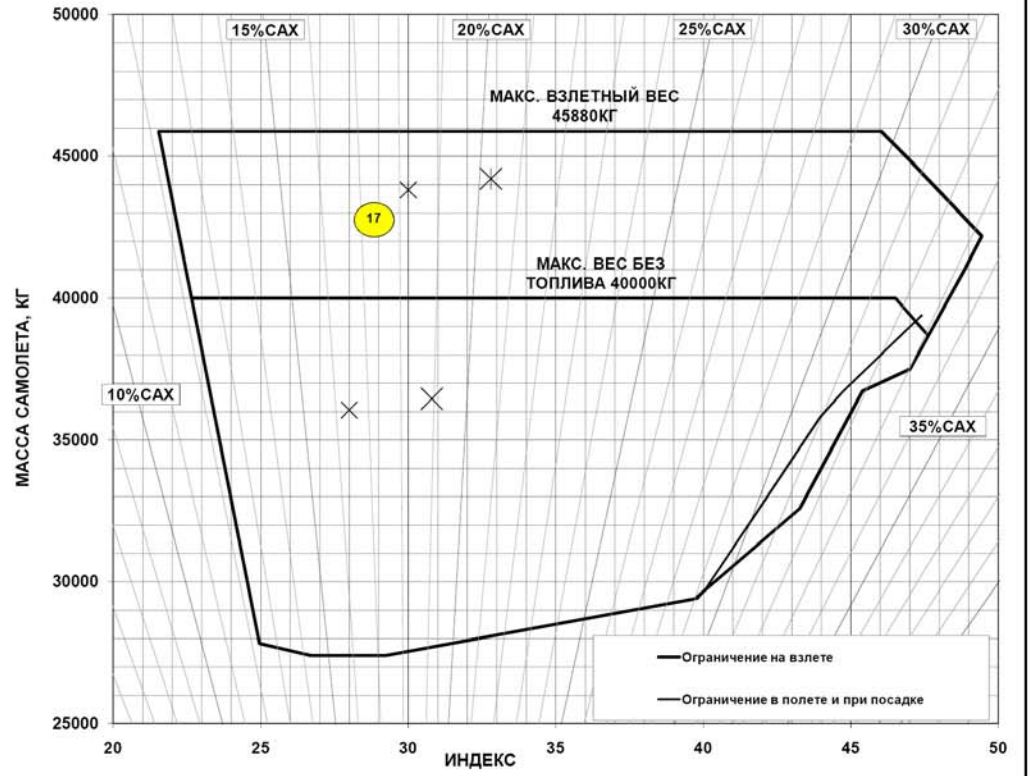
				МАССА, КГ	ИНДЕКС (-)	ИНДЕКС (+)	ЦТ %САХ
ОСНОВНАЯ МАССА				(3) 26957		25,0	12,2
ЭКИПАЖ				(4) 340	-2,2		
ИНСПЕКТОР							
КУХНЯ	В ПЕРЕДНЕЙ СЕРВИСНОЙ ЗОНЕ			100	-1,0		
КУХНЯ	В ЗАДНЕЙ СЕРВИСНОЙ ЗОНЕ			128		1,5	
ЗАПРАВЛЯЕМАЯ ВОДА				94		0,9	
МАССА СНАРЯЖЕННОГО САМОЛЕТА				(5) 27619		24,2	11,4
ЗОНЫ ПАССАЖИРСКОГО САЛОНА	OA МАКС. 18 ПАССАЖИРОВ	(6) 18	x80 =	(7) 1440	-8,0		
	OB МАКС. 20 ПАССАЖИРОВ	20	x80 =	1600	-4,0		
	OC МАКС. 20 ПАССАЖИРОВ	20	x80 =	1600		1,0	
	OD МАКС. 20 ПАССАЖИРОВ	20	x80 =	1600		6,0	
	OE МАКС. 20 ПАССАЖИРОВ	10	x80 =	800		5,0	
БГО ПЕРЕДНИЙ	СЕКЦИЯ №1 МАКС. 590КГ						
БГО ПЕРЕДНИЙ	СЕКЦИЯ №2 МАКС. 580КГ						
БГО ПЕРЕДНИЙ	СЕКЦИЯ №3 МАКС. 775КГ			(8) 400	-1,6		
БГО ЗАДНИЙ	СЕКЦИЯ №4 МАКС. 580КГ			300		1,0	
БГО ЗАДНИЙ	СЕКЦИЯ №5 МАКС. 775КГ			300		1,5	
БГО ЗАДНИЙ	СЕКЦИЯ №6 МАКС. 440КГ			200		1,3	
БГО ЗАДНИЙ	СЕКЦИЯ №7 МАКС. 460КГ			200		1,6	
КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА				(9) 8440		3,8	
1. САМОЛЕТ БЕЗ ТОПЛИВА МАКС. 40000КГ				(10) 36059		28,0	16,4
2. ПОЛНЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА				(11) 8000		2,0	
3. РУЛЕЖНАЯ МАССА МАКС.46055КГ			(1 + 2)	(12) 44059		30,0	18,2
4. ТОПЛИВО НА ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ И РУЛЕНИЕ				(13) 250			
5. ВЗЛЕТНАЯ МАССА МАКС. 45880КГ			(3 - 4)	(14) 43809		30,0	18,2
6. ТОПЛИВО НА ПОЛЕТ				(15) 7300	-2,0		
7. ПОСАДОЧНАЯ МАССА МАКС. 41000КГ			(5 - 6)	(16) 36509		28,0	16,4

ПОДГОТОВИЛ:

ПРОВЕРИЛ:

ИЗМЕНЕНИЯ ПОСЛЕДНЕЙ МИНУТЫ (ПЕРЕСЧЕТ)					
8. САМОЛЕТ БЕЗ ТОПЛИВА ИЗ П.№1		(20) 36059		28,0	16,4
9. ИЗМЕНЕНИЕ ПОСЛЕДНИЙ МИН.		(21) 400		2,8	
10. ОТКОР. САМОЛЕТ БЕЗ ТОПЛИВА	(8 + 9)	(22) 36459		30,8	18,9
11. ПОЛНЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА		8000		2,0	
12. РУЛЕЖНАЯ МАССА	(10 + 11)	44459		32,8	20,3
13. ТОПЛИВО НА ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ И РУЛЕНИЕ		250			
14. ВЗЛЕТНАЯ МАССА	(12 - 13)	44209		32,8	20,3
15. ТОПЛИВО НА ПОЛЕТ		7300	2,0		
16. ПОСАДОЧНАЯ МАССА	(14 - 15)	36909		30,8	18,9





ИЗМЕНЕНИЯ ПОСЛЕДНЕЙ МИНУТЫ			
ЗОНА/СЕКЦИЯ	Масса, кг	Индекс (-)	Индекс (+)
(18) СЕКЦИЯ 7	200		1,6
(19) ЗОНА OE	200		1,2
ВСЕГО	400		2,8

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Оборотная сторона

СТРАНИЦА 2

Таблица №1

	Масса,кг	Индекс	ЦТ %САХ
Масса пустого самолета (по формуляру) (1)	25000	24,1	10,5
Неоткачиваемый остаток топлива	125	0,0	
Масло в левом двигателе	18	0,0	
Масло в правом двигателе	18	0,0	
Масло в ВСУ	5	0,1	
Пассажирские кресла	1367	0,3	
Кухонный модуль впереди G1	72	-0,7	
Кухонный модуль сзади G2	154	1,5	
АСО в кабине экипажа	12	-0,1	
АСО в передней сервисной зоне и гардеробе	8	-0,1	
АСО в передней правой багажной полке	15	-0,1	
АСО в задних багажных полках	11	0,1	
АСО установленное на задней перегородке	8	0,1	
Спасательные жилеты пассажиров	61	-0,2	
АСО в задней сервисной зоне	1	0,0	
Спасательные трапы	83	0,0	
Основная масса (2)	26957	25,0	12,2

Экипаж **Таблица №2**

	Масса, кг		Индекс	
Командир ВС	80		-0,9	
Второй пилот	80		-0,9	
Инспектор	80	380	-0,8	-2,5
Бортпроводник впереди	70		-0,6	
Бортпроводник сзади	70		0,7	
Багаж КВС	5		-0,1	
Багаж второго пилота	5		-0,1	
Багаж инспектора	5	35	-0,1	-0,3
Багаж бортпроводника впереди	10		-0,1	
Багаж бортпроводника сзади	10		-0,1	
Документация экипажа	10	10	-0,1	-0,1

Кухни и вода **Таблица №3**

	Масса,кг	Индекс
Передняя сервисная зона	50	-0,5
	100	-1,0
	150	-1,5
	200	-2,0
	250	-2,4
	300	-2,9
	350	-3,4
	400	-3,9
	450	-4,4
	500	-4,9
	550	-5,4
	600	-5,9
Задняя сервисная зона	50	0,5
	100	1,0
	150	1,5
	200	2,0
	250	2,5
	300	3,0
	350	3,5
	400	4,0
	450	4,5
	500	5,0
	550	5,5
	600	6,0
Вода	30	0,3
	60	0,6
	90	0,9
	121	1,2

Индексы для изм. в последнюю минуту **Таблица №7**

Ставим		Зоны		Снимаем	
100 кг	1 чел.			100 кг	1 чел.
	-0,5	Зоны пасс.рядов	OA		0,5
	-0,3		OB		0,3
	0,0		OC		0,0
	0,3		OD		-0,3
	0,6		OE		-0,6
-0,8		Баг.-груз.отсеки	№1	0,8	
-0,6			№2	0,6	
-0,4			№3	0,4	
0,3			№4	-0,3	
0,5			№5	-0,5	
0,7			№6	-0,7	
0,8			№7	-0,8	
-0,9		Кухни	впереди	0,9	
1,0			сзади	-1,0	
	-1,0	Кабина экипажа			1,0

$$\text{ИНДЕКС}_{\text{с-та}} = m^*(X-15,24)/1000+30 \quad (1)$$

$$\text{Индекс}_i = m_i\,(x_i - 15,24)/1000 \quad (2)$$

$$\%\text{САХ} = ((\text{ИНДЕКС}_{\text{с-та}}-30)/(10^{-3}m_{\text{с-та}}) + 0,558)/0,03063 \quad (3)$$

Топливо **Таблица №6**

Запас топлива, кг	Индекс топлива				
	Плотность топлива, кг/л				
	0,78	0,8	0,82	0,84	0,85
1000	0	0	0	0	0
1500	0	0	0	0	0
2000	0	0	0	0	0
2500	0	0	0	0	0
3000	1	1	1	1	1
3500	1	1	1	1	1
4000	2	2	2	2	2
4500	3	3	3	3	2
5000	4	4	4	4	3
5500	3	3	3	4	4
6000	3	3	3	3	3
6500	2	3	3	3	3
7000	2	2	2	2	3
7500	1	2	2	2	2
8000	1	1	1	1	2
8500	0	1	1	1	1
9000	0	0	0	0	1
9500	-1	0	0	0	0
10000	-1	-1	-1	-1	-1
10500	-2	-2	-2	-1	-1
11000	-3	-2	-2	-2	-2
11500	-3	-3	-3	-3	-2
12000	-4	-4	-4	-3	-3
12500		-4	-4	-4	-4
13000				-5	-4

Груз **Таблица №5**

Вес нагрузки, кг	Индекс грузов						
	Передние отсеки			Задние отсеки			
	№1	№2	№3	№4	№5	№6	№7
50	-0,4	-0,3	-0,2	0,2	0,2	0,3	0,4
100	-0,8	-0,6	-0,4	0,3	0,5	0,7	0,8
150	-1,1	-0,9	-0,6	0,5	0,7	1,0	1,2
200	-1,5	-1,2	-0,8	0,6	1,0	1,3	1,6
250	-1,9	-1,4	-1,0	0,8	1,2	1,7	2,0
300	-2,3	-1,7	-1,2	1,0	1,5	2,0	2,4
350	-2,7	-2,0	-1,4	1,1	1,7	2,3	2,9
400	-3,1	-2,3	-1,6	1,3	2,0	2,7	3,3
440	-3,4	-2,5	-1,8	1,4	2,2	3,0	3,6
450	-3,4	-2,6	-1,8	1,4	2,2		3,7
460	-3,5	-2,7	-1,9	1,5	2,3		3,8
500	-3,8	-2,9	-2,0	1,6	2,5		
550	-4,2	-3,2	-2,2	1,8	2,7		
580	-4,4	-3,4	-2,3	1,9	2,9		
590	-4,5		-2,4		2,9		
600			-2,4		3,0		
650			-2,6		3,2		
700			-2,8		3,5		
750			-3,0		3,7		
775			-3,1		3,8		

Пассажиры **Таблица №4**

Кол-во пассажиров	Индекс пассажиров				
	Зоны пассажирских рядов				
	OA	OB	OC	OD	OE
1	-0,5	-0,2	0,0	0,3	0,5
2	-0,9	-0,4	0,1	0,6	1,0
3	-1,4	-0,6	0,1	0,9	1,5
4	-1,8	-0,9	0,2	1,2	2,0
5	-2,3	-1,1	0,2	1,5	2,5
6	-2,8	-1,3	0,3	1,8	3,0
7	-3,2	-1,5	0,3	2,1	3,5
8	-3,7	-1,7	0,4	2,5	4,0
9	-4,1	-1,9	0,4	2,8	4,5
10	-4,6	-2,1	0,5	3,1	5,0
11	-5,0	-2,4	0,5	3,4	5,5
12	-5,5	-2,6	0,6	3,7	6,0
13	-6,0	-2,8	0,6	4,0	6,5
14	-6,4	-3,0	0,6	4,3	7,0
15	-6,9	-3,2	0,7	4,6	7,5
16	-7,3	-3,4	0,7	4,9	8,0
17	-7,8	-3,6	0,8	5,2	8,5
18	-8,3	-3,8	0,8	5,5	9,0
19		-4,1	0,9	5,8	9,5
20		-4,3	0,9	6,1	10,0

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СУХОЙ
ГРАЖДАНСКИЕ САМОЛЕТЫ
Компания "Сухого" и "Алении Аэронаутики"



САМОЛЕТ RRJ-95B

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
(в четырех частях)

M7.92.FCOM.000.000.RU
Ревизия A

ЧАСТЬ 2
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

00.00 ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ..... **00**
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ..... 20
СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА..... 21
ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ..... 22
СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 23
СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ..... 24
ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 25
ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 26
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ..... 27
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА..... 28
ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА..... 29
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА..... 30
ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 31
ШАССИ..... 32
ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ..... 33
НАВИГАЦИОННО – ПИЛОТАЖНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 34
КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 35
ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА..... 36
ВОДОСНАБЖЕНИЕ И УДАЛЕНИЕ ОТХОДОВ..... 38
БОРТОВАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ..... 45
ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА КАБИНЫ ЭКИПАЖА..... 46
ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА..... 49
ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ..... 52
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА..... 70

<u>Примечание:</u> Подробное содержание приводится в начале каждой главы

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.10 СОДЕРЖАНИЕ

00.00 ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ 1

00.20 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ 1

ПРЕДИСЛОВИЕ 1

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА 1

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ 2

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ 3

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ 4

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ 5

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ 6

00.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.40 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.50 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.60 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ 2

СОКРАЩЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ 23

00.70 УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМ В СХЕМАХ 1

00.80 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ 1

00.90 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.20 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ПРЕДИСЛОВИЕ

Руководство по летной эксплуатации самолета (РЛЭ) разработано на основании Летного руководства, одобренного Авиационным регистром Межнационального авиационного комитета.

ЗАО«ГСС» стремится к тому, чтобы информация, опубликованная в РЛЭ, соответствовала информации, содержащейся в Летном руководстве.

При обнаружении разночтений приоритет должен быть отдан Летному руководству.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА

РЛЭ распространяется на самолеты RRJ-95B.

Данные, приведенные на странице РЛЭ, применимы к самолетам, серийный заводской номер которых указан в поле нижнего колонтитула страницы и соответствуют конфигурации, которую имел самолет при выпуске с завода с учетом доработок, выполненных по сервисным бюллетеням.

© ЗАО «ГСС»

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ

РЛЭ разработано для использования летным составом, имеющим соответствующую общую летную и техническую подготовку и обладающий знаниями и навыками необходимыми для эксплуатации многодвигательного самолета, его систем и оборудования, в объеме, определяемом условиями допуска к полетам на самолете данного типа.

Летный состав должен обладать знаниями английского языка не ниже II-го уровня по требованиям ИКАО.

Руководство предназначено для использования при выполнении полета или для подготовки летного состава при повышении квалификации.

РЛЭ не предназначено для использования в качестве документа для первоначального обучения летного состава

СТРУКТУРА РЛЭ

Содержание РЛЭ разделено на четыре части:

ЧАСТЬ 1 : Подготовка и выполнение полета
ЧАСТЬ 2 : Эксплуатация систем и оборудования
ЧАСТЬ 3 : Вычислительная система самолётовождения
ЧАСТЬ 4 : Оперативный сборник экипажа

© ЗАО «ГСС»

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ

ФОРМЫ ПОВЫШЕНИЯ ВНИМАНИЯ

Для выделения в тексте РЛЭ отдельных указаний или их частей, требующих повышенного внимания, используют следующие формы повышения внимания:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ НЕСЧАСТНЫМ СЛУЧАЯМ СО СМЕРТЕЛЬНЫМ ИСХОДОМ.

ВНИМАНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ИХ ПОВРЕЖДЕНИЮ.

Примечание: Применяется к летным процедурам или эксплуатационным требованиям по использованию систем самолета, его оборудования и т.д., которые необходимо существенным образом выделить.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

РЛЭ включает в себя техническую информацию, требуемую для обучения, которая так же предоставляется в качестве дополнительной информации.

- если тексту или иллюстрации предшествует, условное обозначение **ДЛЯ ИНФОРМАЦИИ**, это значит, что предоставленная информация полезна для лучшего понимания основного материала. Контроль знания этой информации не требуется при оценке уровня квалификации летного состава.
- текстовые сообщения системы аварийной, предупреждающей и уведомительной сигнализации объединены в таблицы, которые размещены в разделе Сигнализация в конце каждой главы Части 2 РЛЭ

© ЗАО «ГСС»

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ



Серийный заводской номер:

95007,95008	:	страница применима к самолетам с серийными заводскими номерами 95007 и 95008
95008-95010	:	страница применима ко всем самолетам с серийными заводскими номерами, начиная с 95008 по 95010 включительно
ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ	:	страница применима ко всем самолетам.

Авторское право

Содержание документа является собственностью ЗАО «ГСС».

Любое распространение, копирование, воспроизведение или другое использование документа в целом или любой из его частей без письменного разрешения ЗАО «ГСС» запрещено.

© ЗАО «ГСС» 2010г. Все права защищены.

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения изменений.

Изменение издается взамен или в дополнение соответствующего материала в виде отдельных листов и рассылается держателям РЛЭ.

РЛЭ соответствует своему назначению при условии, что оно своевременно приводится в соответствие с вводимыми изменениями.

Ответственность за своевременное и правильное внесение изменений, в соответствии с установленным порядком, несет держатель РЛЭ.

ИЗМЕНЕНИЯ

Для внесения поправок, дополнений и новых данных не срочного характера, периодически издаются изменения.

Одновременно с листами изменения рассылаются сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих страниц».

Все изменения должны быть отражены в «Листе регистрации изменений».

ВРЕМЕННЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ

В случае необходимости внесения срочного изменения, в период между периодически издаваемыми изменениями, издается временное изменение, листы которых печатаются на бумаге желтого цвета.

Одновременно с листами временного изменения рассылается сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих временных изменений».

Все временные изменения должны быть отражены в «Листе регистрации временных изменений».

© ЗАО «ГСС»

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ

УКАЗАНИЯ ПО ВНЕСЕНИЮ ИЗМЕНЕНИЯ

При внесении изменения руководствоваться следующим:

Изъять : Лист должен быть изъят.

Этот лист может быть заменен на новый лист, если такая процедура предусмотрена, если нет, то лист изымается без замены.

Вставить : Вводится новый лист

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

После внесения изменения, перед уничтожением изъятых страниц, рекомендуется выполнить контрольную проверку правильности внесения изменения, используя «Перечень действующих страниц», в котором перечислены все страницы, действующие после внесения изменения.

В «Перечне действующих станиц» новые страницы обозначены символом **Н**, а страницы с изменениями символом **И**.

© ЗАО «ГСС»

00.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

00.40 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

00.50 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№ временного изменения	Дата	Содержание временного изменения	Применимость

Временных изменений нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.60 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На самолете RRJ 95B установлены системы и оборудование иностранных производителей. Названия этих систем и оборудования, на английском языке, использованы в конструкторской документации. Все надписи, трафареты и все виды индикации на самолете, используемые при эксплуатации этих систем и оборудования, выполнены на английском языке. При отражении этой информации в РЛЭ, для исключения случаев ее неоднозначного понимания летным экипажем в данном разделе изложены принципы, определяющие порядок применения аббревиатур и сокращений в тексте РЛЭ.

Все определения англоязычных аббревиатур и сокращений на русском языке приведены в соответствии с действующими документами ИКАО, ГОСТ (ОСТ) РФ и уже используемыми в ГА РФ.

Примечание: Применение аббревиатур и сокращений на русском языке в тексте РЛЭ сведено к использованию минимального количества общепринятых в гражданской авиации.

© ЗАО «ГСС»

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатуры на английском языке размещаются после первого упоминания ее русского определения, прописными буквами английского алфавита, заключенными в квадратные скобки. Далее по тексту для сокращения объема РЛЭ допускается использование аббревиатуры как отдельного слова, следующего за ключевым, используемым в русском определении.

Пример:

- первое упоминание: Блок электронного управления двигателем [DECU].
- последующее применение: … Блок DECU.

В тексте РЛЭ сокращение на английском языке размещается после первого упоминания его перевода на русском языке, прописными буквами английского алфавита. Далее допускается использование сокращения на английском языке как отдельного слова, если это обеспечивает однозначное толкование текста или совместно с ключевым словом, используемом в русском переводе.

Пример:

- первое упоминание: …выбрать автоматический режим AUTO.
- 1 вариант, последующее применение: режим AUTO
- 2 вариант, последующее применение: … ELEC 2A……..AUTO

A		
A/C	Aircraft	Воздушное судно
A/T	Auto throttle	Автомат тяги
AC	Alternating Current	Переменный ток
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACC	Accumulator	Аккумулятор
ACCIS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью

© ЗАО «ГСС»

ACCUM	Hydraulic accumulator	Гидроаккумулятор
ACE	Actuator Control Electronic Module	Блок управления и контроля приводов
ACMP	Alternating current motor pump	Насосная станция переменного тока
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число самолета
ACP	Audio Control Panel	Пульт управления аппаратуры внутренней связи
	Air Cooling Pack	Устройство охлаждения воздуха
ACS	Air Conditioning System	Система кондиционирования воздуха
ADC	Air Data Computer	Вычислитель системы ADS
ADF	Automatic Direction Finder	Автоматический Радио Компас
ADIRS	Air Data and Inertial Reference System	Пульт управления системой ADS и системой IRS
ADM	Air Data Module	Модуль воздушных сихналов
ADS	Air Data System	Система воздушных сигналов
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast	Автоматическое Зависимое Наблюдение в режиме радиоВещания
AEV	Avionics Exhaust Valve	Клапан аварийной вентиляции авионики
AEVMS	Advanced Engine Vibration Monitoring System	Система контроля вибрации двигателя
AFAN	Afterward Avionics Fan	Задний вентилятор охлаждения блоков авионики
AFCS	Automatic Flight Control System	Система автоматического управления полетом
AFT	Afterward	Задний
AGL	Above ground level	Над уровнем земли
AH	Attendant Handset	Телефонная трубка бортпроводника

© ЗАО «ГСС»

A-ICE	Ice and Rain Protection	Противооблединительная система
AIL	Aileron	Элерон
ALT	Altitude	Высота
ALTN	Alternate	Резервный/запасной
AMS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью
ANP	Actual Navigation Performance	Фактические навигационные характеристики
AOA	Angle Of Attack	Угол атаки
AP	Autopilot or Automatic Pilot	Автопилот
APM	Aircraft Personality Module	Модуль конфигурации персональный
APPR	Approach	Заход на посадку, подход к зоне аэропорта
APU	Auxiliary Power Unit	Вспомогательная силовая установка
ASAP	As soon as possible	При первой возможности
ASDA	Accelerate-stop distance available	Располагаемая дистанция прерванного взлета
ASU	Air Starter Unit	Установка воздушного запуска
ATA	Air Transport Association	Ассоциация воздушного транспорта США
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
ATT	Attendant	Бортпроводник
ATT	Attitude	Пространственное положение самолета в воздухе
AUTO	Automatic	Автоматический
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
AVAIL	Available	Доступный, пригодный, располагаемый
AVS	Avionics System	Авиационная электронная система

© ЗАО «ГСС»

	B	
BARO	Barometric	Барометрический
BAS	Bleed Air System	Система отбора воздуха
BAT	Battery	Аккумуляторная батарея
BCU	Brakes Control Unit	Блок управления тормозами колес
BFAN	Blower Fan	Нагнетательный вентилятор
BLKD	Blocked	Запертое положение
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRK	Brake	Тормоза
BRT	Brightness	Яркость
BSV	Burner Staging Valve	Клапан контуров форсунок
	C	
C/B	Circuit breaker	Автомат защиты сети
CAB	Cabin	Пассажирская кабина
CAC	Core Avionics Cabinet	Основной системный блок Авионики
CANC	Cancel	Отменить
CAPT	Captain	Командир Воздушного Судна
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CAS	Crew Alerting System	Система предупреждения экипажа
CBV	Cross Bleed Valve	Клапан линии перекрестного отбора воздуха
CDI	Course Deviation Indicator	Навигационный курсовой прибор директорной системы
CDL	Configuration Deviation List	Перечень отклонений в конфигурации
CDS	Cockpit Display System	Система отображения информации

© ЗАО «ГСС»

CDU	Control Display Unit	Пульт управления и индикации
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Столкновение исправного ВС с землей
CG	Center-of-Gravity	Центр тяжести самолета
CHKL	Checklist	Карта контрольных проверок
CKPT	Cockpit	Кабина экипажа
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)
CPA	Collision Prediction and Allerting	Предупреждение столкновения
CPCS	Cabin Pressure Control System	Система Автоматического Регулирования Давления
CPIOM	Core Processing and Input/Output Module	Центральный процессор и модуль ввода/вывода
CRCP	Cabin Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива в кабине
CRS	Course	Курс
CTL	Control	Контролировать
CTR	Center	Центральный
CVR	Cockpit Voice Recorder	Бортовой речевой самописец
	D	
DA	Drift Angle	Угол сноса
DA/H	Decision Altitude/Height	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DC	Direct current	Постоянный ток
DC BUS	Direct Current Bus	Основная шина постоянного тока
DC ESS	Direct Current Essential Bus	Аварийная шина постоянного тока

© ЗАО «ГСС»

DCMP	Direct Current Motor Pump	Насосная станция постоянного тока
DECR	Decrease	Уменьшение
DECU	Digital Engine Control Unit	Блок электронного управления двигателем
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DESEL	Deselected	Отмена выбора
DEST	Destination	Пункт назначения
DISC	Disconnect	Отключить
DISCH	Discharge	Разрядка
DLU	Data Loader Unit	Устройство загрузки данных
DME	Distance Measuring Equipment	Дальномерное оборудование
D-PRESS	Depressurization	Разгерметизация
DTK	Desired Track	Линия заданного пути
DTO	Derated Take-off	Взлет с ограниченной тягой
DU	Display Unit	Дисплей
	E	
E	East	Восток (восточная долгота)
E/W	East/West	Восток/запад (восточная/западная долгота)
EAS	Equivalent Airspeed	Индикаторная скорость
ECL	Electronic Checklist	Электронная карта контрольных проверок
ECP	EICAS Control Panel	Пульт управления EICAS

© ЗАО «ГСС»

ECU	Engine Control Unit	Блок управления двигателем (APU)
EDP	Engine Driven Pump	Насос с приводом от двигателя
EFB	Electronic Flight Bag	Электронный полетный планшет
EFCP	Electronic Flight Control Panel	Пульт управления полетными электронными индикаторами
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Электронная система полетной информации
EGT	Exhaust Gas Temperature	Температура выходящих газов
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	Электронный индикатор навигационной обстановки в горизонтальной плоскости
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System	Система индикации работы двигателя и предупреждения экипажа
EIU	Engine Interface unit	Блок концентратора данных
ELEC	Electrical	Электрический
ELEV	Elevator	Руль высоты
ELT	Emergency Locator Transmitter	Аварийный радиомаяк
EMER EXTN	Emergence Extention	Аварийный выпуск
ENG	Engine	Двигатель
EOSU	Engine Overspeed Unit	Блок защиты двигателя от раскрутки
EQPT	Equipment	Оборудование
ESS	Essential	Основной
ETOPS	Extended range operations by twin-engined aeroplane	Полёт увеличенной дальности с двумя двигателями

© ЗАО «ГСС»

EVAC	Evacuation	Эвакуация пассажиров
EWD	Engine/Warning Display	Дисплей двигателя и предупреждений
EXT	External	Внешний, наружный, выносной
EXT PWR	External Power	Внешний источник питания
	F	
F/O	First Officer	Второй пилот
FAA	Federal Aviation Administration	Федеральная Авиационная Администрация/Управление (США)
FADEC	Full Authority Digital Engine Controller	Система автоматического управления двигателем
FBWCS	Fly-by-Wire Control System	Электронная система дистанционного управления
FCP	Flight Control Panel	Пульт управления полетом
FCTL	Flight Control	Управление полетом
FCV	Flow Control Valve	Заслонка регулирования воздуха
FD	Flight Director	Система директорного (траекторного) управления
FDJP	Flight Deck Joint Panel	Пульт подключения экипажа к внутренней связи
FDR	Flight Data Recorder	Регистратор полетной информации
FF	Fuel Flow	Расход топлива
FFAN	FWD Avionics Fan	Передний вентилятор охлаждения блоков авионики
FL	Flight Level	Эшелон полета
FLAPS	Flap/Slat Selector Lever	Ручка управления механизацией крыла
FWS	Flight warning system	Система предупреждения о критических режимах полёта

© ЗАО «ГСС»

FLOOD	Flood	Заливающее
FLX	Flexible	Режим адаптированной взлетной тяги
FMA	Flight mode annunciator	Индикатор режимов полета
FMS	Flight Management System	Вычислительная система самолетовождения
FMU	Fuel Metering Unit	Блок управления расходом топливом
FMV	Fuel Metering Valve	Клапан расхода топлива
FPA	Flight Path Angle	Угол траектории полёта
FPM	Feet per minute	Футы в минуту
FQIC	Fuel Quantity Indicating Computer	Вычислитель системы измерения количества топлива
FQIS	Fuel Quantity Indicating System	Система измерения количества топлива
FRCP	Fuselage Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива на фюзеляже
FRV	Fuel Return Valve	Топливный возвратный клапан
FSCU	Fuel System Control Unit	Блок управления топливной системой
FT, ft	Feet	Фут, футы (единица длины)
FWD	Forward	Передний
	G	
GA	Go-Around	Уход на второй круг
GAPCU	Ground and Auxiliary Power Control Unit	Блок управления аэродромным /вспомогательным электропитанием
GCAM	Ground Collision Avoidance Module	Модуль предотвращения столкновения с земной поверхностью
GCJP	Ground Crew Joint Panel	Панель подключения СПУ наземного персонала

© ЗАО «ГСС»

GCU	Generator Control Unit	Блок управления генератором
GEN	Generator	Генератор
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
GND SPLRS	Ground Spoiler	Тормозные щитки
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования (США)
GPU	Ground Power Unit	Аэродромный пусковой агрегат
GPWS	Ground Proximity Warning System	Система предупреждения о близости земли
GREEN DOT	Green dot	Наивыгоднейшая эксплуатационная скорость набора высоты и снижения в конфигурации 0 при отказе одного двигателя
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GS	Glide Slope	Глиссада
GSA	Ground Spoiler Actuator	Гидромеханический привод тормозных щитков
GSCS	Ground Service Control System	Система вызова наземного персонала
GV	Ground Valve	Наземный клапан
	H	
HDG	Heading	Курс самолета
HF	High Frequency	Высокая частота
HP	High pressure	Высокое давление
HPGC	HP Ground Connector	Наземный штуцер линии высоко давления
HPSOV	High Pressure Shut-off Valve	Отсечной клапан высокого давления

© ЗАО «ГСС»

HPTACC	High Pressure Turbine Active Clearance Control	Система активного регулирования зазорами турбины высокого давления
HS	Hydraulic System	Гидравлическая система
HSCU	Hydraulic System Control Unit	Блок управления и контроля гидросистемы
HYD	Hydraulic	Гидравлический
Hz	Hertz	Герц
	I	
IAS	Indicated Airspeed	Приборная воздушная скорость
IASC	Integrated Air System Controller	Вычислитель системы кондиционирования воздуха
IDG	Integrated Drive Generator	Встроенный привод-генератор
IESI	Integrated Electronic Standby Instrument	Интегрированный электронный резервный прибор
IFDMU	Integrated Flight Data Management Unit	Встроенный блок управления полетными данными
IFR	Instrumental Flight Rules	Правила полета по приборам
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
IM	Inner Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с тремя маркерами)
INCR	Increase	Увеличение
INOP	Inoperative	Неработоспособный
INT	Inter	Внутренняя связь
INT	Interrupt	прерывистый
INT	Integrity	Целостность
INTEG	Integral	Встроенное
INV	Inverter	Статический преобразователь
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная система
IRU	Inertiial Refference Unit	Блок инерциальной системы
ISA	International Standard Temperature	Международная стандартная атмосфера

© ЗАО «ГСС»

	J	
	K	
KG, kg	Kilogram	Килограмм (единица массы)
KT, kt	Knot(s)	Узел(ы) (единица скорости
	L	
L	Left	Левый
L/G	Landing Gear	Шасси
LAT	Latitude or Lateral	Широта
LB, Lb	Pound	Фунт (единица веса)
LCV	Load control valve	Клапан управления нагрузкой
LDA	Landing Distance Available	Располагаемая посадочная дистанция
LDG	Landing	Посадка
LFS	Low Flow Sensor	Датчик расхода воздуха с пониженным давлением
LG	Landing Gear	Шасси
LGCS	Landing Gear Control System	Система управления уборкой и выпуском шасси
LGSCU	Landing Gear & Steering Control Unit	Блок электронного управления шасси
LMU	Load Management Unit	Блок выключателей-предохранителей
LNAV	Lateral NAVigation	Навигация в горизонтальной плоскости
LOC	Localizer	Курсовой радиомаяк
LOCB	LOCalizer Backcourse approach	Заход на посадку по курсовому маяку обратного курса
LONG	Longitude	Долгота
LP	Low Pressure	Низкое давление

© ЗАО «ГСС»

LPGC	Low Pressure Ground Connection	Штуцер подсоединения наземного кондиционера
LRU	Line Replaceable Unit	Компонент, заменяемый в условиях эксплуатации
LSK	Line Select Key	Кнопка выбора строки
LT	Light	Освещение
	M	
M, m	Meter	Метр
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Средняя аэродинамическая хорда
MACE	Motor and Actuator Control Electronic	Контроллер управления приводами
MAN	Manual	Ручной
MAT	Maintenance Access Terminal	Сервисный пульт наземного обслуживания
MAX	Maximum	Максимум
MCDU	Multipurpose Control and Display Unit	Многофункциональный пульт управления и индикации
MCL	Max Climb	Режим максимальной тяги в наборе высоты
MCT	Maximum Continuous Thrust	Режим максимальной продолжительной тяги
MDA/H	Minimum Descent Altitude/Height	Минимальная абсолютная/относительная высота снижения
MFD	Multi Functional Display	Многофункциональный дисплей
MIN	Minimum	Минимум
MKR	Marker	Маркерный маяк
MLS	Microwave Landing System	Микроволновая система посадки
MM	Middle Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с двумя маркерами)
MPS	Meters Per Second	Метры в секунду

© ЗАО «ГСС»

MTOW	Maximum Take-off Weight	Максимальная взлетная масса
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальная рулежная масса
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальная масса самолета без топлива
	N	
N	North	Север (северная широта)
N/A	Not Applicable	Не применяется
N/W STRG	Nose wheel steering	Выключатель системы управления поворотом колес
N1		Обороты ротора низкого давления
N2		Обороты ротора высокого давления
NAIV	Nozzl Anti-Ice Valve	Клапан противообледенительной системы воздухозаборников двигателя
NAV	Navigation	Навигационное оборудование
ND	Navigation display	Навигационный дисплей
NDB	Non-directional Beacon	Отдельная приводная радиостанция
NM, nm	Nautical Mile	Навигационная (морская) миля (единица длины)
NP	Navigation Performance	Навигационная характеристика
NPA	Non-Precision Approach	Неточный заход на посадку
NWSS	Nose Wheel Steering System	Система управления поворотом колёс
	O	
OAT	Outside Air Temperature	Температура наружного воздуха
OBS	Observer	Инспектор
OEI	One Engine Inoperative	Неработоспособность одного двигателя

© ЗАО «ГСС»

OEW	Operational Empty Weight	Масса пустого снаряженного самолета
OFF	Switch off	Отключить
OFST	Offset	Смещение
OFV	Outflow valve	Выпускной клапан
OM	Outer Marker	Дальний маркер
ON	Switch on	Включить
OT	Other Traffic	Другой самолет
OXY	Oxygen	Кислород
oz, OZ	Ounce	Унция (единица массы)
	P	
PA	Passenger Address	Связь с пассажирской кабиной
PAA	Passenger Adress Amplifier	Усилитель системы связи с салоном
PACIS	Passenger Address and Communication Intercom System	Система связи с пассажирским салоном
PARK	Parking	Стояночный
PCN	Pavement Classification Number	Классификационное число прочности покрытия
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Pilot Flying	Пилотирующий пилот
PFCU	Primary Flight Control Unit	Вычислитель системы управления верхнего уровня
PFD	Primary Flight Display	Индикатор основной полетной информации
PHC	Probe Heat Computer	Вычислитель обогрева приемников воздушных сигналов

© ЗАО «ГСС»

PMA	Permanent Magnet Alternator	Генератор переменного тока с постоянным магнитом
PNF	Pilot Not Flying	Непилотирующий пилот
PNU	Pneumatic System	Пневматическая система
PPOS	Present Aircraft Position	Текущее местоположение самолета
PRSOV	Pressure regulating and shat-off valve	Регулятор давления
Ps	Static Pressure	Величина статического давления
psi, PSI	Pound on square inch (pound/inchl)	Фунт на квадратный дюйм (единица давления)
Pt	Total Pressure	Величина полного давления
PT	Proximity Traffic	Ближнее ВС
PTT	Push-to-talk	Кнопка для ведения радиосвязи
PTU	Power transfer unit	Блок передачи мощности
PURS	Purser	Стюард
PWR	Power	Мощность, энергия
	Q	
QTY	Quantity	Количество
	R	
R	Right	Правый
RA	Resolution Advisory	Рекомендация по разрешению угрозы столкновения
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAD	Radio	Радиосвязь
RAT	Remote Air Turbine	Ветрогенератор
RAV	Ram Air Ventilation	Вентиляция набегающим потоком воздуха
RCAU	Remote Control Audio Unit	Блок усиления и коммутации

© ЗАО «ГСС»

RCP	Reconfiguration Control Panel	Пульт управления реконфигурацией
RECIRC	Recirculation	Рециркуляция
RMP	Radio Management Panel	Пульт управления радиосредствами
RNAV	aRea NAVigation	Зональная навигация
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
RRJ	Russian Regional Jet	Российский региональный самолёт
RSU	Rate Sensor Unit	Блок Датчиков угловых скоростей
RSVR	Reservoir	Резервуар
RTO	Rejected Take Off	Прерванный взлет
RUD	Rudder	Руль направления
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum (300 m (1 000 ft)) between FL 290 and FL 410	Сокращенный минимум вертикального эшелонирования (300м (1000 ft)) между FL 290 и FL 410
RVR	Runway Visual Range	Дальность видимости на ВПП
RWY	Runway	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг (южная широта)
SAT	Static Air Temperature	Температура неподвижного воздуха
SAT	Satellite	Спутник
SAT COM	Satellite Communications	Система спутниковой связи
SAV	Starter Air Valve	Клапан воздушного турбостартера
SCV	Surge Control Valve	Противопомпажный клапан
SELCAL	Selective calling System	Система избирательного вызова
SFV	Safety Valve	Предохранительный клапан
SID	Standard Instrument Departure	Стандартный маршрут вылета по приборам

© ЗАО «ГСС»

SOV	Shut-off valve	Отсечной кран/клапан (Вентиль)
SOV	Firewall Shut-off Valve	Перекрывной противопожарный клапан
SPD	Speed	Скорость
SPD BRK	Speedbrake	Воздушные тормоза
SPKR	SPEAKER	Громкоговоритель
SS	Side Stick	Боковая ручка управления самолетом
SSEC	Static Source Error Correction	Инструментальная поправка датчика статического давления
ST INV	Static Inverter	Статический преобразователь
STAB	Stabilizer	Стабилизатор
STAR	Standard Instrument Arrival	Стандартный маршрут прибытия по приборам
STBY	Standby	Резервный
SWS	Stall warning system	Система сигнализации о приближении к сваливанию
SWM	Switch Module	Модуль коммутатора
	T	
T^2CAS	Terrain and Traffic Collision Avoidance System	Система предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе и сближения с землей
TA	Traffic Advisory	Консультативная информация о воздушном движении
TAS	True Air Speed	Истинная воздушная скорость
TAT	Total Air Temperature	Температура набегающего потока
TAV	Trim Air Valve	Клапан воздушного подмеса
TAWS	Terrain Awareness Warning System	Система предупреждения о сближении с землей

© ЗАО «ГСС»

TBV	Transit Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора высокого давления
THR LEVER	Thrust Lever	Рычаг управления двигателем
TKE	Track Angle Error	Боковое отклонение от заданного путевого угла
TO	Take off	Взлет
TO/GA	Take-Off/Go-Around	Режим взлёта/ухода на 2-ой круг
TODA	Take-off distance available	Располагаемая взлетная дистанция
TORA	Take-off Run Available	Располагаемая длина разбега для взлета
TOW	Take-off Weight	Взлетная масса
TPDR	Transponder	Ответчик
TR	Thrust Reverser	Реверс тяги
TRANS	Transition	Переход
TRK	Track	Линия пути
TRU	Transformer Rectifier Unit	Выпрямительное устройство
TSE	Total System Error	Суммарная ошибка самолетовождения
	U	
UHF	Ultra High Frequency	Ультравысокая частота
ULB	Under water Locator Beacon	Подводный радиомаяк
UNLK	Unlock	Снятие с замков/промежуточное положение
UNLKD	Unlocked	Незамкнутый/незакрытый
UTC	Coordinated universal time	Всемирное координированное время

© ЗАО «ГСС»

V

V	Volt	Вольт
V_1	Critical-Engine-Fail/Decision Speed	Скорость принятия решения при взлете
V_2	Scheduled Take-off Speed	Безопасная скорость взлета
V_A	Design Maneuvering Speed	Расчетная скорость маневрирования
V_{APP}	Approach Speed	Скорость конечного этапа захода на посадку
VBV	Variable Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора низкого давления
VENTS	Ventilation temperature sensor	Вентилируемый датчик температуры
V_{FE}	Flaps Extended Speed	Максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками
VFR	Visual Flight Rules	Правила визуального полета
VHF	Very High Frequency	Ультракороткие волны
VHF COM	VHF Communication	УКВ связь
VIB	Vibration	Вибрация
V_{LE}	Maximum Landing Gear Extended Speed	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
V_{LO}	Maximum Landing Gear Operating Speed	Максимальная скорость, при которой может производиться выпуск и уборка шасси
V_{LOF}	Lift-off Speed	Скорость отрыва на взлете
V_{LS}	Lowest selectable speed	Минимальная выбираемая скорость
V_{MCA}	Minimum Control speed in the Air	Минимальная эволютивная скорость взлёта
V_{MCG}	Minimum Control Speed Ground	Минимальная эволютивная скорость разбега
V_{MCL}	Minimum Control speed during approach and Landing with all engines operating	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку

© ЗАО «ГСС»

VNAV	Vertical NAVigation	Навигация в вертикальной плоскости
VOR	VHF Omni-directional Radio Range	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
V_R	Rotation Speed	Скорость в момент (начала) подъема передней опоры самолета
V_{REF}	Reference landing approach speed, all engines operating	Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
VS	Vertical Speed	Вертикальная скорость
VSI	Vertical Speed Indicator	Индикатор вертикальной скорости
VSV	Variable Stator Vane	Система поворотных направляющих лопаток
	W	
W	West	Запад (западная долгота)
WHC	Windshield Heater Controller	Блок управления электрообогревом стекол
WOW	Weight On Wheels	Сигнал «Шасси обжато»
WXR	Weather Radar	Метеорологический локатор
WXR		
	X	
X-BLEED	Cross Bleed	Перекрестный отбор воздуха
X-FEED	Cross Feed	Кран кольцевания топлива
XFR	Transfer	Перенос/ передача
XTK	Cross Track	Фактическое боковое уклонение от трека
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива

© ЗАО «ГСС»

СОКРАЩЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатура на русском языке размещается после первого упоминания, прописными буквами, заключенными в круглые скобки.

Пример:

- первое упоминание: Командир воздушного судна (КВС)
- последующее применение: КВС

В тексте РЛЭ сокращение на русском языке пишутся прописными буквами в соответствии с установленными правилами русского языка.

Пример: ОТКЛ, КАК ТРЕБ

АР МАК	Авиационный Регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
БГО	Багажно грузовой отсек
ВИ	Временное изменение
ВКЛ	Включить
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ГЛОНАСС	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
ГПМО	Главный Перечень Минимального состава Оборудования
ЗАО «ГСС»	Закрытое акционерное общество Гражданские самолеты Сухого
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
КАК ТРЕБ	Как требуется
КАРТА	Карта контрольных проверок
КВС	Командир воздушного судна
КПТ	Концевая полоса торможения
ЛР	Летное руководство
ЛТХ	Летно-технические характеристики
МСА	Международная стандартная атмосфера

© ЗАО «ГСС»

НОТАМ	Извещение для пилотов
НП	Непилотирующий пилот
ОСЭ	Оперативный сборник экипажа
ОТКЛ	Отключить
ПВП	Правила визуальных полетов
ПОС	Противообледенительная система
ПП	Пилотирующий пилот
ППП	Правила полетов по приборам
ПРОВ	Проверены
2/П	Второй пилот
РВД	Располагаемая взлетная дистанция
РДР	Располагаемая длина разбега
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации самолета
РПД	Располагаемая посадочная дистанция
РУД	Рычаг управления двигателем
САХ	Средняя аэродинамическая хорда
СДУ	Электронная система дистанционного управления
УВД	Управление воздушным движением

© ЗАО «ГСС»

00.70 УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМ В СХЕМАХ

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.80 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ

Масса	:	1 килограмм = 2,2046 фунта 1 фунт = 0,4536 килограмма
Длина	:	1 метр = 3,2808 фута 1 фут = 0,3048 метра 1 километр = 0,54 морской мили 1морская миля =1,852 километра
Скорость	:	1 метр в секунду=196,8504 футов в минуту 1 фут в минуту =0,0051 метра в секунду 1 километр в час = 0,54 узла 1 узел =1,852 километра в час
Давление	:	1 миллибар= 0,0145 фунта на дюйм квадратный 1 фунт на дюйм квадратный = 68,95 миллибар
Объем	:	1 литр (л) = 0,2642 галлона США 1 галлон США = 3,7854 литра 1 метр кубический = 264,17 галлона США 1 галлон США = 0,0038 метра кубического
Температура	:	t (^{o}C) = 5/9 (t (^{o}F) – 32) t (^{o}F) = t (^{o}C) x 1,8 + 32

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.90 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.00.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.20.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.20.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.20.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.25	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	55		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	56		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	57		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	58		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	59		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	60		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	61		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	62		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	63		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	64		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.26.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	55		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	56		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	57		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	58		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	59		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	60		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	61		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	62		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	63		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	64		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	65		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	66		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	67		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	68		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.31.65	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.75	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.85	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.33.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.85	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.34.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.36.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.38.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.38.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.38.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.45.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.46.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.46.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.46.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.75	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.85	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

00.00 ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ..... **00**
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ..... 20
СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА..... 21
ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ..... 22
СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 23
СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ..... 24
ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 25
ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 26
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ..... 27
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА..... 28
ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА..... 29
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА..... 30
ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 31
ШАССИ..... 32
ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ..... 33
НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 34
КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ..... 35
ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА..... 36
ВОДОСНАБЖЕНИЕ И УДАЛЕНИЕ ОТХОДОВ..... 38
БОРТОВАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ..... 45
ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА КАБИНЫ ЭКИПАЖА..... 46
ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА..... 49
ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ..... 52
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА..... 70

<u>Примечание:</u> Подробное содержание приводится в начале каждой главы

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.10 СОДЕРЖАНИЕ

00.00 ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ 1

00.20 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ 1

ПРЕДИСЛОВИЕ 1

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА 1

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ 2

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ 3

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ 4

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ 5

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ 6

00.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.40 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.50 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.60 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ 2

СОКРАЩЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ 23

00.70 УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМ В СХЕМАХ 1

00.80 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ 1

00.90 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.20 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ПРЕДИСЛОВИЕ

Руководство по летной эксплуатации самолета (РЛЭ) разработано на основании Летного руководства, одобренного Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета.

ЗАО«ГСС» стремится к тому, чтобы информация, опубликованная в РЛЭ, соответствовала информации, содержащейся в Летном руководстве.

При обнаружении разночтений приоритет должен быть отдан Летному руководству.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА

РЛЭ распространяется на самолеты RRJ-95B.

Данные, приведенные на странице РЛЭ, применимы к самолетам, серийный заводской номер которых указан в поле нижнего колонтитула страницы и соответствуют конфигурации, которую имел самолет при выпуске с завода с учетом доработок, выполненных по сервисным бюллетеням.

© ЗАО «ГСС»

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ

РЛЭ разработано для использования летным составом, имеющим соответствующую общую летную и техническую подготовку и обладающий знаниями и навыками необходимыми для эксплуатации многодвигательного самолета, его систем и оборудования, в объеме, определяемом условиями допуска к полетам на самолете данного типа.

Летный состав должен обладать знаниями английского языка не ниже II-го уровня по требованиям ИКАО.

Руководство предназначено для использования при выполнении полета или для подготовки летного состава при повышении квалификации.

РЛЭ не предназначено для использования в качестве документа для первоначального обучения летного состава

СТРУКТУРА РЛЭ

Содержание РЛЭ разделено на четыре части:

ЧАСТЬ 1 : Подготовка и выполнение полета
ЧАСТЬ 2 : Эксплуатация систем и оборудования
ЧАСТЬ 3 : Вычислительная система самолётовождения
ЧАСТЬ 4 : Оперативный сборник экипажа

© ЗАО «ГСС»

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ

ФОРМЫ ПОВЫШЕНИЯ ВНИМАНИЯ

Для выделения в тексте РЛЭ отдельных указаний или их частей, требующих повышенного внимания, используют следующие формы повышения внимания:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ НЕСЧАСТНЫМ СЛУЧАЯМ СО СМЕРТЕЛЬНЫМ ИСХОДОМ.

ВНИМАНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ИХ ПОВРЕЖДЕНИЮ.

Примечание: Применяется к летным процедурам или эксплуатационным требованиям по использованию систем самолета, его оборудования и т.д., которые необходимо существенным образом выделить.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

РЛЭ включает в себя техническую информацию, требуемую для обучения, которая так же предоставляется в качестве дополнительной информации.

- если тексту или иллюстрации предшествует, условное обозначение **ДЛЯ ИНФОРМАЦИИ**, это значит, что предоставленная информация полезна для лучшего понимания основного материала. Контроль знания этой информации не требуется при оценке уровня квалификации летного состава.
- текстовые сообщения системы аварийной, предупреждающей и уведомительной сигнализации объединены в таблицы, которые размещены в разделе Сигнализация в конце каждой главы Части 2 РЛЭ

© ЗАО «ГСС»

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ



Серийный заводской номер:

95007,95008	:	страница применима к самолетам с серийными заводскими номерами 95007 и 95008
95008-95010	:	страница применима ко всем самолетам с серийными заводскими номерами, начиная с 95008 по 95010 включительно
ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ	:	страница применима ко всем самолетам.

Авторское право

Содержание документа является собственностью ЗАО «ГСС».

Любое распространение, копирование, воспроизведение или другое использование документа в целом или любой из его частей без письменного разрешения ЗАО «ГСС» запрещено.

© ЗАО «ГСС» 2010г. Все права защищены.

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения изменений.

Изменение издается взамен или в дополнение соответствующего материала в виде отдельных листов и рассылается держателям РЛЭ.

РЛЭ соответствует своему назначению при условии, что оно своевременно приводится в соответствие с вводимыми изменениями.

Ответственность за своевременное и правильное внесение изменений, в соответствии с установленным порядком, несет держатель РЛЭ.

ИЗМЕНЕНИЯ

Для внесения поправок, дополнений и новых данных не срочного характера, периодически издаются изменения.

Одновременно с листами изменения рассылаются сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих страниц».

Все изменения должны быть отражены в «Листе регистрации изменений».

ВРЕМЕННЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ

В случае необходимости внесения срочного изменения, в период между периодически издаваемыми изменениями, издается временное изменение, листы которых печатаются на бумаге желтого цвета.

Одновременно с листами временного изменения рассылается сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих временных изменений».

Все временные изменения должны быть отражены в «Листе регистрации временных изменений».

© ЗАО «ГСС»

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ

УКАЗАНИЯ ПО ВНЕСЕНИЮ ИЗМЕНЕНИЯ

При внесении изменения руководствоваться следующим:

Изъять : Лист должен быть изъят.

Этот лист может быть заменен на новый лист, если такая процедура предусмотрена, если нет, то лист изымается без замены.

Вставить : Вводится новый лист

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

После внесения изменения, перед уничтожением изъятых страниц, рекомендуется выполнить контрольную проверку правильности внесения изменения, используя «Перечень действующих страниц», в котором перечислены все страницы, действующие после внесения изменения.

В «Перечне действующих станиц» новые страницы обозначены символом **Н**, а страницы с изменениями символом **И**.

© ЗАО «ГСС»

00.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

00.40 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

00.50 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№ временного изменения	Дата	Содержание временного изменения	Применимость

Временных изменений нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.60 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На самолете RRJ 95B установлены системы и оборудование иностранных производителей. Названия этих систем и оборудования, на английском языке, использованы в конструкторской документации. Все надписи, трафареты и все виды индикации на самолете, используемые при эксплуатации этих систем и оборудования, выполнены на английском языке. При отражении этой информации в РЛЭ, для исключения случаев ее неоднозначного понимания летным экипажем в данном разделе изложены принципы, определяющие порядок применения аббревиатур и сокращений в тексте РЛЭ.

Все определения англоязычных аббревиатур и сокращений на русском языке приведены в соответствии с действующими документами ИКАО, ГОСТ (ОСТ) РФ и уже используемыми в ГА РФ.

Примечание: Применение аббревиатур и сокращений на русском языке в тексте РЛЭ сведено к использованию минимального количества общепринятых в гражданской авиации.

© ЗАО «ГСС»

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатуры на английском языке размещаются после первого упоминания ее русского определения, прописными буквами английского алфавита, заключенными в квадратные скобки. Далее по тексту для сокращения объема РЛЭ допускается использование аббревиатуры как отдельного слова, следующего за ключевым, используемым в русском определении.

Пример:

- первое упоминание: Блок электронного управления двигателем [DECU].
- последующее применение: … Блок DECU.

В тексте РЛЭ сокращение на английском языке размещается после первого упоминания его перевода на русском языке, прописными буквами английского алфавита. Далее допускается использование сокращения на английском языке как отдельного слова, если это обеспечивает однозначное толкование текста или совместно с ключевым словом, используемом в русском переводе.

Пример:

- первое упоминание: …выбрать автоматический режим AUTO.
- 1 вариант, последующее применение: режим AUTO
- 2 вариант, последующее применение: … ELEC 2A……..AUTO

A		
A/C	Aircraft	Воздушное судно
A/T	Auto throttle	Автомат тяги
AC	Alternating Current	Переменный ток
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACC	Accumulator	Аккумулятор
ACCIS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью

© ЗАО «ГСС»

ACCUM	Hydraulic accumulator	Гидроаккумулятор
ACE	Actuator Control Electronic Module	Блок управления и контроля приводов
ACMP	Alternating current motor pump	Насосная станция переменного тока
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число самолета
ACP	Audio Control Panel	Пульт управления аппаратуры внутренней связи
	Air Cooling Pack	Устройство охлаждения воздуха
ACS	Air Conditioning System	Система кондиционирования воздуха
ADC	Air Data Computer	Вычислитель системы ADS
ADF	Automatic Direction Finder	Автоматический Радио Компас
ADIRS	Air Data and Inertial Reference System	Пульт управления системой ADS и системой IRS
ADM	Air Data Module	Модуль воздушных сихналов
ADS	Air Data System	Система воздушных сигналов
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast	Автоматическое Зависимое Наблюдение в режиме радиоВещания
AEV	Avionics Exhaust Valve	Клапан аварийной вентиляции авионики
AEVMS	Advanced Engine Vibration Monitoring System	Система контроля вибрации двигателя
AFAN	Afterward Avionics Fan	Задний вентилятор охлаждения блоков авионики
AFCS	Automatic Flight Control System	Система автоматического управления полетом
AFT	Afterward	Задний
AGL	Above ground level	Над уровнем земли
AH	Attendant Handset	Телефонная трубка бортпроводника

© ЗАО «ГСС»

A-ICE	Ice and Rain Protection	Противооблединительная система
AIL	Aileron	Элерон
ALT	Altitude	Высота
ALTN	Alternate	Резервный/запасной
AMS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью
ANP	Actual Navigation Performance	Фактические навигационные характеристики
AOA	Angle Of Attack	Угол атаки
AP	Autopilot or Automatic Pilot	Автопилот
APM	Aircraft Personality Module	Модуль конфигурации персональный
APPR	Approach	Заход на посадку, подход к зоне аэропорта
APU	Auxiliary Power Unit	Вспомогательная силовая установка
ASAP	As soon as possible	При первой возможности
ASDA	Accelerate-stop distance available	Располагаемая дистанция прерванного взлета
ASU	Air Starter Unit	Установка воздушного запуска
ATA	Air Transport Association	Ассоциация воздушного транспорта США
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
ATT	Attendant	Бортпроводник
ATT	Attitude	Пространственное положение самолета в воздухе
AUTO	Automatic	Автоматический
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
AVAIL	Available	Доступный, пригодный, располагаемый
AVS	Avionics System	Авиационная электронная система

© ЗАО «ГСС»

	B	
BARO	Barometric	Барометрический
BAS	Bleed Air System	Система отбора воздуха
BAT	Battery	Аккумуляторная батарея
BCU	Brakes Control Unit	Блок управления тормозами колес
BFAN	Blower Fan	Нагнетательный вентилятор
BLKD	Blocked	Запертое положение
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRK	Brake	Тормоза
BRT	Brightness	Яркость
BSV	Burner Staging Valve	Клапан контуров форсунок
	C	
C/B	Circuit breaker	Автомат защиты сети
CAB	Cabin	Пассажирская кабина
CAC	Core Avionics Cabinet	Основной системный блок Авионики
CANC	Cancel	Отменить
CAPT	Captain	Командир Воздушного Судна
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CAS	Crew Alerting System	Система предупреждения экипажа
CBV	Cross Bleed Valve	Клапан линии перекрестного отбора воздуха
CDI	Course Deviation Indicator	Навигационный курсовой прибор директорной системы
CDL	Configuration Deviation List	Перечень отклонений в конфигурации
CDS	Cockpit Display System	Система отображения информации

© ЗАО «ГСС»

CDU	Control Display Unit	Пульт управления и индикации
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Столкновение исправного ВС с землей
CG	Center-of-Gravity	Центр тяжести самолета
CHKL	Checklist	Карта контрольных проверок
CKPT	Cockpit	Кабина экипажа
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)
CMS	Centralized Maintenance System	Бортовая Система Технического Обслуживания
CPA	Collision Prediction and Allerting	Предупреждение столкновения
CPCS	Cabin Pressure Control System	Система Автоматического Регулирования Давления
CPIOM	Core Processing and Input/Output Module	Центральный процессор и модуль ввода/вывода
CRCP	Cabin Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива в кабине
CRS	Course	Курс
CTL	Control	Контролировать
CTR	Center	Центральный
CVR	Cockpit Voice Recorder	Бортовой речевой самописец
	D	
DA	Drift Angle	Угол сноса
DA/H	Decision Altitude/Height	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DC	Direct current	Постоянный ток
DC BUS	Direct Current Bus	Основная шина постоянного тока
DC ESS	Direct Current Essential Bus	Аварийная шина постоянного тока

© ЗАО «ГСС»

DCMP	Direct Current Motor Pump	Насосная станция постоянного тока
DECR	Decrease	Уменьшение
DECU	Digital Engine Control Unit	Блок электронного управления двигателем
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DESEL	Deselected	Отмена выбора
DEST	Destination	Пункт назначения
DISC	Disconnect	Отключить
DISCH	Discharge	Разрядка
DLU	Data Loader Unit	Устройство загрузки данных
DME	Distance Measuring Equipment	Дальномерное оборудование
D-PRESS	Depressurization	Разгерметизация
DTK	Desired Track	Линия заданного пути
DTO	Derated Take-off	Взлет с ограниченной тягой
DU	Display Unit	Дисплей
	E	
E	East	Восток (восточная долгота)
E/W	East/West	Восток/запад (восточная/западная долгота)
EAS	Equivalent Airspeed	Индикаторная скорость
ECL	Electronic Checklist	Электронная карта контрольных проверок
ECP	EICAS Control Panel	Пульт управления EICAS

© ЗАО «ГСС»

ECU	Engine Control Unit	Блок управления двигателем (APU)
EDP	Engine Driven Pump	Насос с приводом от двигателя
EFB	Electronic Flight Bag	Электронный полетный планшет
EFCP	Electronic Flight Control Panel	Пульт управления полетными электронными индикаторами
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Электронная система полетной информации
EGT	Exhaust Gas Temperature	Температура выходящих газов
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	Электронный индикатор навигационной обстановки в горизонтальной плоскости
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System	Система индикации работы двигателя и предупреждения экипажа
EIU	Engine Interface unit	Блок концентратора данных
ELEC	Electrical	Электрический
ELEV	Elevator	Руль высоты
ELT	Emergency Locator Transmitter	Аварийный радиомаяк
EMER EXTN	Emergence Extention	Аварийный выпуск
ENG	Engine	Двигатель
EOSU	Engine Overspeed Unit	Блок защиты двигателя от раскрутки
EQPT	Equipment	Оборудование
ESS	Essential	Основной
ETOPS	Extended range operations by twin-engined aeroplane	Полёт увеличенной дальности с двумя двигателями

© ЗАО «ГСС»

EVAC	Evacuation	Эвакуация пассажиров
EWD	Engine/Warning Display	Дисплей двигателя и предупреждений
EXT	External	Внешний, наружный, выносной
EXT PWR	External Power	Внешний источник питания
	F	
F/O	First Officer	Второй пилот
FAA	Federal Aviation Administration	Федеральная Авиационная Администрация/Управление (США)
FADEC	Full Authority Digital Engine Controller	Система автоматического управления двигателем
FBWCS	Fly-by-Wire Control System	Электронная система дистанционного управления
FCP	Flight Control Panel	Пульт управления полетом
FCTL	Flight Control	Управление полетом
FCV	Flow Control Valve	Заслонка регулирования воздуха
FD	Flight Director	Система директорного (траекторного) управления
FDJP	Flight Deck Joint Panel	Пульт подключения экипажа к внутренней связи
FDR	Flight Data Recorder	Регистратор полетной информации
FF	Fuel Flow	Расход топлива
FFAN	FWD Avionics Fan	Передний вентилятор охлаждения блоков авионики
FL	Flight Level	Эшелон полета
FLAPS	Flap/Slat Selector Lever	Ручка управления механизацией крыла
FWS	Flight warning system	Система предупреждения о критических режимах полёта

© ЗАО «ГСС»

FLOOD	Flood	Заливающее
FLX	Flexible	Режим адаптированной взлетной тяги
FMA	Flight mode annunciator	Индикатор режимов полета
FMS	Flight Management System	Вычислительная система самолетовождения
FMU	Fuel Metering Unit	Блок управления расходом топливом
FMV	Fuel Metering Valve	Клапан расхода топлива
FPA	Flight Path Angle	Угол траектории полёта
FPM	Feet per minute	Футы в минуту
FQIC	Fuel Quantity Indicating Computer	Вычислитель системы измерения количества топлива
FQIS	Fuel Quantity Indicating System	Система измерения количества топлива
FRCP	Fuselage Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива на фюзеляже
FRV	Fuel Return Valve	Топливный возвратный клапан
FSCU	Fuel System Control Unit	Блок управления топливной системой
FT, ft	Feet	Фут, футы (единица длины)
FWD	Forward	Передний
	G	
GA	Go-Around	Уход на второй круг
GAPCU	Ground and Auxiliary Power Control Unit	Блок управления аэродромным /вспомогательным электропитанием
GCAM	Ground Collision Avoidance Module	Модуль предотвращения столкновения с земной поверхностью
GCJP	Ground Crew Joint Panel	Панель подключения СПУ наземного персонала

© ЗАО «ГСС»

GCU	Generator Control Unit	Блок управления генератором
GEN	Generator	Генератор
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
GND SPLRS	Ground Spoiler	Тормозные щитки
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования (США)
GPU	Ground Power Unit	Аэродромный пусковой агрегат
GPWS	Ground Proximity Warning System	Система предупреждения о близости земли
GREEN DOT	Green dot	Наивыгоднейшая эксплуатационная скорость набора высоты и снижения в конфигурации 0 при отказе одного двигателя
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GS	Glide Slope	Глиссада
GSA	Ground Spoiler Actuator	Гидромеханический привод тормозных щитков
GSCS	Ground Service Control System	Система вызова наземного персонала
GV	Ground Valve	Наземный клапан
	H	
HDG	Heading	Курс самолета
HF	High Frequency	Высокая частота
HP	High pressure	Высокое давление
HPGC	HP Ground Connector	Наземный штуцер линии высоко давления
HPSOV	High Pressure Shut-off Valve	Отсечной клапан высокого давления

© ЗАО «ГСС»

HPTACC	High Pressure Turbine Active Clearance Control	Система активного регулирования зазорами турбины высокого давления
HS	Hydraulic System	Гидравлическая система
HSCU	Hydraulic System Control Unit	Блок управления и контроля гидросистемы
HYD	Hydraulic	Гидравлический
Hz	Hertz	Герц
	I	
IAS	Indicated Airspeed	Приборная воздушная скорость
IASC	Integrated Air System Controller	Вычислитель системы кондиционирования воздуха
IDG	Integrated Drive Generator	Встроенный привод-генератор
IESI	Integrated Electronic Standby Instrument	Интегрированный электронный резервный прибор
IFDMU	Integrated Flight Data Management Unit	Встроенный блок управления полетными данными
IFR	Instrumental Flight Rules	Правила полета по приборам
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
IM	Inner Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с тремя маркерами)
INCR	Increase	Увеличение
INOP	Inoperative	Неработоспособный
INT	Inter	Внутренняя связь
INT	Interrupt	прерывистый
INT	Integrity	Целостность
INTEG	Integral	Встроенное
INV	Inverter	Статический преобразователь
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная система
IRU	Inertiial Refference Unit	Блок инерциальной системы
ISA	International Standard Temperature	Международная стандартная атмосфера

© ЗАО «ГСС»

	J	
	K	
KG, kg	Kilogram	Килограмм (единица массы)
KT, kt	Knot(s)	Узел(ы) (единица скорости
	L	
L	Left	Левый
L/G	Landing Gear	Шасси
LAT	Latitude or Lateral	Широта
LB, Lb	Pound	Фунт (единица веса)
LCV	Load control valve	Клапан управления нагрузкой
LDA	Landing Distance Available	Располагаемая посадочная дистанция
LDG	Landing	Посадка
LFS	Low Flow Sensor	Датчик расхода воздуха с пониженным давлением
LG	Landing Gear	Шасси
LGCS	Landing Gear Control System	Система управления уборкой и выпуском шасси
LGSCU	Landing Gear & Steering Control Unit	Блок электронного управления шасси
LMU	Load Management Unit	Блок выключателей-предохранителей
LNAV	Lateral NAVigation	Навигация в горизонтальной плоскости
LOC	Localizer	Курсовой радиомаяк
LOCB	LOCalizer Backcourse approach	Заход на посадку по курсовому маяку обратного курса
LONG	Longitude	Долгота
LP	Low Pressure	Низкое давление

© ЗАО «ГСС»

LPGC	Low Pressure Ground Connection	Штуцер подсоединения наземного кондиционера
LRU	Line Replaceable Unit	Компонент, заменяемый в условиях эксплуатации
LSK	Line Select Key	Кнопка выбора строки
LT	Light	Освещение
	M	
M, m	Meter	Метр
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Средняя аэродинамическая хорда
MACE	Motor and Actuator Control Electronic	Контроллер управления приводами
MAN	Manual	Ручной
MAT	Maintenance Access Terminal	Сервисный пульт наземного обслуживания
MAX	Maximum	Максимум
MCDU	Multipurpose Control and Display Unit	Многофункциональный пульт управления и индикации
MCL	Max Climb	Режим максимальной тяги в наборе высоты
MCT	Maximum Continuous Thrust	Режим максимальной продолжительной тяги
MDA/H	Minimum Descent Altitude/Height	Минимальная абсолютная/относительная высота снижения
MFD	Multi Functional Display	Многофункциональный дисплей
MIN	Minimum	Минимум
MKR	Marker	Маркерный маяк
MLS	Microwave Landing System	Микроволновая система посадки
MM	Middle Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с двумя маркерами)
MPS	Meters Per Second	Метры в секунду

© ЗАО «ГСС»

MTOW	Maximum Take-off Weight	Максимальная взлетная масса
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальная рулежная масса
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальная масса самолета без топлива
	N	
N	North	Север (северная широта)
N/A	Not Applicable	Не применяется
N/W STRG	Nose wheel steering	Выключатель системы управления поворотом колес
N1		Обороты ротора низкого давления
N2		Обороты ротора высокого давления
NAIV	Nozzl Anti-Ice Valve	Клапан противообледенительной системы воздухозаборников двигателя
NAV	Navigation	Навигационное оборудование
ND	Navigation display	Навигационный дисплей
NDB	Non-directional Beacon	Отдельная приводная радиостанция
NM, nm	Nautical Mile	Навигационная (морская) миля (единица длины)
NP	Navigation Performance	Навигационная характеристика
NPA	Non-Precision Approach	Неточный заход на посадку
NWSS	Nose Wheel Steering System	Система управления поворотом колёс
	O	
OAT	Outside Air Temperature	Температура наружного воздуха
OBS	Observer	Инспектор
OEI	One Engine Inoperative	Неработоспособность одного двигателя

© ЗАО «ГСС»

OEW	Operational Empty Weight	Масса пустого снаряженного самолета
OFF	Switch off	Отключить
OFST	Offset	Смещение
OFV	Outflow valve	Выпускной клапан
OM	Outer Marker	Дальний маркер
ON	Switch on	Включить
OT	Other Traffic	Другой самолет
OXY	Oxygen	Кислород
oz, OZ	Ounce	Унция (единица массы)
	P	
PA	Passenger Address	Связь с пассажирской кабиной
PAA	Passenger Adress Amplifier	Усилитель системы связи с салоном
PACIS	Passenger Address and Communication Intercom System	Система связи с пассажирским салоном
PARK	Parking	Стояночный
PCN	Pavement Classification Number	Классификационное число прочности покрытия
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Pilot Flying	Пилотирующий пилот
PFCU	Primary Flight Control Unit	Вычислитель системы управления верхнего уровня
PFD	Primary Flight Display	Индикатор основной полетной информации
PHC	Probe Heat Computer	Вычислитель обогрева приемников воздушных сигналов

© ЗАО «ГСС»

PMA	Permanent Magnet Alternator	Генератор переменного тока с постоянным магнитом
PNF	Pilot Not Flying	Непилотирующий пилот
PNU	Pneumatic System	Пневматическая система
PPOS	Present Aircraft Position	Текущее местоположение самолета
PRSOV	Pressure regulating and shat-off valve	Регулятор давления
Ps	Static Pressure	Величина статического давления
psi, PSI	Pound on square inch (pound/inchl)	Фунт на квадратный дюйм (единица давления)
Pt	Total Pressure	Величина полного давления
PT	Proximity Traffic	Ближнее ВС
PTT	Push-to-talk	Кнопка для ведения радиосвязи
PTU	Power transfer unit	Блок передачи мощности
PURS	Purser	Стюард
PWR	Power	Мощность, энергия
	Q	
QTY	Quantity	Количество
	R	
R	Right	Правый
RA	Resolution Advisory	Рекомендация по разрешению угрозы столкновения
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAD	Radio	Радиосвязь
RAT	Remote Air Turbine	Ветрогенератор
RAV	Ram Air Ventilation	Вентиляция набегающим потоком воздуха
RCAU	Remote Control Audio Unit	Блок усиления и коммутации

© ЗАО «ГСС»

RCP	Reconfiguration Control Panel	Пульт управления реконфигурацией
RECIRC	Recirculation	Рециркуляция
RMP	Radio Management Panel	Пульт управления радиосредствами
RNAV	aRea NAVigation	Зональная навигация
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
RRJ	Russian Regional Jet	Российский региональный самолёт
RSU	Rate Sensor Unit	Блок Датчиков угловых скоростей
RSVR	Reservoir	Резервуар
RTO	Rejected Take Off	Прерванный взлет
RUD	Rudder	Руль направления
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum (300 m (1 000 ft)) between FL 290 and FL 410	Сокращенный минимум вертикального эшелонирования (300м (1000 ft)) между FL 290 и FL 410
RVR	Runway Visual Range	Дальность видимости на ВПП
RWY	Runway	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг (южная широта)
SAT	Static Air Temperature	Температура неподвижного воздуха
SAT	Satellite	Спутник
SAT COM	Satellite Communications	Система спутниковой связи
SAV	Starter Air Valve	Клапан воздушного турбостартера
SCV	Surge Control Valve	Противопомпажный клапан
SELCAL	Selective calling System	Система избирательного вызова
SFV	Safety Valve	Предохранительный клапан
SID	Standard Instrument Departure	Стандартный маршрут вылета по приборам

© ЗАО «ГСС»

SOV	Shut-off valve	Отсечной кран/клапан (Вентиль)
SOV	Firewall Shut-off Valve	Перекрывной противопожарный клапан
SPD	Speed	Скорость
SPD BRK	Speedbrake	Воздушные тормоза
SPKR	SPEAKER	Громкоговоритель
SS	Side Stick	Боковая ручка управления самолетом
SSEC	Static Source Error Correction	Инструментальная поправка датчика статического давления
ST INV	Static Inverter	Статический преобразователь
STAB	Stabilizer	Стабилизатор
STAR	Standard Instrument Arrival	Стандартный маршрут прибытия по приборам
STBY	Standby	Резервный
SWS	Stall warning system	Система сигнализации о приближении к сваливанию
SWM	Switch Module	Модуль коммутатора
	T	
T^2CAS	Terrain and Traffic Collision Avoidance System	Система предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе и сближения с землей
TA	Traffic Advisory	Консультативная информация о воздушном движении
TAS	True Air Speed	Истинная воздушная скорость
TAT	Total Air Temperature	Температура набегающего потока
TAV	Trim Air Valve	Клапан воздушного подмеса
TAWS	Terrain Awareness Warning System	Система предупреждения о сближении с землей

© ЗАО «ГСС»

TBV	Transit Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора высокого давления
THR LEVER	Thrust Lever	Рычаг управления двигателем
TKE	Track Angle Error	Боковое отклонение от заданного путевого угла
TO	Take off	Взлет
TO/GA	Take-Off/Go-Around	Режим взлёта/ухода на 2-ой круг
TODA	Take-off distance available	Располагаемая взлетная дистанция
TORA	Take-off Run Available	Располагаемая длина разбега для взлета
TOW	Take-off Weight	Взлетная масса
TPDR	Transponder	Ответчик
TR	Thrust Reverser	Реверс тяги
TRANS	Transition	Переход
TRK	Track	Линия пути
TRU	Transformer Rectifier Unit	Выпрямительное устройство
TSE	Total System Error	Суммарная ошибка самолетовождения
	U	
UHF	Ultra High Frequency	Ультравысокая частота
ULB	Under water Locator Beacon	Подводный радиомаяк
UNLK	Unlock	Снятие с замков/промежуточное положение
UNLKD	Unlocked	Незамкнутый/незакрытый
UTC	Coordinated universal time	Всемирное координированное время

© ЗАО «ГСС»

V

V	Volt	Вольт
V_1	Critical-Engine-Fail/Decision Speed	Скорость принятия решения при взлете
V_2	Scheduled Take-off Speed	Безопасная скорость взлета
V_A	Design Maneuvering Speed	Расчетная скорость маневрирования
V_{APP}	Approach Speed	Скорость конечного этапа захода на посадку
VBV	Variable Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора низкого давления
VENTS	Ventilation temperature sensor	Вентилируемый датчик температуры
V_{FE}	Flaps Extended Speed	Максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками
VFR	Visual Flight Rules	Правила визуального полета
VHF	Very High Frequency	Ультракороткие волны
VHF COM	VHF Communication	УКВ связь
VIB	Vibration	Вибрация
V_{LE}	Maximum Landing Gear Extended Speed	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
V_{LO}	Maximum Landing Gear Operating Speed	Максимальная скорость, при которой может производиться выпуск и уборка шасси
V_{LOF}	Lift-off Speed	Скорость отрыва на взлете
V_{LS}	Lowest selectable speed	Минимальная выбираемая скорость
V_{MCA}	Minimum Control speed in the Air	Минимальная эволютивная скорость взлёта
V_{MCG}	Minimum Control Speed Ground	Минимальная эволютивная скорость разбега
V_{MCL}	Minimum Control speed during approach and Landing with all engines operating	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку

© ЗАО «ГСС»

VNAV	Vertical NAVigation	Навигация в вертикальной плоскости
VOR	VHF Omni-directional Radio Range	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
V_R	Rotation Speed	Скорость в момент (начала) подъема передней опоры самолета
V_{REF}	Reference landing approach speed, all engines operating	Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
VS	Vertical Speed	Вертикальная скорость
VSI	Vertical Speed Indicator	Индикатор вертикальной скорости
VSV	Variable Stator Vane	Система поворотных направляющих лопаток
	W	
W	West	Запад (западная долгота)
WHC	Windshield Heater Controller	Блок управления электрообогревом стекол
WOW	Weight On Wheels	Сигнал «Шасси обжато»
WXR	Weather Radar	Метеорологический локатор
WXR		
	X	
X-BLEED	Cross Bleed	Перекрестный отбор воздуха
X-FEED	Cross Feed	Кран кольцевания топлива
XFR	Transfer	Перенос/ передача
XTK	Cross Track	Фактическое боковое уклонение от трека
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива

© ЗАО «ГСС»

СОКРАЩЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатура на русском языке размещается после первого упоминания, прописными буквами, заключенными в круглые скобки.

Пример:

- первое упоминание: Командир воздушного судна (КВС)
- последующее применение: КВС

В тексте РЛЭ сокращение на русском языке пишутся прописными буквами в соответствии с установленными правилами русского языка.

Пример: ОТКЛ, КАК ТРЕБ

АР МАК	Авиационный Регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
БГО	Багажно грузовой отсек
ВИ	Временное изменение
ВКЛ	Включить
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ГЛОНАСС	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
ГПМО	Главный Перечень Минимального состава Оборудования
ЗАО «ГСС»	Закрытое акционерное общество Гражданские самолеты Сухого
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
КАК ТРЕБ	Как требуется
КАРТА	Карта контрольных проверок
КВС	Командир воздушного судна
КПТ	Концевая полоса торможения
ЛР	Летное руководство
ЛТХ	Летно-технические характеристики
МСА	Международная стандартная атмосфера

© ЗАО «ГСС»

НОТАМ	Извещение для пилотов
НП	Непилотирующий пилот
ОСЭ	Оперативный сборник экипажа
ОТКЛ	Отключить
ПВП	Правила визуальных полетов
ПОС	Противообледенительная система
ПП	Пилотирующий пилот
ППП	Правила полетов по приборам
ПРОВ	Проверены
2/П	Второй пилот
РВД	Располагаемая взлетная дистанция
РДР	Располагаемая длина разбега
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации самолета
РПД	Располагаемая посадочная дистанция
РУД	Рычаг управления двигателем
САХ	Средняя аэродинамическая хорда
СДУ	Электронная система дистанционного управления
УВД	Управление воздушным движением

© ЗАО «ГСС»

00.70 УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМ В СХЕМАХ

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.80 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ

Масса	:	1 килограмм = 2,2046 фунта 1 фунт = 0,4536 килограмма
Длина	:	1 метр = 3,2808 фута 1 фут = 0,3048 метра 1 километр = 0,54 морской мили 1морская миля =1,852 километра
Скорость	:	1 метр в секунду=196,8504 футов в минуту 1 фут в минуту =0,0051 метра в секунду 1 километр в час = 0,54 узла 1 узел =1,852 километра в час
Давление	:	1 миллибар= 0,0145 фунта на дюйм квадратный 1 фунт на дюйм квадратный = 68,95 миллибар
Объем	:	1 литр (л) = 0,2642 галлона США 1 галлон США = 3,7854 литра 1 метр кубический = 264,17 галлона США 1 галлон США = 0,0038 метра кубического
Температура	:	t (^{o}C) = 5/9 (t (^{o}F) – 32) t (^{o}F) = t (^{o}C) x 1,8 + 32

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.90 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.00.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.20.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.20.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.20.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.21.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.22.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.25	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.23.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.24.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	55		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	56		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	57		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	58		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	59		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	60		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	61		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	62		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	63		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	64		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.25.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.26.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.26.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.27.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.28.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.29.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.30.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	55		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	56		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	57		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	58		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	59		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	60		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	61		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	62		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	63		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	64		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	65		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	66		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	67		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	68		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.31.65	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.75	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.85	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.31.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.32.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.33.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.33.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.34.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.85	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.34.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.35.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.35.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.36.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.36.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.38.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.38.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.38.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.45.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.46.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.46.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.46.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.49.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.52.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
2.70.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.75	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.85	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.70.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

21.00 СОДЕРЖАНИЕ

21.10 КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ВОЗДУХА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ 2

РЕГУЛИРОВКА ТЕМПЕРАТУРЫ 4

21.20 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ (CPCS) 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ 2

РАБОТА СИСТЕМЫ 4

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 11

СИГНАЛИЗАЦИЯ 15

21.30 СИСТЕМА ВЕНТИЛЯЦИИ 1

ВЕНТИЛЯЦИЯ АВИОНИКИ 1

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ 1

НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ 3

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИ ОТКАЗАХ 4

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 5

СИГНАЛИЗАЦИЯ 7

21.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

21.10 КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ВОЗДУХА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На самолете установлены две полностью независимые друг от друга системы кондиционирования воздуха (ACS) – левая и правая. При нормальной эксплуатации отбор воздуха для каждой ACS осуществляется от соответствующего двигателя. Управление каждой из ACS осуществляется от соответствующего вычислителя системы кондиционирования воздуха (IASC).

Работа системы полностью автоматизирована. Экипаж может вручную отключить любую ACS.

При отказе отбора воздуха от одного двигателя или отказе ACP воздух для работоспособной ACS отбирается от соответствующего двигателя при полете на высоте не более FL250.

© ЗАО «ГСС»

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ

ОЗОНОВЫЙ КОНВЕРТЕР

Воздух из системы отбора проходит через озоновый конвертер, который обеспечивает снижение концентрации озона до допустимого уровня.

ЗАСЛОНКА РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУХА (FCV)

Количество воздуха, подаваемого в систему кондиционирования воздуха, регулируется FCV.

УСТРОЙСТВО ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА (ACP)

Регулируемый FCV воздух поступает в ACP, где происходит снижение его температуры.

СМЕСИТЕЛЬНЫЙ ТРУБОПРОВОД

Охлажденный воздух направляется в смесительный трубопровод системы вентиляции. В смесительном трубопроводе происходит смешение воздуха от левой и правой ACP с воздухом из линий рециркуляции и подмеса.

ЛИНИЯ ПОДМЕСА

Линия подмеса служит для подачи отбираемого воздуха в смесительный трубопровод, минуя ACP. Этим обеспечивается регулировка температуры воздуха, необходимая для работы линии распределения и рециркуляции.

ЛИНИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ И РЕЦИРКУЛЯЦИИ

Линия обеспечивает необходимое распределение и рециркуляцию воздуха в гермокабине с минимальным потреблением свежего воздуха, позонную регулировку температуры воздуха. Регулировка осуществляется автоматически с учётом положения задатчиков CKPT и CAB пульта управления AIR.

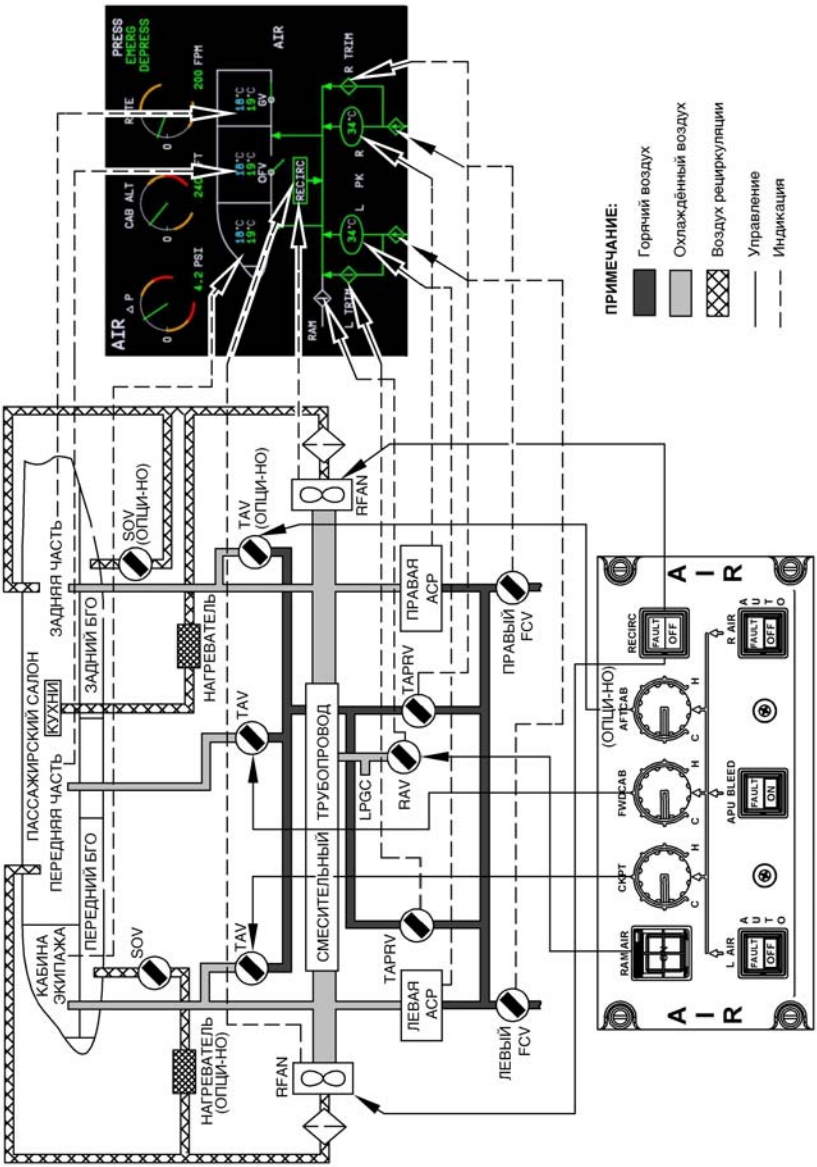
ВЕНТИЛЯЦИЯ ПРОДУВОЧНЫМ ВОЗДУХОМ

При включении режима вентиляции продувочным воздухом обеспечивается подача наружного воздуха через клапан RAV и правую ACP в смесительный трубопровод за счет скоростного напора. В этом случае сохранение заданной температуры в кабине экипажа и салоне пассажиров не обеспечивается.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧЕНИЕ ВЕНТИЛЯЦИИ ПРОДУВОЧНЫМ ВОЗДУХОМ НА ВЫСОТАХ БОЛЕЕ 10000 FT (3000 M).

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА ACS



© ЗАО «ГСС»

РЕГУЛИРОВКА ТЕМПЕРАТУРЫ

Обеспечение заданной температуры воздуха в кабине экипажа и пассажирском салоне достигается подмешиванием холодного воздуха из смесительного трубопровода к горячему воздуху из линии подмеса. Выбор необходимой температуры в диапазоне от 17 до 30°C осуществляется пилотом при помощи задатчиков CKPT (для кабины экипажа) и CAB (для пассажирского салона) на пульте управления AIR.

При включении режима рециркуляции в кабину экипажа и пассажирский салон подается смесь воздуха из ACP с воздухом, отбираемым из кабины и салона двумя вентиляторами рециркуляции. Их включение осуществляется при помощи кнопки RECIRC на панели AIR.

Вентиляторы рециркуляции в полете необходимо отключить в случае:

- появления дыма в гермокабине,
- отказа рециркуляции.

При неработающих APU и двигателях наземный кондиционер (GCU), подключённый через штуцер подсоединения наземного кондиционера (LPGC), обеспечивает заданные температурные условия в кабине экипажа и салоне пассажиров. При подключении GCU воздух напрямую поступает в смесительный трубопровод и далее к потребителям. Кондиционирование от GCU не требует наличия электропитания на борту. Перед включением отбора от APU или запуском двигателя GCU необходимо отключить.

© ЗАО «ГСС»

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИ ОТКАЗАХ

ОТКАЗ ACP

При отказе ACP (CAS-сообщение уровня Caution AIR L(R) PACK FAULT) происходит её автоматическое отключение. Максимальный эшелон полёта с одной работающей ACP – FL250 (7600 м).

В случае отказа обеих ACP необходимо выполнить снижение до высоты 10000 FT (3000 м) и кнопкой RAM AIR на пульте управления AIR включить вентиляцию продувочным воздухом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧЕНИЕ ВЕНТИЛЯЦИИ ПРОДУВОЧНЫМ ВОЗДУХОМ НА ВЫСОТАХ БОЛЕЕ 10000 FT (3000 М).

ОТКАЗ ЛИНИИ ПОДМЕСА

При отказе одной из линий подмеса обе линии автоматически отключаются. В этом случае возможна только грубая регулировка температуры, которая осуществляется без участия экипажа с помощью клапанов ACP.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ УТЕЧЕК

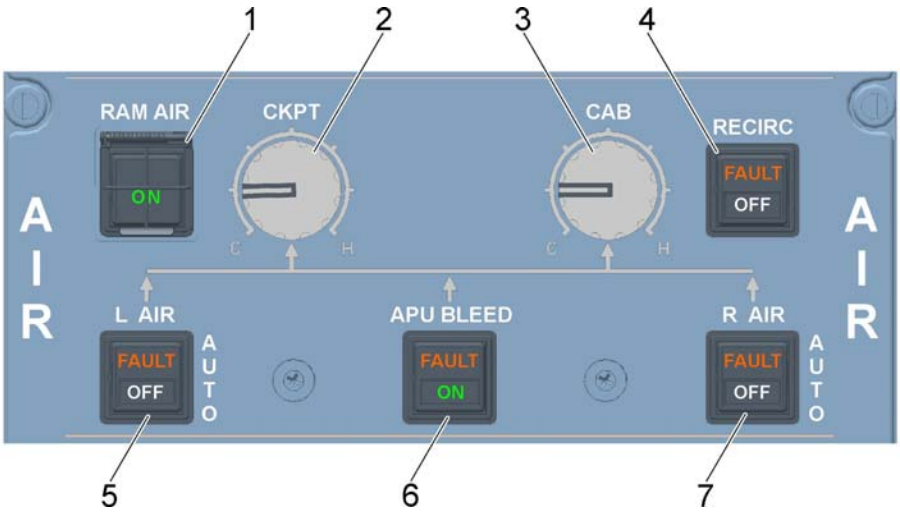
При отказах системы обнаружения утечек ACP или линий подмеса (CAS-сообщения уровня Caution AIR L(R) DET LEAK FAULT или AIR TRIM DET LEAK FAULT) происходит автоматическое отключение соответствующей ACP. Сигнализация о данных отказах выводится только на земле до запуска двигателей.

Если автоматическое отключение ACP или линий подмеса не произошло (высвечивание надписи FAULT на кнопке L(R) AIR пульта AIR), необходимо отключить соответствующую ACS кнопкой L(R) AIR на пульте AIR.

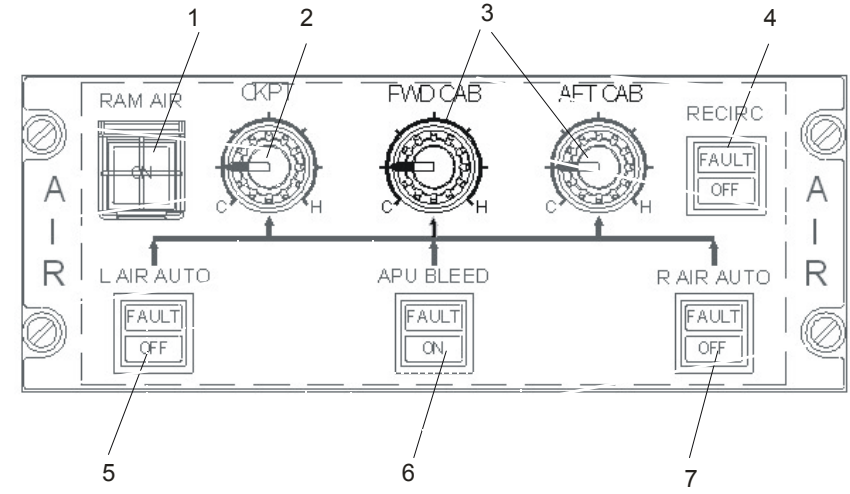
© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ AIR (ДВУХЗОННАЯ РЕГУЛИРОВКА ТЕМПЕРАТУРЫ В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ)



ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ AIR (ТРЕХЗОННАЯ РЕГУЛИРОВКА ТЕМПЕРАТУРЫ В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ)



© ЗАО «ГСС»

1 Кнопка RAM AIR под колпачком для включения вентиляции продувочным воздухом

Кнопка отжата (нормальная эксплуатация системы), кнопка темная:

- клапан вентиляции закрыт.

Кнопка нажата, светится ON зеленым цветом:

- клапан вентиляции открыт, вентиляция гермоотсеков осуществляется от набегающего потока воздуха.

2 Регулятор температуры в кабине экипажа

Поворот в сторону символа H (hot) – увеличение температуры, поворот в сторону символа C (cold) – уменьшение температуры.

3 Регулятор температуры в пассажирском салоне

Поворот в сторону символа H (hot) – увеличение температуры, поворот в сторону символа C (cold) – уменьшение температуры.

4 Кнопка RECIRC для управления рециркуляцией воздуха

Кнопка отжата (нормальная эксплуатация системы), надписи не светятся:

- вентиляторы рециркуляции включены.

Кнопка отжата, светится FAULT оранжевым цветом:

- отказ рециркуляции, необходимо выключить рециркуляцию нажатием кнопки.

Кнопка нажата, светится OFF белым цветом:

- вентиляторы рециркуляции выключены.

5 Кнопка L AIR для управления левой ACS и BAS левого двигателя

Кнопка отжата (нормальная эксплуатация системы), надписи не светятся:

- BAS и ACS включены, отказов нет.

Кнопка отжата, надпись FAULT светится оранжевым цветом:

- отказ основного и резервного каналов управления ACS и BAS, необходимо выключить ACS и BAS нажатием кнопки.

Кнопка нажата, светится OFF белым цветом:

- ACS и BAS выключены вручную.

© ЗАО «ГСС»

6 Кнопка APU BLEED для управления отбором воздуха от APU

Кнопка отжата (нормальная эксплуатация системы), надписи не светятся:

- клапан отбора воздуха от APU закрыт.

Кнопка нажата, светится ON зеленым цветом:

- клапан отбора воздуха от APU открыт.

Кнопка нажата, светится FAULT оранжевым цветом:

- отказ автоматического управления клапаном, необходимо выключить отбор от APU

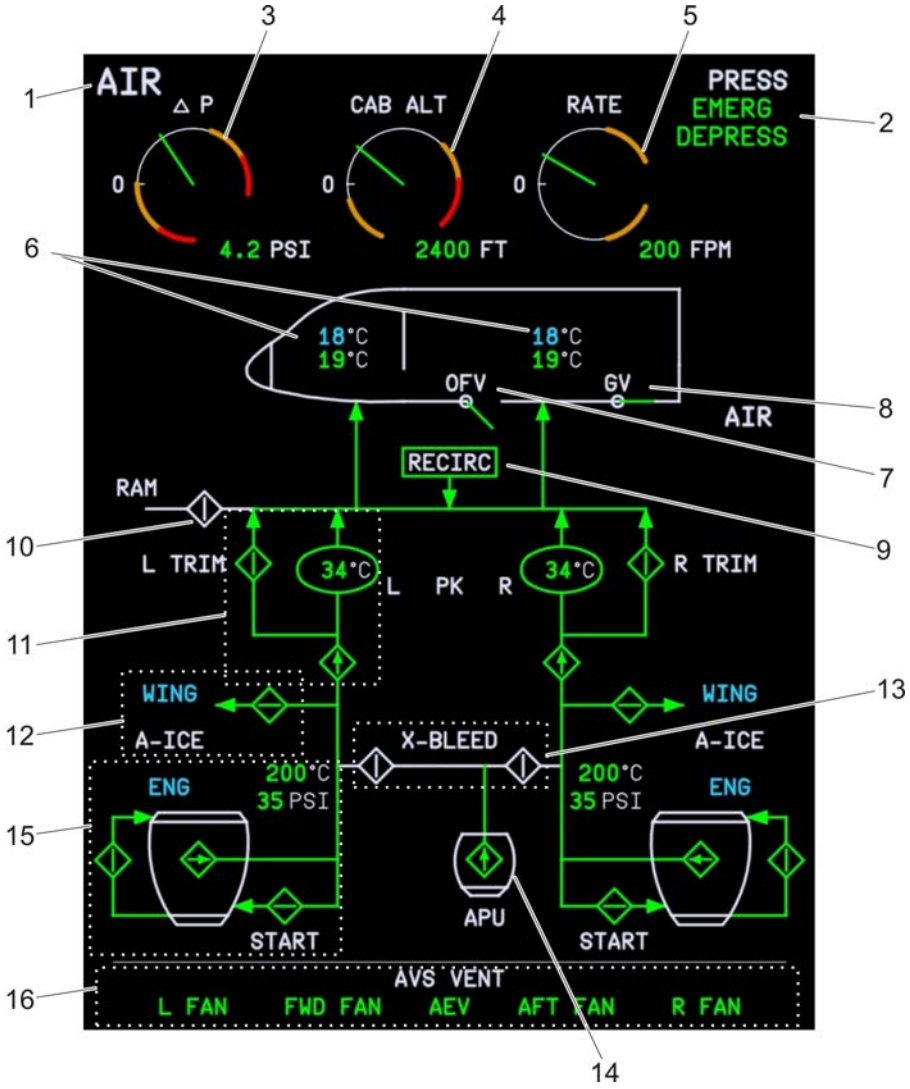
Примечание: Индикация ON светится зеленым цветом при нажатии на кнопку APU BLEED независимо от готовности APU к подаче воздуха.

7 Кнопка R AIR для управления правой ACS и BAS правого двигателя

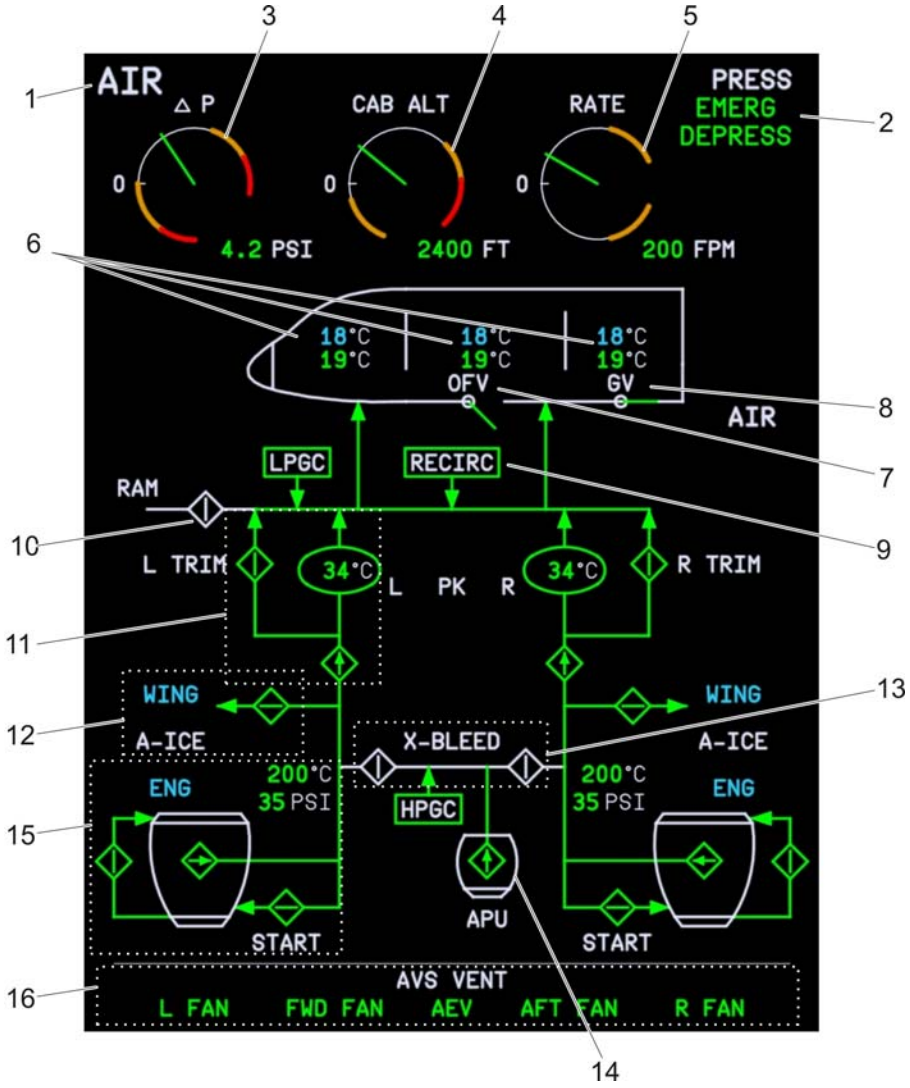
(управление и индикация – аналогично L AIR)

© ЗАО «ГСС»

МНЕМОКАДР AIR (ДВУХЗОННАЯ РЕГУЛИРОВКА ТЕМПЕРАТУРЫ В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ)



МНЕМОКАДР AIR (ТРЕХЗОННАЯ РЕГУЛИРОВКА ТЕМПЕРАТУРЫ В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ)



© ЗАО «ГСС»

1 Название мнемокадра

2 Режимы работы CPCS



: Отказ автоматического режима (цвет оранжевый)

: Ручной режим (цвет голубой)

: Режим аварийной разгерметизации (цвет зелёный)

: Режим посадки на воду (цвет зелёный)

: Недостоверность данных (цвет оранжевый)

Индикация отсутствует : Автоматический режим

3 Индикатор перепада давления ΔP



: Текущее значение на цифровом указателе:

- от 0 до 8,3 PSI – цвет зелёный
- от 8,4 до 8,7 или от -1,4 до -0,1 PSI – цвет оранжевый
- 8,8 и более или -1,5 и менее PSI – цвет красный



: Недостоверность данных о перепаде давления

: Текущее значение на стрелочном указателе:

- от 0 до 8,3 PSI – стрелка в белом секторе
- от 8,4 до 8,7 или от -1,4 до -0,1 PSI – стрелка в оранжевом секторе
- 8,8 и более или -1,5 и менее PSI – стрелка в красном секторе



: • Недостоверность данных

© ЗАО «ГСС»

4 Индикатор барометрической высоты гермокабины



: Текущее значение на цифровом указателе:

- от -1000 до 8000 FT – цвет зелёный
- от -2000 до -1000 или от 8000 до 10000 FT – цвет оранжевый
- от 10000 до 15000 FT – цвет красный



: Недостоверность данных о барометрической высоте

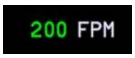
: Текущее значение на стрелочном указателе:

- от - 1000 до 8000 FT – стрелка в белом секторе
- от -2000 до -1000 или от 8000 до 10000 FT – стрелка в оранжевом секторе
- от 10000 до 15000 FT – стрелка в красном секторе



: Недостоверность данных

5 Индикатор скорости изменения высоты в гермокабине



: Текущее значение на цифровом указателе:

- от –2000 до 2000 FPM – цвет зелёный
- менее -2000 или более 2000 FPM – цвет оранжевый



: Недостоверность данных о скорости изменения

: Текущее значение на стрелочном указателе:

- от –2000 до 2000 FPM – стрелка в белом секторе
- менее -2000 или более 2000 FPM – стрелка в оранжевом секторе



: Недостоверность данных

6 Заданная (цвет голубой) и фактическая (цвет зеленый) температура в кабине экипажа



: Заданная (цвет голубой) и фактическая (цвет зеленый) температура в кабине экипажа и пассажирском салоне



: Недостоверность данных о заданной и/или фактической температуре (цвет оранжевый)

© ЗАО «ГСС»

7 Выпускной клапан OFV


: Полностью открытое положение OFV (при нормальной работе - цвет зелёный, при отказе – цвет оранжевый)


: Промежуточное положение OFV (при нормальной работе - цвет зелёный, при отказе – цвет оранжевый)


: Полностью закрытое положение OFV (при нормальной работе - цвет зелёный, при отказе – цвет оранжевый)


: Недостоверность данных

8 Наземный клапан GV


: Полностью открытое положение GV на земле (при нормальной работе - цвет зелёный, при отказе – цвет оранжевый)


: Промежуточное положение GV на земле (при нормальной работе - цвет зелёный, при отказе – цвет оранжевый)


: Полностью закрытое положение GV на земле (при нормальной работе - цвет зелёный, при отказе – цвет оранжевый)


: Недостоверность данных

© ЗАО «ГСС»

9 Индикатор рециркуляции воздуха



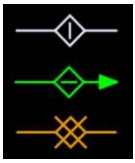
: Рециркуляция включена

: Рециркуляция отключена вручную

: Отказ рециркуляции

Недостоверность данных

10 Клапан вентиляции продувочным воздухом RAV



: RAV закрыт

: RAV открыт

: Недостоверность данных

© ЗАО «ГСС»

11 Индикация левой ACP и линии подмеса (для правой линии – аналогично)



: Текущее цифровое значение температуры воздуха на выходе ACP (рабочий диапазон от -20ºC (FL300 и выше) до +70ºC):

- При отсутствии сигнализации перегрева на выходе ACP – цвет зелёный
- При сигнализации перегрева на выходе ACP – цвет оранжевый



: Недостоверность данных о температуре на выходе ACP



: Клапан FCV открыт, ACP работает в нормальном режиме (цвет зелёный)



: Клапан FCV закрыт, ACP отключена



: Отказ ACP и отказ автоматического отключения ACP (цвет оранжевый)



: Недостоверность данных по ACP



: Регулятор TAPRV открыт (цвет зелёный)

: Регулятор TAPRV закрыт



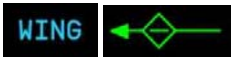
: Отказ TAPRV (цвет оранжевый)



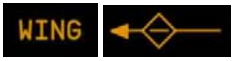
: Недостоверность данных

© ЗАО «ГСС»

12 Индикация WAIS левого крыла (см. Главу 30, для правого крыла – аналогично)



: Включена (слово WING - цвет голубой, клапан WAIV – цвет зелёный)

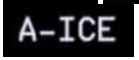


: Отказ (слово WING и клапан WAIV – цвет оранжевый)

Отсутствует слово WING и изображение клапана WAIV : Отключена

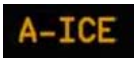


: Недостоверность данных



: WAIS крыла включена или отказала

Отсутствует слово A-ICE : WAIS крыла отключена



: Недостоверность данных

13 Клапана CBV


: CBV открыт (при нормальной работе - цвет зелёный, при отказе – цвет оранжевый)


: CBV закрыт (при нормальной работе - цвет белый, при отказе – цвет оранжевый)


: Недостоверность данных о состоянии CBV

© ЗАО «ГСС»

14 Индикация отбора воздуха от APU



: Воздух подаётся (при нормальной работе - цвет линии зелёный, при утечке – цвет линии - оранжевый)



: Воздух не подаётся

Отсутствует индикация : APU не готова к подаче воздуха



: Недостоверность данных

Примечание: Недостоверность данных также индицируется при неработающей APU независимо от работоспособности отбора от APU.

15 Индикация отбора воздуха, SAV и NAIS для левого двигателя (для правого – аналогично)



: Текущее цифровое значение температуры отбираемого воздуха (рабочий диапазон от +150ºC (WAIS ON) до +280ºC (не более 5 сек)):

- При отсутствии сигнализации перегрева отбираемого воздуха – цвет зелёный
- При сигнализации перегрева отбираемого воздуха – цвет оранжевый



: Недостоверность данных о значении температуры



: Текущее цифровое значение давления воздуха на входе ACP (рабочий диапазон от 18 PSI до 59 PSI):

- Значение в рабочем диапазоне – цвет зелёный
- Значение за пределами рабочего диапазона – цвет оранжевый



: Недостоверность данных о значении давления



: PRSOV открыт, воздух подаётся (цвет зелёный)



: PRSOV закрыт, воздух не подаётся

© ЗАО «ГСС»



: Отказ PRSOV и автоматического отключения отбора (цвет оранжевый)



: Недостоверность данных о состоянии PRSOV



: Воздух подаётся (цвет PRSOV и линии – зелёный)



: Воздух не подаётся



: Отказ отбора воздуха, включая утечку (цвет PRSOV и линии – оранжевый)



: NAIS включена

Отсутствует слово ENG и изображение клапана NAIV

: NAIS выключена



: Отказ NAIS



: Недостоверность данных о состоянии NAIS



: SAV открыт

Отсутствует слово START и изображение SAV

: SAV закрыт

© ЗАО «ГСС»



: Отказ SAV

: Недостоверность данных о состоянии клапана воздушного стартера

16 Индикация вентиляции авионики

L FAN : Нагнетательные вентиляторы охлаждения авионики левого борта работоспособны (цвет зелёный), включён один из вентиляторов

L FAN : Отказ обоих нагнетательных вентиляторов охлаждения авионики левого борта или недостоверность данных (цвет оранжевый)

R FAN : Нагнетательные вентиляторы охлаждения авионики правого борта работоспособны (цвет зелёный), включён один из вентиляторов

R FAN : Отказ обоих нагнетательных вентиляторов охлаждения авионики правого борта или недостоверность данных (цвет оранжевый)

AFT FAN : Задний вентилятор охлаждения авионики включён (цвет зелёный)

AFT FAN : Отказ заднего вентилятора охлаждения авионики или недостоверность данных (цвет оранжевый)

AEV : Клапан аварийной вентиляции авионики открыт (цвет зелёный)

Индикация AEV отсутствует : Клапан аварийной вентиляции авионики закрыт

AEV : Недостоверность данных о состоянии AEV (цвет оранжевый)

FWD FAN : Передний вентилятор охлаждения авионики включён (цвет зелёный)

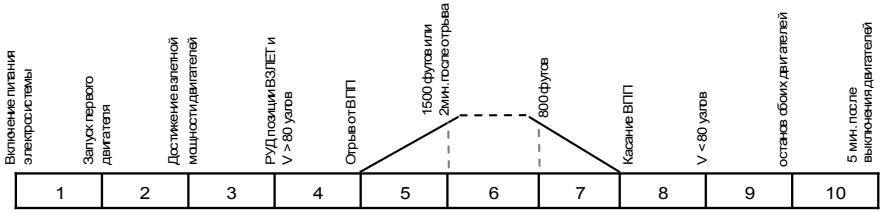
FWD FAN Отказ обоих передних вентиляторов охлаждения авионики или недостоверность данных (цвет оранжевый)

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AIR L(R) PACK FAULT Отказ левой (правой) ACP *Перегрев левой (правой) ACP или потеря управления FCV или отказ датчиков ACP, автоматическое отключение левой (правой) ACP*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
AIR L (R) PACK DET LEAK FAIL Отказ обнаружения утечек левой (правой) ACP. *Потеря возможности обнаружения утечки в левой (правой) ACP (обнаруживается только на земле до запуска двигателей)*				2,3,4,5,6,7,8 ,9,10
AIR L (R) AIR FAULT Отказ левой (правой) воздушной линии *Отказ левой (правой) BAS или отказ левой (правой) ACP и отказ автоматического отключения левой (правой) ACP* *ИЛИ* *Отказ линии подмеса и отказ автоматического отключения линии подмеса* *ИЛИ* *Утечка в линии подмеса*			На кнопке-табло L(R) AIR светится надпись FAULT	3,4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AIR TRIM DET LEAK FAULT Отказ обнаружения утечек линии подмеса *Потеря возможности обнаружения утечки в линии подмеса (обнаруживается только на земле до запуска двигателей)* *Автоматическое отключение линии подмеса*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,6,7,8
AIR R+L FAULT Отказ правой и левой линий ACS и BAS и отказ автоматического отключения правой и левой линий ACS и BAS			На кнопках-табло L и R AIR светится надпись FAULT	3,4,5,7,8
AIR R+L PACK FAULT Отказ правой и левой ACP и автоматическое отключение правой и левой ACP			нет	

© ЗАО «ГСС»

21.20 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ (CPCS)

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

CPCS предназначена для автоматического регулирования давления в гермокабине по заданной программе в зависимости от высоты полета. Система управляется двумя независимыми друг от друга вычислителями IASC и обеспечивает два независимых автоматических режима работы. Экипаж в любой момент может перейти на ручной режим управления CPCS.

При появлении дыма в гермокабине экипаж имеет возможность разгерметизировать гермокабину, что приводит к быстрому удалению дыма за счет повышения утечки воздуха из гермокабины. Разгерметизация гермокабины возможна как в автоматическом, так и в ручном режиме работы CPCS. В автоматическом режиме она осуществляется нажатием на кнопку-табло EMERG D-PRESS, в ручном – переводом задатчика MAN RATE до упора в сторону INCR.

© ЗАО «ГСС»

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ

ВЫПУСКНОЙ КЛАПАН (OFV)

Каждый вычислитель IASC может регулировать давление в гермокабине приведением в действие электрического трехканального выпускного клапана OFV через соответствующий исполнительный механизм выпускного клапана.

ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЙ КЛАПАН (SFV)

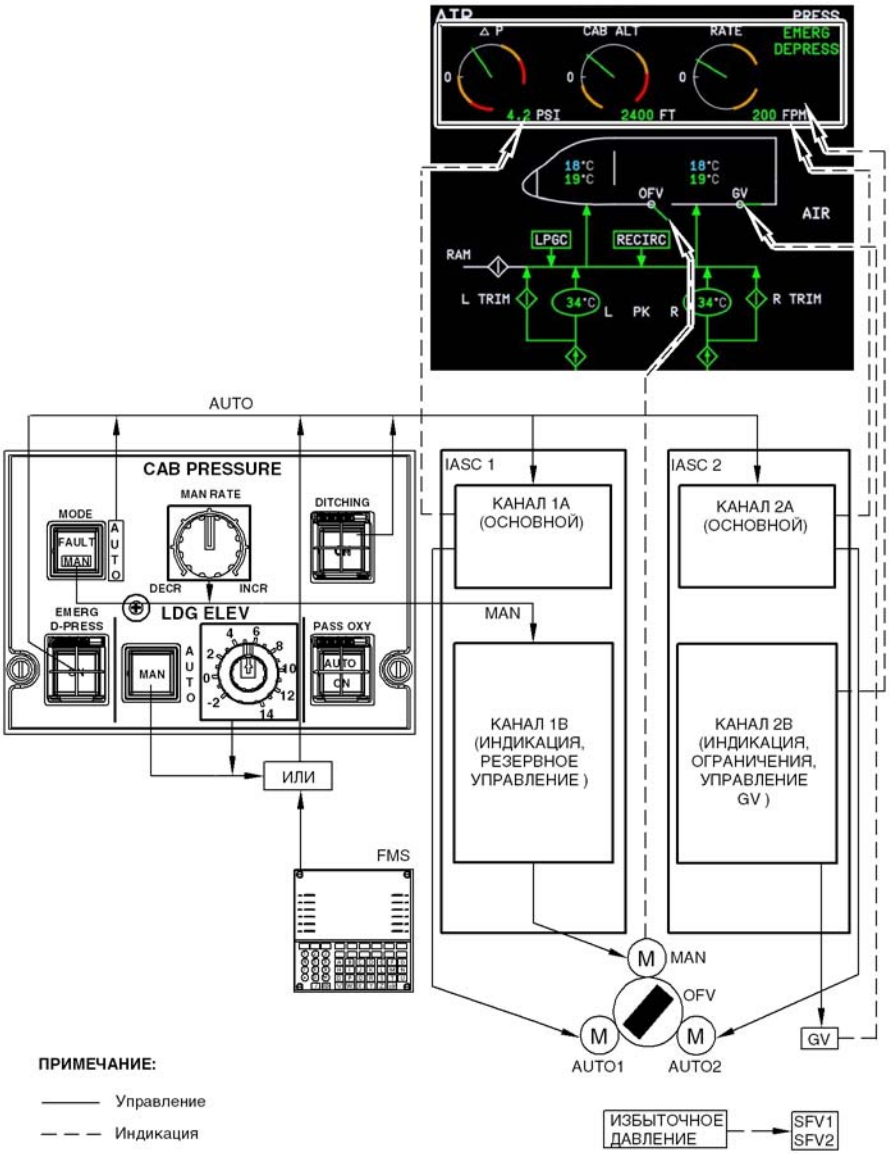
Предохранительные клапана SFV 1 и SFV 2 ограничивают максимальный положительный и минимальный отрицательный перепады давления воздуха в гермокабине.

НАЗЕМНЫЙ КЛАПАН (GV)

GV автоматически открывается для уменьшения перепада давления воздуха в гермокабине на земле через 45 секунд после обжатия шасси и автоматически закрывается перед вылетом через 45 секунд после полного закрытия всех дверей.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА CPCS



© ЗАО «ГСС»

РАБОТА СИСТЕМЫ

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РЕЖИМ

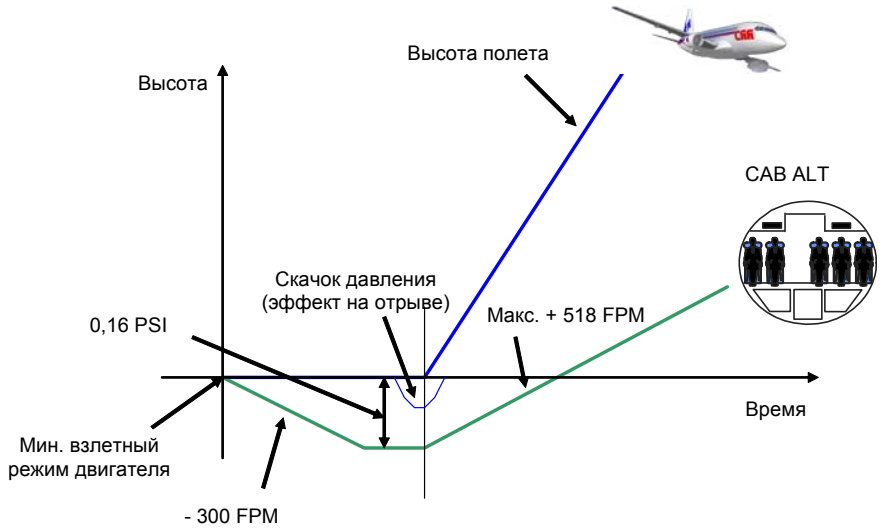
В автоматическом режиме вычислители IASC регулируют давление в гермокабине и скорость его изменения с помощью клапана OFV в соответствии со встроенными законами регулирования в зависимости от:

- текущей высоты и вертикальной скорости полёта;
- выбранной высоты аэродрома посадки (из FMS или экипажем);
- сигнала включения режима DITCHING или EMERG D-PRESS;
- состояния обжатия шасси;
- сигнала открытого положения дверей;
- положения THR LEVER;
- сигнала полностью открытого/закрытого клапана OFV и GV;
- расхода воздуха в салоне.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ НАДДУВ НА ЗЕМЛЕ

Автоматический наддув на земле служит для предотвращения скачков давления в салоне при взлете, вызванных избыточным давлением под фюзеляжем во время отрыва самолета.

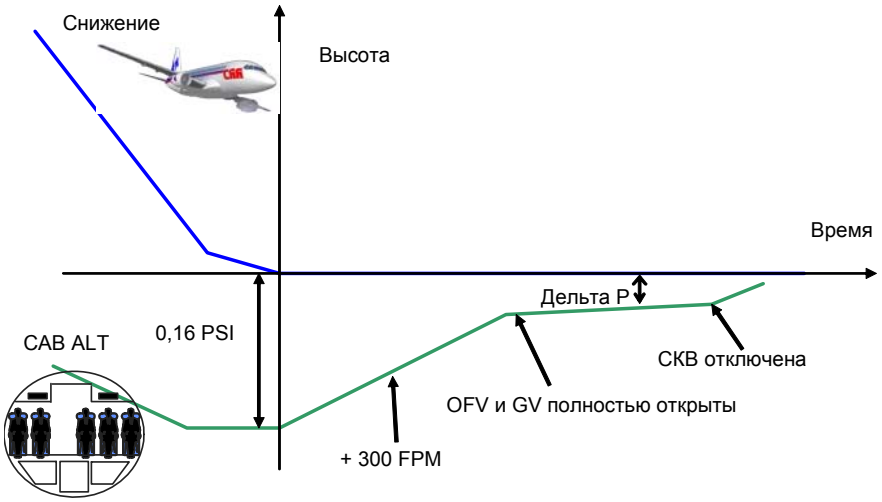
При взлете на разбеге скорость изменения высоты гермокабины RATE, равна минус 300 FPM, перепад ΔP равен 0,16 PSI.



© ЗАО «ГСС»

АВТОМАТИЧЕСКАЯ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ

Для выравнивания имеющегося после посадки положительного перепада давления ΔP, равного 0,16 PSI, используется автоматическая разгерметизация. Разгерметизация начинается при обжатом положении шасси и переводе THR LEVER в положение IDLE. Скорость изменения высоты гермокабины RATE в течение 45 секунд равна плюс 300 FPM, затем - плюс 2000 FPM до полного открывания клапанов OFV и GV.



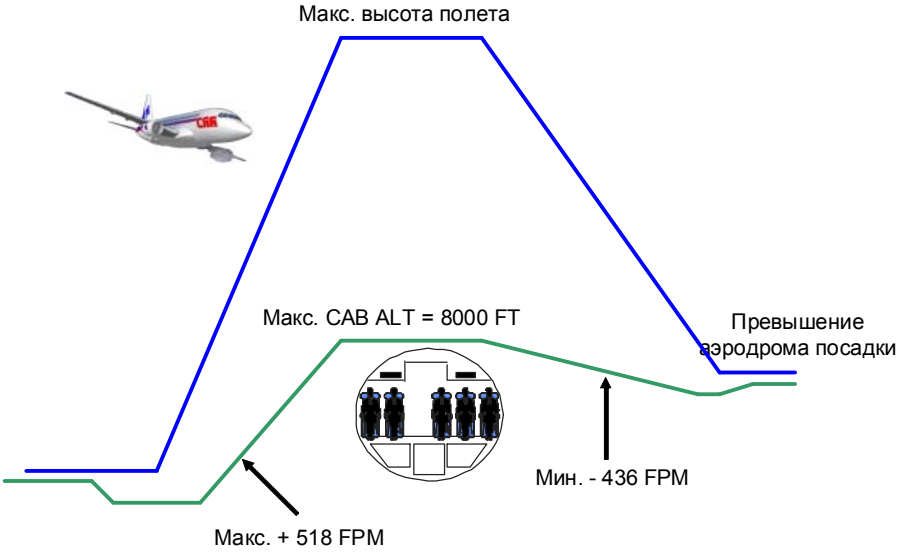
АВТОМАТИЧЕСКИЙ РЕЖИМ ПРИ ВОЗВРАТЕ НА АЭРОДРОМ ВЫЛЕТА

Режим используется для исключения необходимости повторного выбора превышения аэродрома вылета в случае аварийного возврата на него. В течение 10 минут после взлета, если самолет начинает снижение со скоростью менее минус 500 FPM в течение 10 секунд, перепад ΔP сбрасывается до величины 0,16 PSI, а скорость изменения высоты гермокабины RATE выдерживается между плюс 500 FPM и плюс 300 FPM.

© ЗАО «ГСС»

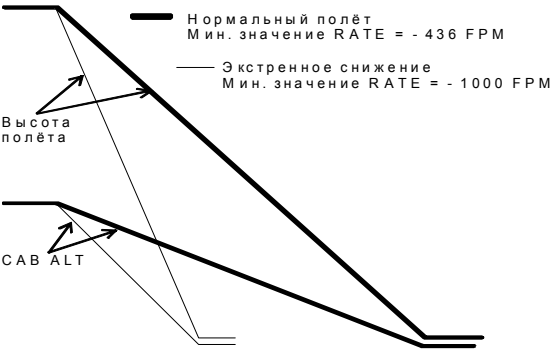
АВТОМАТИЧЕСКИЙ РЕЖИМ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЁТА

Режим обеспечивает наибольший комфорт для пассажиров. Регулировка давления в гермокабине осуществляется по закону, который обеспечивает при высоте полёта 40000 FT (12200 м) высоту CAB ALT не более 8000 FT (2400 м), а перепад ΔP не более 8,4 PSI.



АВТОМАТИЧЕСКИЙ РЕЖИМ ЭКСТРЕННОГО СНИЖЕНИЯ

При экстренном снижении скорость изменения высоты гермокабины RATE автоматически уменьшается в соответствии с расчетом оставшегося времени полета.



© ЗАО «ГСС»

УСТАНОВКА ВЫСОТЫ АЭРОДРОМА ПОСАДКИ ДЛЯ CPCS

Превышение аэродрома посадки из базы данных FMS передается в вычислители IASC для работы CPCS и индицируется на EWD.



Если превышение отсутствует в базе данных, то на EWD появляется сообщение CAB PRESS NO LAND ELEV. Экипажу необходимо установить превышение задатчиком LDG ELEV, предварительно включив ручной режим установки LDG ELEV. Если экипаж не установит превышение, IASC будет поддерживать высоту гермокабины на уровне 8000 FT (2400 м) в полете и на уровне превышения аэродрома после посадки. При этом пассажиры и экипаж могут испытывать сильный дискомфорт вследствие быстрого изменения давления в гермокабине после посадки.

ПОСАДКА НА АЭРОДРОМЫ С ПРЕВЫШЕНИЕМ БОЛЕЕ 8000 FT

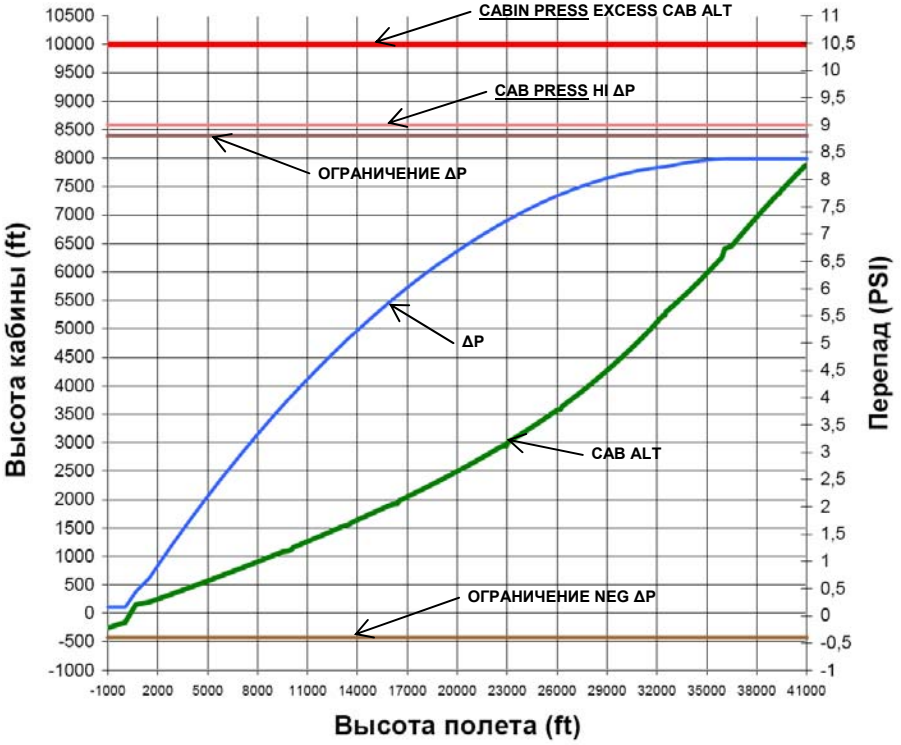
ЗАРЕЗЕВИРОВАНО

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ НАДДУВА ПО ЛОЖНЫМ СИГНАЛАМ CPCS

Логика работы системы предотвращает преждевременный наддув гермокабины, если не все двери (входные, служебные и грузовые) были закрыты. Сигнал о закрытии всех дверей остаётся в памяти системы после взлета, чтобы избежать влияния на работу CPCS возможных ложных сигналов открытия дверей во время полета.

© ЗАО «ГСС»

ЗАВИСИМОСТЬ ВЫСОТЫ И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ ГЕРМОКАБИНЫ ОТ ВЫСОТЫ ПОЛЁТА В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ CPCS



РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ ГЕРМОКАБИНЫ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ CPCS

При нажатии на кнопку EMERG D-PRESS на пульте управления CAB PRESSURE происходит открытие выпускного клапана OFV, что приводит к разгерметизации гермокабины. В процессе разгерметизации увеличение высоты в гермокабине происходит со скоростью 2000 FPM (10 м/с). При полете на высотах более FL140 CPCS поддерживает высоту разгерметизированной гермокабины на уровне не более 13800 FT (4200 м).

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДКА НА ВОДУ (ТОЛЬКО В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ CPCS)

Режим вынужденной посадки на воду включается кнопкой DITCHING на пульте управления CAB PRESSURE. При этом автоматически последовательно происходит:

- отключение обеих ACP и BAS
- разгерметизация гермокабины (открывается выпускной клапан OFV),
- закрытие выпускного клапана OFV после разгерметизации гермокабины (для исключения попадания воды в гермокабину).

Примечание: На высотах более 15000 FT (4600 м) включение режима DITCHING заблокировано.

© ЗАО «ГСС»

РУЧНОЙ РЕЖИМ

С пульта управления CPCS (пульт CAB PRESSURE) экипаж имеет возможность:

- регулировать скорость изменения высоты гермокабины,
- разгерметизировать гермокабину,
- установить высоту аэродрома посадки для работы CPCS

В случае отказа обоих каналов автоматического регулирования давления в гермокабине, экипаж, нажатием кнопки MODE на пульте управления CAB PRESSURE, имеет возможность перейти на ручное управление CPCS. Управляя выпускным клапаном OFV от задатчика MAN RATE, устанавливается скорость изменения высоты гермокабины. При повороте задатчика в сторону INCR скорость изменения увеличивается, а при повороте в сторону DECR - уменьшается.

При полностью открытом клапане OFV максимальное значение RATE не превышает +3000 FPM, минимальное – находиться не ниже -3000 FPM.

УСТАНОВКА ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ЕЁ ИЗМЕНЕНИЙ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЫСОТЫ ПОЛЁТА В РУЧНОМ РЕЖИМЕ CPCS

MAN CAB PR CTL	
TGT CAB RATE:	
CLB 500 FPM	DESC 300 FPM
ACFT FL	**CAB ALT TGT**
400	7500
370	6500
330	5400
300	4400
270	3600
240	3100
210	2600
180	2100
150	1700
120 AND BELOW	0
DURING FINAL APP: MAN RATE - INCR	

Текущая высота гермокабины и скорость её изменения индицируются на мнемокадре AIR. В режиме горизонтального полета при достижении давления гермокабины необходимого уровня задатчик устанавливается в нейтральное (вертикальное) положение.

© ЗАО «ГСС»

РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ ГЕРМОКАБИНЫ ПРИ РУЧНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ CPCS

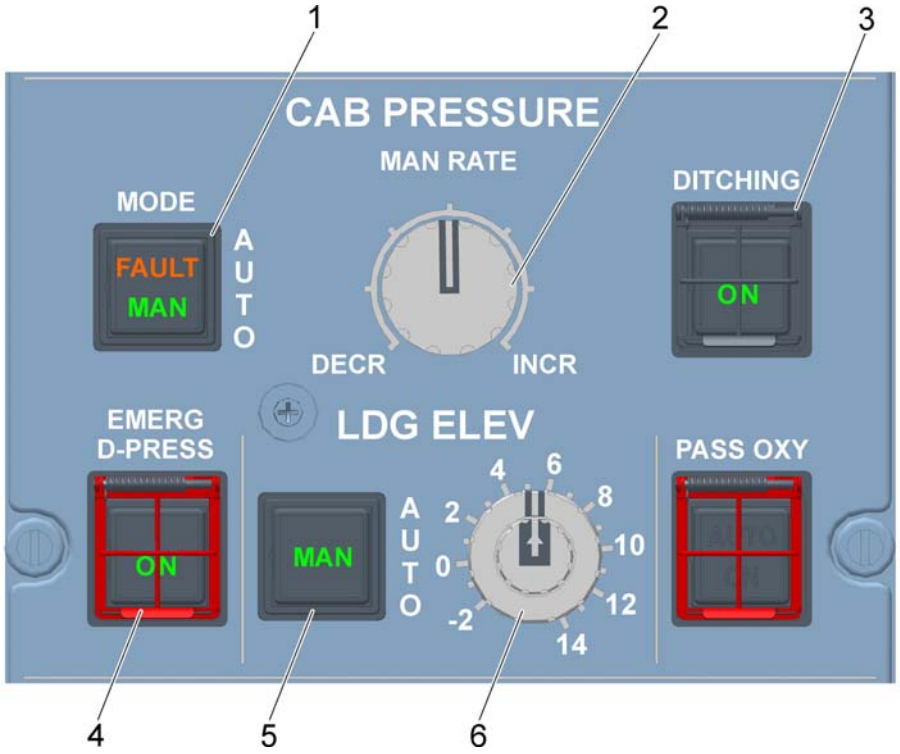
Для разгерметизации необходимо полностью открыть клапан OFV поворотом задатчика MAN RATE в сторону INCR до упора, в том числе, после посадки с работающей в ручном режиме CPCS.

Примечание: После выполнения разгерметизации необходимо установить задатчик MAN RATE в нейтральное (вертикальное) положение. Ограничение скорости изменения давления в гермокабине при разгерметизации не осуществляется.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

(СМ. ТАКЖЕ МНЕМОКАДР AIR)

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ



© ЗАО «ГСС»

1 Кнопка MODE для перехода на ручное управление CPCS

Кнопка отжата, надписи не светятся (нормальная эксплуатация системы):

- автоматический режим управления CPCS

Кнопка отжата, надпись FAULT светится оранжевым цветом:

- отказ автоматического режима управления CPCS

Кнопка нажата, надпись MAN светится зеленым цветом:

- ручное управление CPCS

2 Задатчик скорости изменения давления в гермокабине MAN RATE

Кнопка отжата, надписи не светятся (нормальная эксплуатация системы):

- автоматический режим управления CPCS

Кнопка отжата, надпись FAULT светится оранжевым цветом:

- отказ автоматического режима управления CPCS

Кнопка нажата, надпись MAN светится зеленым цветом:

- ручное управление CPCS

2 Задатчик скорости изменения давления в гермокабине MAN RATE

Кнопка отжата, надписи не светятся (нормальная эксплуатация системы):

- автоматический режим управления CPCS

Кнопка отжата, надпись FAULT светится оранжевым цветом:

- отказ автоматического режима управления CPCS

Кнопка нажата, надпись MAN светится зеленым цветом:

- ручное управление CPCS

3 Кнопка DITCHING (приводнение) под колпачком

Кнопка нажата, надпись ON светится зеленым цветом:

- режим DITCHING включен

4 Кнопка аварийной разгерметизации гермокабины EMERG D-PRESS под колпачком

Кнопка нажата, надпись ON светится зеленым цветом:

- режим аварийной разгерметизации включен

© ЗАО «ГСС»

5 Кнопка включения ручного режима установки превышения аэродрома LDG ELEV

Кнопка нажата, надпись MAN светится зеленым цветом:

- ручной режим включен

6 Задатчик превышения аэродрома посадки (в ручном режиме) LDG ELEV

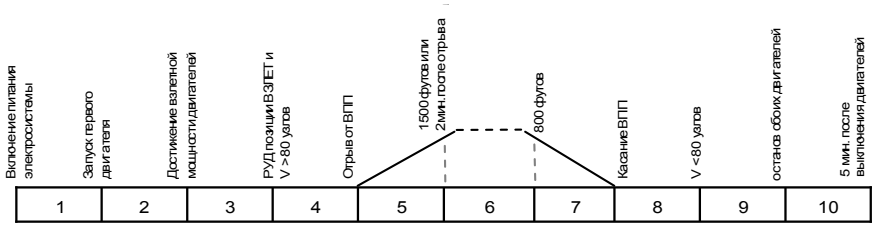
Примечание: 1 – При использовании на снижении и заходе показаний барометрического высотомера, установленного по QNH, на задатчике LDG ELEV должно быть выставлено превышение аэродрома относительно уровня моря.
2 – При использовании показаний барометрического высотомера, установленного по QFE, на задатчике LDG ELEV должен быть выставлен «0».

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
CAB PRESS EXCESS CAB ALT Чрезмерно высокая высота в кабине. *Высота в гермокабине более 10000 FT*	Речевое сообщение: *«CABIN ALT» (2 раза)*	Кнопка-табло WARN	нет	1,2,3,4,5,7,8,9,10
CAB PRESS HI ΔP Высокий ΔP *Избыточный перепад давления гермокабины (ΔP > 9 PSI)*	Повторяющиеся удары колокола			
CAB PRESS NEG ΔP Отрицательный ΔP *Избыточный отрицательный перепад давления гермокабины (ΔP < -1,4 PSI)*				
CAB PRESS HI CAB ALT Повышенная высота в кабине *Высота гермокабины более 9342 FT*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		
CAB PRESS A-MODE FAULT Отказ автоматического режима *Потеря возможности автоматического регулирования давления в гермокабине*			На кнопке-табло MODE светится надпись FAULT	3,4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
CAB PRESS GND VLV OPEN Наземный клапан не закрыт *Неполное закрытие наземного клапана через 45 секунд после закрытия дверей*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	1,3,4,5,6,7,8,10
CAB PRESS NO LAND ELEV Высота аэродрома посадки не выбрана *Вычислители IASC не имеют информацию о превышении аэродрома из FMS*				1,2,3,4,5,8,9,10
CAB PRESS HI ALT LAND Высокогорная посадка *Взлёт/посадка с/на высокогорные аэродромы.* *Порог срабатывания предупреждения о высоте гермокабины выше, чем 10000 FT*	нет	нет		3,4,5,7,8
CAB PRESS ALT LMTR FAULT Отказ ограничителя высоты *Потеря возможности ограничения высоты гермокабины при высоте полёта более 25000 FT*				
AIR GND VLV CLOSED Клапан GV закрыт *Неполное открытие клапана GV через 45 секунд после посадки*				1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8
CAB PRESSURE MAN Ручной режим CPCS			На кнопке-табло MODE светится надпись MAN	нет

© ЗАО «ГСС»

21.30 СИСТЕМА ВЕНТИЛЯЦИИ

ВЕНТИЛЯЦИЯ АВИОНИКИ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система вентиляции авионики (AVS) предназначена для охлаждения переднего и заднего отсека авионики и авионики кабины экипажа.

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ

Передний герметичный отсек авионики расположен в носовой части фюзеляжа.

Для охлаждения блоков авионики и дисплеев кабины экипажа установлены два нагнетательных вентилятора правого борта (на мнемокадре AIR обозначены R FAN) и два нагнетательных вентилятора левого борта (на мнемокадре AIR обозначены L FAN).

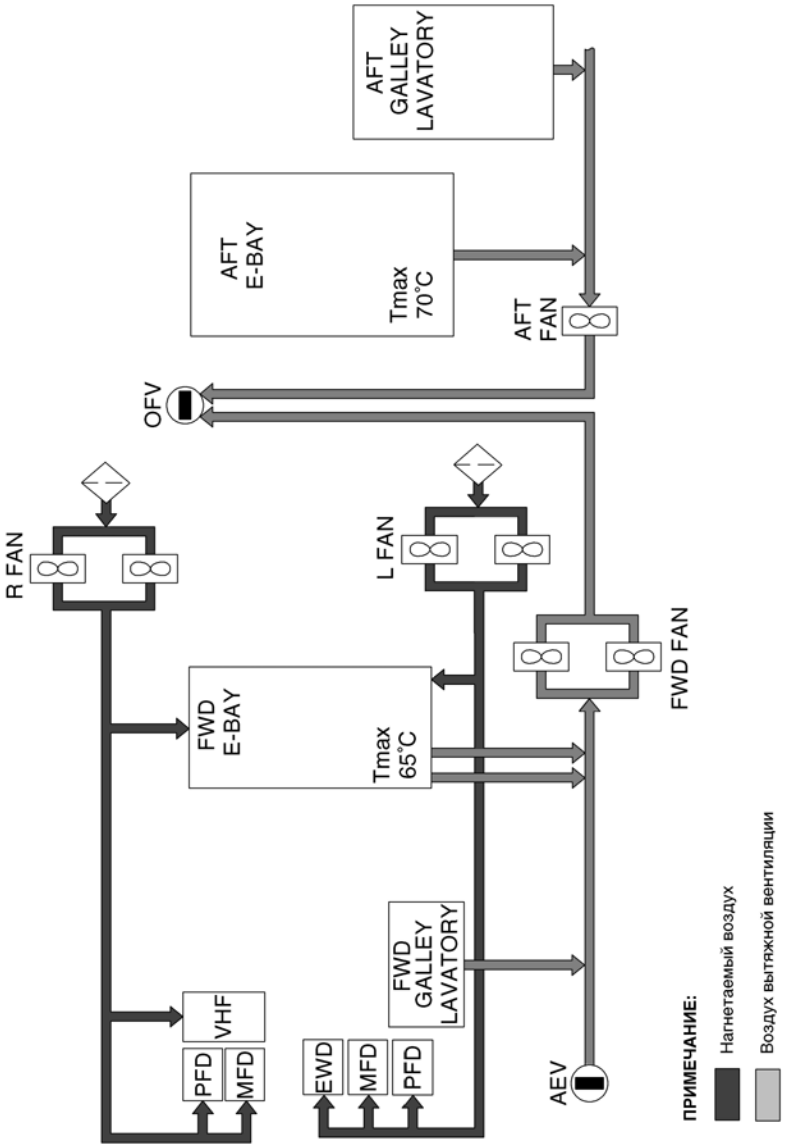
Для удаления воздуха из переднего отсека установлены два вентилятора охлаждения (на мнемокадре AIR обозначены FWD FAN).

Задний герметичный отсек авионики расположен в средней части фюзеляжа. Для вентиляции отсека установлен один вентилятор охлаждения (на мнемокадре AIR обозначены AFT FAN).

Использованный в системе вентиляции воздух сбрасывается за борт через выпускной клапан OFV.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА AVS



© ЗАО «ГСС»

НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Работа системы полностью автоматизирована. Вентиляторы каждой пары подключены к разным шинам электропитания, контролируются разными вычислителями IASC и работают попеременно, по принципу “через полет”.

© ЗАО «ГСС»

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИ ОТКАЗАХ

При отказе одного вентилятора пары, другой вентилятор включается автоматически.

В случае отказа обоих нагнетательных вентиляторов правого борта (индикация R FAN оранжевого цвета) через 30 минут может наблюдаться нестабильная работа пилотажной и навигационной индикации правого пилота.

Нагнетательные вентиляторы левого борта обеспечивают обдув электронных блоков – потребителей первой категории и охлаждение минимального требуемого состава авионики даже в случае отказа системы электроснабжения. При отказе обоих нагнетательных вентиляторов левого борта (индикация L FAN оранжевого цвета) возможен перегрев этого оборудования, поэтому необходимо выполнить посадку на ближайшем пригодном аэродроме.

При отказе обоих вентиляторов охлаждения переднего отсека (индикация FWD FAN оранжевого цвета) автоматически открывается клапан AEV (индикация AEV зелёного цвета). В этом случае вентиляция отсека происходит за счет разности давления в гермокабине и атмосферного давления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

После открытия клапана AEV для предотвращения разгерметизации полет выполнять на высоте не более 25000FT(7600 м).

При отказе вентилятора охлаждения заднего отсека (индикация AFT FAN оранжевого цвета) охлаждение авионики этого отсека обеспечивается за счёт естественной вентиляции.

При превышении предельно допустимой температуры в переднем или заднем отсеке необходимо выполнить посадку на ближайшем пригодном аэродроме.

НАЗЕМНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ АВИОНИКИ

При неработающих APU и двигателях, а также при отсутствии возможности использования GCU, вентиляция отсеков авионики может осуществляться без предварительного охлаждения воздуха, только за счёт работы вентиляторов FFAN, AFAN и BFAN. Вентиляторы включаются при подаче на самолёт электропитания от наземного источника. При этом необходимо уделять повышенное внимание индикации системы AVS в связи с возможностью перегрева авионики в жаркую погоду.

Дополнительное охлаждение авионики возможно при использовании GCU.

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

(СМ. ТАКЖЕ МНЕМОКАДР AIR)

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ

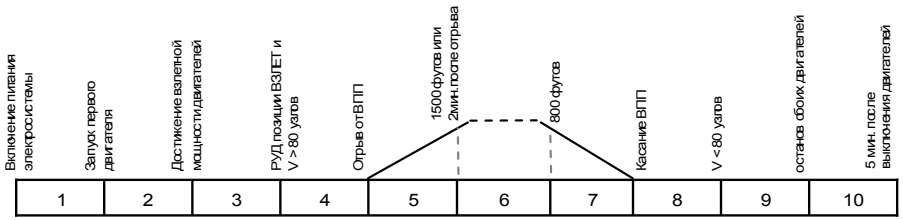
(СМ. ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ AIR)

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AIR RECIRC FAULT Отказ рециркуляции *Отказ обоих вентиляторов рециркуляции*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке-табло RECIRC светится надпись FAULT	3,4,5,7,8
AIR FWD E-BAY COOL FAULT Отказ охлаждения переднего отсека авионики *Отказ двух вентиляторов охлаждения переднего отсека клапан вентиляции авионики открыт*			нет	
AIR L E-BAY COOL FAULT Отказ охлаждения левого отсека авионики *Отказ двух вентиляторов принудительного охлаждения левого борта*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AIR AFT E-BAY OVHT Перегрев заднего отсека авионики *Температура заднего отсека авионики более 70 ºC*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
AIR FWD E-BAY OVHT Перегрев переднего отсека авионики *Температура переднего отсека авионики более 65 ºc*				
AIR AFT E-BAY COOL FAULT Отказ охлаждения заднего отсека авионики *Отказ вентилятора охлаждения заднего отсека*	нет	нет		
AIR R E-BAY COOL FAULT Отказ охлаждения правого отсека авионики *Отказ обоих вентиляторов принудительного охлаждения правого борта*				
AIR CARGO VENT FAULT Отказ вентиляции БГО *Отказ отсечных клапанов в закрытом состоянии*				
AIR CARGO VENT NOT CLSD Отсечные клапана БГО не закрыты				
RAM AIR Продувочный воздух *Включён режим вентиляции набегающим потоком*			На кнопке-табло RAM AIR светится надпись ON	нет

© ЗАО «ГСС»

21.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ			Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
			AC	DC	AC	DC
ACS	IASC/канал	1/A		L DC		
		1/B				L DC ESS-1
		2/A				R DC ESS-2
		2/B		R DC		
	Левый FCV			L DC		
	Правый FCV					R DC ESS-2
	RAV					R DC ESS-2
CPCS	Управление OFV	AUTO, IASC 1		L DC		
		AUTO, IASC 2				R DC ESS-2
		MAN				L DC ESS-1
	GV			L DC		
Система вентиляции	Левый RFAN		L AC			
	Правый RFAN		R AC			
	AEV					L DC ESS-1
	BFAN	Левый 1				R DC ESS-2
		Левый 2				L DC ESS-1
		Правый 1		L DC		
		Правый 2				R DC ESS-2
	FFAN	Первый		R DC		
		Второй				L DC ESS-1
	AFAN			R DC		
	BBHEAT		L AC			
	SOV переднего БГО					L DC ESS-3
	SOV заднего БГО					R DC ESS-4

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

22.00 СОДЕРЖАНИЕ

22.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ВВЕДЕНИЕ 1

ОПИСАНИЕ 1

22.20 УПРАВЛЕНИЕ САУ 1

ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ УПРАВЛЕНИЯ САУ 1

СОСТОЯНИЯ РЕЖИМОВ САУ 1

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА FGCP 3

ПИЛОТАЖНЫЙ ДИРЕКТОР (FD) 8

АВТОПИЛОТ (AP) 10

РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ 14

РЕЖИМЫ AP / FD 14

АВТОМАТ ТЯГИ (AT) 43

22.30 ИНДИКАТОР РЕЖИМОВ ПОЛЁТА 1

22.40 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

22.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

22.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

К оборудованию автоматического управления полетом относятся элементы комплекса авионики и системы управления двигателями, и далее определяются как «Система автоматического управления» - САУ (AFCS).

САУ с оборудованием ряда других систем обеспечивает решение задач автоматического управления полетом.

ОПИСАНИЕ

НАЗНАЧЕНИЕ САУ

САУ взаимодействует с другими системами самолета и предназначена для обеспечения следующих функций и режимов управления полетом.

Функции САУ

- автоматическое управление полетом (режим «автопилот», AP);
- директорное управление (режим «пилотажный директор», FD);
- автоматическое управление тягой двигателей (режим «автомат тяги», A/T).

Режимы управления полетом

Режимы управления полётом обеспечивают установку или изменение заданных значений параметров полёта в т.ч стабилизацию параметров поступающих от FMS.

При автоматическом и директорном управлении полётом в горизонтальной плоскости (горизонтальная навигация) , в вертикальной плоскости (вертикальная навигация), с управлением скоростью от FMS или от задатчика скорости имеются следующие режимы индицируемые на FMA:

- Курс / Путевой угол (HDG / TRK)
- Путевой угол при взлёте / уходе на второй круг (TO TRK / GA TRK)
- Вертикальная скорость / Угол наклона траектории (VS / FPA);
- Набор (CLB);
- Снижение (DES);
- Высота (ALT);
- Курс ILS (LOC);
- Глиссада ILS (GS);
- Горизонтальная навигация (LNAV);
- Вертикальная навигация (VNAV);
- Неточный заход от FMS (VNAV APP, LNAV APP);

© ЗАО «ГСС»

– Взлёт (TO)

– Уход на второй круг (GA).

При автоматическом управлении тягой двигателей :

– Скорость / число M (SPEED / MACH)

– Тяга (THRUST)

– Alpha Floor (A.FLOOR)

СТРУКТУРА САУ

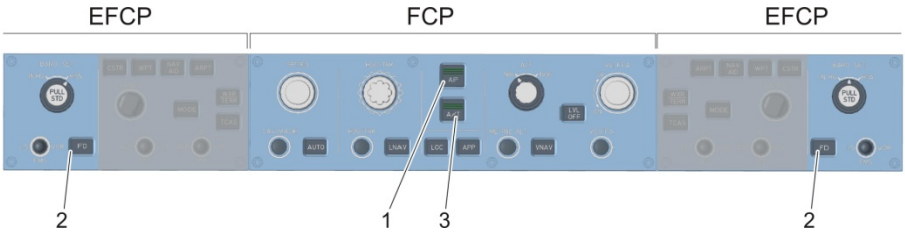
Функции САУ обеспечиваются взаимодействием следующего оборудования:

– пульт управления полетом (FCP);

– 4 вычислительных модуля (CPIOM) в системе центрального вычислителя;

– рычаги управления двигателями (TQA).

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ (FCP)



1 Автопилот (AP)

2 Директор (FD)

3 Автомат тяги (A/T)

Пульт управления режимами полета- FCP, размещается на козырьке приборной доски. FCP используется для включения и отключения функций САУ: AP, A/T, FD и выбора режимов управления полётом.

РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ

AT обеспечивает автоматическое перемещение РУД.

На каждом РУД установлены кнопки:

– AT DISC для отключения автомата тяги.

– TOGA для включения режимов «Взлет» (TO) и «Уход на второй круг» (GA).

© ЗАО «ГСС»

ОБОРУДОВАНИЕ, ИСПОЛЬЗУЕМОЕ ЭКИПАЖЕМ, ДЛЯ РАБОТЫ С САУ

Помимо пульта FCP, для работы с САУ экипаж использует следующее оборудование:

- **кнопки SS PRIOR / AP OFF на БРУ**

Используются как средство отключения АР, а также для отключения звуковой и световой (MW) сигнализации отключения АР.

- **пульт FMS (MCDU)**

Через MCDU осуществляется ввод параметров в САУ:

- тип захода на посадку,
- курс ВПП посадки,
- частота ILS,
- высота принятия решения или минимальная высота снижения (DH, MDA/MDH),
- заход с обратным курсом,
- безопасная скорость взлёта V_2,
- крейсерская высота полета,
- процент снижения тяги на взлете (DERATE) или температура (FLEX),
- высота снижения тяги (THRUST REDUCTION ALTITUDE),
- высота разгона скорости (ACCELERATION ALTITUDE).

© ЗАО «ГСС»

ДИСПЛЕИ PFD

На PFD отображается вся индикация работы САУ:



1. Индикация включенных функций – AP, FD, AT.

2. Индикация включенных, подготовленных режимов управления.

3. Предустановленные и заданные значения режимов «Скорость»/число M (SPEED), «Курс»/«Путевой угол» (HDG/TRK), «Вертикальная скорость»/«Угол наклона траектории» (VS/FPA), заданное значение высоты.

4. Маркеры заданных и предустановленных значений скорости/числа M, курса/путевого угла, вертикальной скорости/угла наклона траектории.

5. Символы директорной индикации.

6. Категория посадки, обеспечиваемая готовностью оборудования.

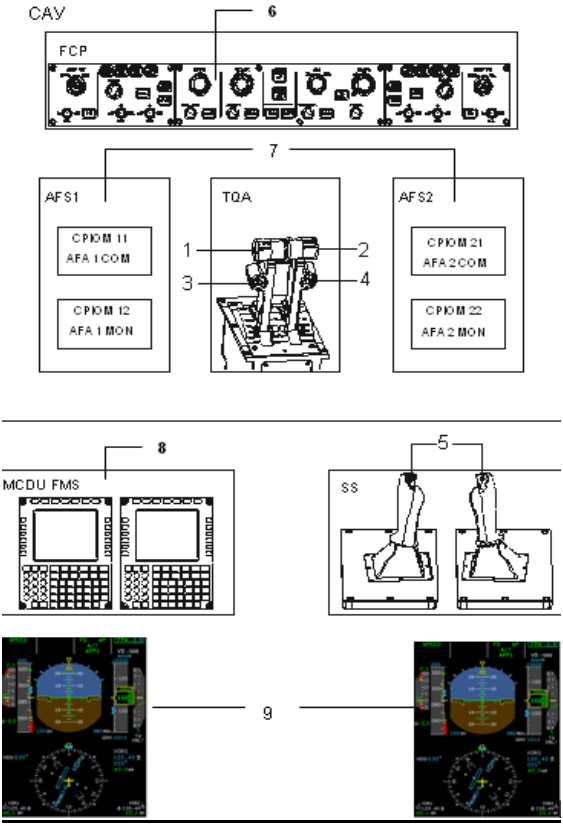
7. Минимальная высота снижения (MDH/MDA).

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ PFD В РЕЖИМЕ ILS NAV



ОБОРУДОВАНИЕ И ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ САУ



1,2 Кнопки отключения автомата тяги A/T DISC

3,4 Кнопки включения режимов «Взлет» и «Уход на 2 круг» TOGA

5 Кнопки SS PRIOR / AP OFF на левой и правой БРУ

6 Пульт управления FCP

7 Два независимых вычислительных канала САУ (AFS1 и AFS2)

8 Два MCDU

9 Два PFD

© ЗАО «ГСС»

22.20 УПРАВЛЕНИЕ САУ

ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ УПРАВЛЕНИЯ САУ

Управление САУ (AFCS) осуществляется экипажем посредством:

- включения и отключения функций САУ (FD, AP, AT) с пульта FCP,
- отключения функций САУ кнопкой SS PRIOR / AP OFF на БРУ и AT DISC на РУД,
- отключения АР отклонением (пересиливанием) БРУ или педалей
- отключения АТ пересиливанием обоих или одного РУД,
- выбора режимов управления полетом с пульта FCP, кнопкой TOGA, установкой РУД,
- установки заданных значений скорости/числа М, курса/путевого угла, высоты, вертикальной скорости/угла наклона траектории или включением с FCP режима управления скоростью от FMS.
- контроля включения, выключения, установки параметров по индикации на PFD.

СОСТОЯНИЯ РЕЖИМОВ САУ

- Включен
- Предустановлен
- Подготовлен
- Вынужденный
- Деградированный

Включенный режим

Режим включается пилотом или автоматически, индицируется на FMA трафаретом зеленого цвета. В течение 10 с после включения режима его трафарет отображается в рамке зелёного цвета.

Предустановленый режим (предустановка)

Предустановка - предварительная установка заданного параметра SPEED, HDG/TRK, VS/FPA до включения соответствующего режима.

Трафарет и значение предустановленного режима индицируется на FMA белым цветом в течение 5 минут после последнего изменения.

Подготовленный режим

Включается пилотом (A/T, LOC*, GS*, VNAV, ALT*) или автоматически (LNAV), индицируется на FMA трафаретом синего цвета. В течение 10 с после включения режима его трафарет отображается в рамке синего цвета.

© ЗАО «ГСС»

Вынужденный режим

Включается автоматически при невозможности выполнять САУ ранее выбранный режим (VS, FPA, HDG, TRK, SPEED, MACH). Индицируется на FMA чёрным цветом на зеленом фоне с выдачей предупреждающей звуковой сигнализации Tripple Click.

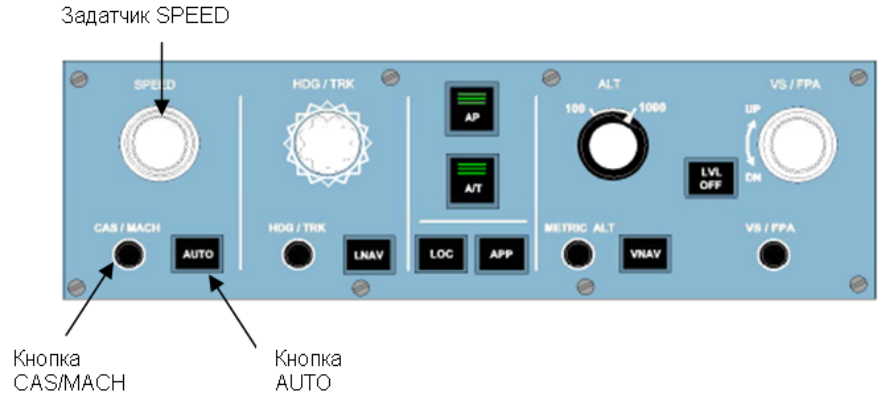
Деградированный режим

Включается автоматически при невозможности выдерживать САУ заданный параметр (VS, FPA, SPEED, MACH, CLB, DES). Индицируется на FMA рамкой янтарного цвета с выдачей предупреждающей звуковой сигнализации Tripple Click.

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА FGCP

УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ



- **Задатчик SPEED**

Поворот задатчика:

– предустановка скорости / числа М, или

– изменение ранее заданного значения скорости или числа М, при включенных режимах «Скорость/Число М», «Набор», «Снижение», «Взлет», «Уход на 2 круг».

Диапазоны ввода значений:

- скорость: 80 ÷ 308 KT
- MACH: 0.10 ÷ 0.81

Один полный оборот задатчика соответствует 32 KT или 0.32 MACH.

Нажатие на задатчик:

– переключение из режима управления скоростью от FMS на ручное управление скоростью (числом М), задаваемой с FCP;

– заданная скорость принимает значение текущей скорости или предустановленной задатчиком.

- **Кнопка CAS/MACH**

Предназначена для:

– выбора режима «MACH или «SPEED»;

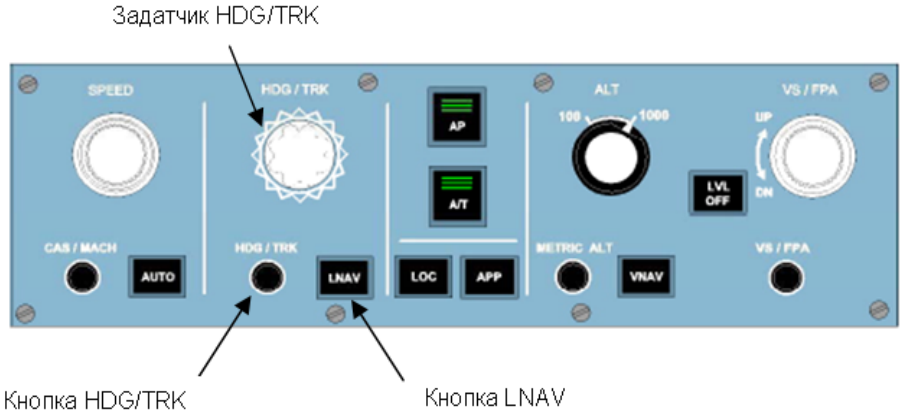
– выбора режима предустановки «MACH» или «SPEED».

- **Кнопка AUTO**

Предназначена для включения режима управления заданной скоростью от FMS.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНЫМИ РЕЖИМАМИ



Задатчик HDG/TRK

Поворот задатчика:

– предустановка курса или путевого угла, или

– изменение ранее заданного значения курса или путевого угла при включенных режимах HDG или TRK .

Диапазон ввода значений:

- 0 ÷ 359 град.

Один полный оборот задатчика соответствует 32 град.

Нажатие на задатчик:

– включение режима HDG или TRK.

– заданный HDG или TRK принимает значение текущего или предустановленного задатчиком..

- **Кнопка HDG/TRK**

Предназначена для:

– выбора режима HDG или TRK.

– выбора режима предустановки HDG или TRK.

- **Кнопка LNAV**

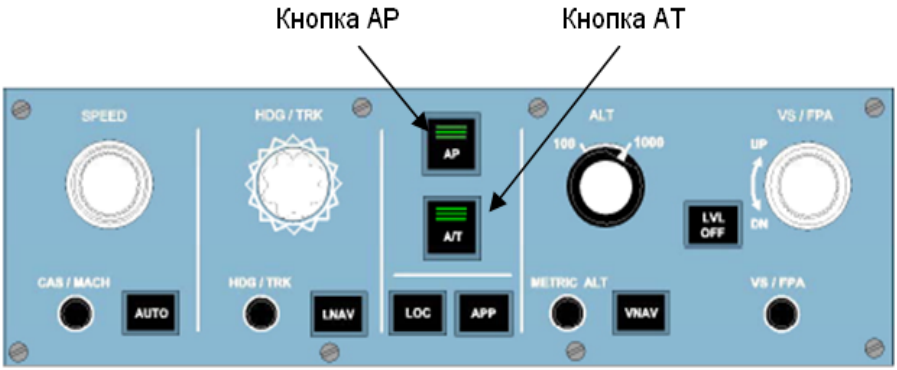
Предназначена для:

– включения режима LNAV в полете

– отмены/включения подготовленного режима LNAV на земле.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ АВТОПИЛОТОМ И АВТОМАТОМ ТЯГИ



Кнопка AP

Предназначена для включения и отключения автопилота. Кнопка имеет встроенный светосигнализатор включенного состояния зеленого цвета.

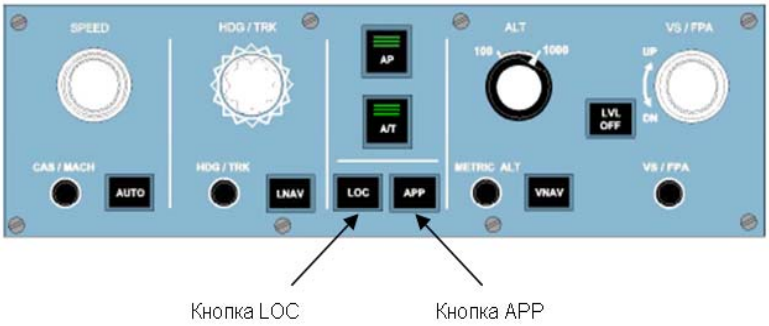
Кнопка A/T

Предназначена для включения и отключения автомата тяги. Кнопка имеет встроенный светосигнализатор включенного состояния зеленого цвета.

На земле используется для включения или выключения режима подготовки AT. В режима подготовки светосигнализатор кнопки AT не высвечивается.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ РЕЖИМАМИ ПОСАДКИ



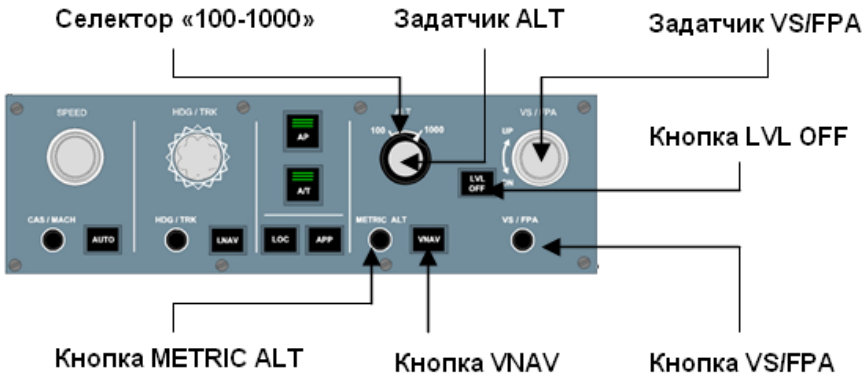
Кнопка LOC

Предназначена для включения режима захода на посадку только по КРМ ILS.

Кнопка APP

Предназначена для включения режима захода на посадку по ILS.

УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНЫМИ РЕЖИМАМИ



- **Задатчик ALT**

Поворот задатчика:

– установка заданного эшелона (заданной высоты).

Диапазоны ввода значений:

- высота: 100 ÷ 40000 FT

Нажатие на задатчик:

– включение режима CLB или DES.

© ЗАО «ГСС»

Селектор «100-1000»

Двухпозиционный селектор предназначен для выбора шага установки высоты задатчиком ALT через 100 или 1000 FT.

Кнопка METRIC ALT

Предназначена для вывода дополнительной индикации текущей и заданной высоты в метрах на шкале высоты PFD.

Кнопка VNAV

Предназначена для включения режима VNAV.

Кнопка LVL OFF

Предназначена для включения режима VS=0.

Кнопка VS/FPA

Предназначена для:

- выбора режима VS или FPA .
- выбора режима предустановки VS или FPA .

Задатчик VS/FPA

Поворот задатчика:

- предустановка вертикальной скорости или угла наклона траектории или
- изменение ранее заданного значения VS или FPA.

Диапазон ввода значений:

- вертикальная скорость: -6000 ÷ 6000 FT/мин;
- угол наклона траектории -9,9 ÷ 9,9 град.

Один полный оборот задатчика соответствует приблизительно:

- 3200 FT/мин (шаг задания вертикальной скорости 100 FT/мин);
- 3,2 град (шаг задания угла наклона траектории: 0,1).

Нажатие на задатчик:

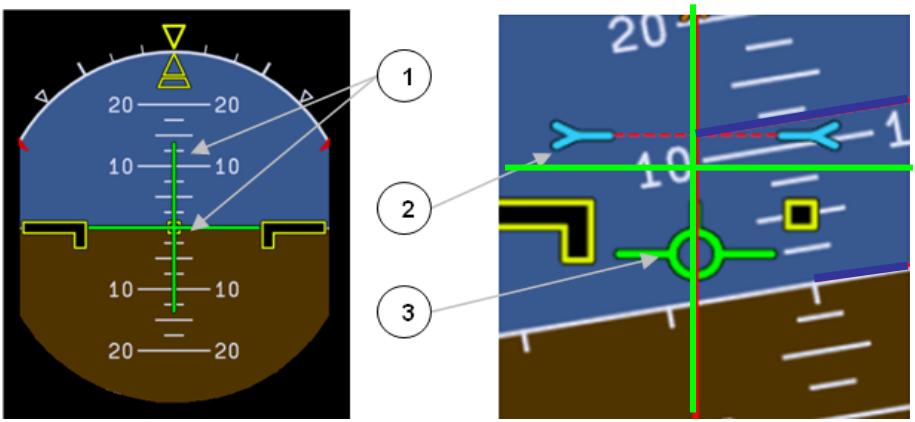
- включение режима VS или FPA.
- заданный VS или FPA принимает значение текущего или предустановленного задатчиком.

© ЗАО «ГСС»

ПИЛОТАЖНЫЙ ДИРЕКТОР (FD)

FD формирует командные сигналы и обеспечивает их отображение в виде положения директорных планок для управления по крену и тангажу.

В режиме FPA дополнительно отображаются символы вектора текущей траектории и заданного угла наклона траектории.



1. Директорные планки по крену и тангажу (FD).
2. Заданный угол наклона траектории (FPA).
3. Вектор текущей траектории полёта (FPV).

Включение FD

FD включается:

- кнопкой FD на левой или правой EFCP в полете;
- включением любого режима управления полётом на FCP в полете;
- включением режима TO (от кнопки TOGA) на земле - индицируется FD на FMA и неподвижная горизонтальная планка заданного тангажа 12° при подъёме ПОШ. С высоты 35 FT подключается директорная индикация управления по крену и тангажу.
- при автоматическом заходе на посадку по достижении высоты 400 FT.
- при включении режима GA.

© ЗАО «ГСС»

При включении FD отображается трафарет FD зеленого цвета на FMA и появляются директорные планки на PFD.

Отключение FD

FD отключается:

– любой из кнопок FD на EFCP;

– автоматически при достижении следующих условий:

- крен 45 град.
- тангаж +25 или -10 град.
- при переходе системы управления самолетом в режим DIRECT MODE.

Примечание: 1) FD не может быт включен/отключен раздельно на левом или правом PFD;
2) После отключения FD по условиям превышения крена и тангажа возможно повторное включение FD. После перехода в DIRECT MODE повторное включение FD невозможно.

© ЗАО «ГСС»

АВТОПИЛОТ (АР)

Включение АР

АР включается кнопкой АР на FCP при выполнении следующих условий:

– через 5 с после отрыва;

– самолет находится в диапазоне допустимых для АР параметров полета:

- крен 35 град;
- тангаж в диапазоне (+25º) ÷ (-10º);
- скорость не выше V_{MO} + 6 KT (M_{MO} + 0.02)
- угол атаки ниже αprot
- отклонение БРУ не более 1.5 град;
- отклонение педалей не более 20 мм.

Примечание: При полете в конфигурации FLAPS ICE автопилот может быть включен на скорости менее 292 kt.

При включении АР индицируется трафарет АР на FMA PFD и загорается светосигнализатор кнопки АР на FCP.

При включении АР и выключенном FD включаются режимы VS, HDG.

Если при включении АР был включен FD, продолжается выполнение ранее включенного режима управления.

Примечание: – при включении АР подключается дополнительная загрузка БРУ;
– при включенном АР, действие переключателей триммирования по крену и рысканью, а также кнопки RUD TRIM RESET, блокировано.

© ЗАО «ГСС»

Отключение АР

АР отключается при одном из следующих условий:

– Нажатие кнопки SS PRIOR/AP OFF на любой БРУ;

– Нажатие кнопки АР на FCP;

– превышение допустимых для АР параметров полета:

- крен 40 град.;
- тангаж более +25 или -10 град;
- скорость V_{MO}+6KT;
- Число М 0,83;
- угол атаки αprot и выше;

– Отклонение (пересиливание) БРУ или отклонение педалей выше порогового значения;

– переход системы управления самолетом в DIRECT MODE.

Примечание: При полете в конфигурации FLAPS ICE автопилот отключается на скорости 292 kt.

Индикация

Включение АР индицируется трафаретом АР на FMA PFD и светосигнализатором на кнопке АР на FCP.

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ ОТКЛЮЧЕНИЯ АВТОПИЛОТА

		ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА	
		Нажатие на кнопку SS PRIOR/AP OFF или АР	**По любой другой причине (пересиливание БРУ)**
Сигнализация	Кнопка–табло WARN	Светится в импульсном режиме в течение 3 секунд	Светится в импульсном режиме непрерывно
	Звуковая сигнализация	Звуковой сигнал «Кавалерийская атака» в течение 1,5 секунд	Звуковой сигнал «Кавалерийская атака» непрерывно
	Дисплей EWD	Аварийное текстовое сообщение AP OFF в течение 9 секунд	Аварийное текстовое сообщение AUTO FLT AP OFF непрерывно
Действия по отключению сигнализации	Нажать на кнопку–табло WARN	Табло WARN гаснет. Звуковая сигнализация прекращается. Сообщение на EWD снимается.	Табло WARN гаснет. Звуковая сигнализация прекращается
	Нажать на кнопку SS PRIOR/AP OFF	Табло WARN гаснет. Звуковая сигнализация прекращается. Сообщение на дисплее EWD снимается.	Табло WARN гаснет. Звуковая сигнализация прекращается.
	Нажать на кнопку CLEAR	Не влияет на сигнализацию	Сообщение на EWD снимается.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ В САУ

Управление скоростью осуществляется AP / FD или AT.

Заданная скорость поступает от:

- FMS;
- пульта FCP (задатчик SPEED).

Управление скоростью от FMS

Включается нажатием кнопки AUTO на FCP.

Перед взлётом заданная скорость поступает от FMS после ввода V2(малиновый цвет маркера заданной скорости). Управление скоростью от FMS включается автоматически после взлёта с высоты 35 ft.

Управление скоростью от FCP

Включается нажатием на задатчик SPEED.

При управлении скоростью от FCP маркер заданной скорости отображается синим цветом.

Примечание: На взлёте до достижения высоты 400 FT переход на управление скоростью от FCP блокирован.

ВЫБОР «СКОРОСТЬ-ЧИСЛО М»

При управлении скоростью от FCP выбор «Скорость-число М» осуществляется нажатием кнопки CAS/MACH.

При управлении скоростью от FMS выбор «СКОРОСТЬ-ЧИСЛО М» производится автоматически, при этом кнопка CAS/MACH заблокирована.

ОГРАНИЧЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПО СКОРОСТИ В САУ

Функция ограничения управления по скорости в САУ предназначена для предотвращения выхода из диапазона $V_{LS} \div V_{MO}(M_{MO})$ или $V_{LS} \div V_{FE} - 6kt$ при использовании AP, FD, AT.

В связи с ограничением AP по перегрузке и точности выдерживания заданных параметров AP и AT возможен кратковременный выход из указанного диапазона скоростей.

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

РЕЖИМЫ AP / FD

РЕЖИМ «КУРС» (HDG)

Режим HDG обеспечивает:

- стабилизацию курса на момент включения режима, или
- выход на предустановленный курс, или
- выход на курс, устанавливаемый задатчиком HDG/TRK когда режим HDG включен.

Условия включения режима

Режим HDG включается:

- нажатием на задатчик HDG/TRK при отсутствии включенного или предустановленного режима TRK,
- нажатием на кнопку HDG/TRK при включенном режиме TRK,
- при включении AP/FD, если отсутствует предустановленный режим TRK.

Предустановка курса

Перед включением режима, а также в режимах LNAV, GA TRK и TO TRK курс может быть предустановлен:

- поворотом задатчика HDG/TRK при отсутствии включенного или предустановленного режима TRK,
- выбором HDG кнопкой HDG/TRK при предустановленном режиме TRK.

Условия вынужденного включения режима

Режим HDG включается и отображается как «вынужденный» при отказе режима LNAV.

Условия отключения режима

Режим HDG может быть отключен включением другого режима управления по крену (LNAV, TRK, LOC),

© ЗАО «ГСС»

Индикация

Режим HDG индицируется в следующих состояниях:

1. Режим включен:

- трафаретом HDG зеленого цвета на FMA,
- трафаретом HDG белого цвета и цифровым значением заданного курса синего цвета на FMA,
- индексом заданного курса синего цвета на шкале курса PFD.



2. Режим HDG предустановлен:

- трафаретом HDG и цифровой индикацией XXX белого цвета на FMA.
- трафаретом HDG белого цвета и цифровым значением заданного HDG белого цвета в зоне шкалы курса на PFD,
- индексом заданного курса белого цвета на шкале курса.



© ЗАО «ГСС»

3. Режим HDG вынужденный:

- черными буквами HDG на зеленом фоне в первой строке FMA PFD,
- трафаретом HDG белого цвета и цифровым значением заданного курса синего цвета в зоне шкалы курса на PFD,
- индексом заданного курса синего цвета на шкале курса,



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «ПУТЕВОЙ УГОЛ» (TRK)

Режим TRK обеспечивает:

- стабилизацию путевого угла (ПУ) на момент включения режима, или
- выход на предустановленный ПУ или
- выход на ПУ, устанавливаемый задатчиком HDG/TRK когда режим TRK включён.

Условия включения режима

Режим TRK включается:

- нажатием на кнопку HDG/TRK при включенном режиме HDG,
- нажатием на задатчик HDG/TRK, когда ПУ предустановлен,
- при включении AP или FD, если ПУ предустановлен.

Предустановка режима TRK

Перед включением режима TRK или в режиме LNAV он может быть предустановлен:

- поворотом задатчика HDG/TRK,
- выбором TRK кнопкой HDG/TRK при предустановленном режиме HDG.

Условия вынужденного включения режима

Режим TRK включается и отображается как «вынужденный» при отказе режимов LOC*, LOC или LNAV APP.

Условия отключения режима

Режим TRK может быть отключен включением другого режима управления по крену (LNAV, HDG, LOC).

© ЗАО «ГСС»

Индикация

Режим TRK индицируется в следующих состояниях:

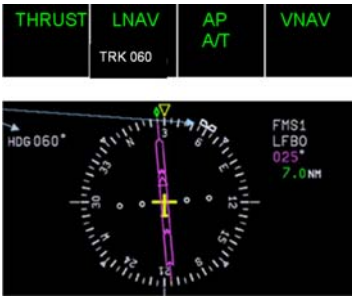
а) Режим TRK включен:

- трафаретом TRK зеленого цвета на FMA PFD.
- трафаретом TRK белого цвета и цифровым значением заданного ПУ синего цвета в зоне шкалы курса на PFD,
- индексом заданного ПУ синего цвета на шкале курса.



б) Режим TRK предустановлен:

- Символом TRK и цифровой индикацией XXX белого цвета на FMA.
- трафаретом TRK белого цвета и цифровым значением заданного ПУ белого цвета в зоне шкалы курса на PFD,
- индексом заданного курса белого цвета на шкале курса.



© ЗАО «ГСС»

в) Режим TRK вынужденный:

- черными буквами TRK на зеленом фоне в первой строке зоне индикации боковых режимов на PFD,
- трафаретом TRK белого цвета и цифровым значением заданного ПУ синего цвета в зоне шкалы курса на PFD,
- идексом заданного ПУ синего цвета на шкале курса,



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «ПУТЕВОЙ УГОЛ ВЗЛЕТА» (TO TRK)

Режим TO TRK обеспечивает стабилизацию ПУ в режиме TO на момент достижения высоты 35 фт.

Условия включения режима

Режим TO TRK включается автоматически на высоте 35 фт, если включен режим TO.

Условия отключения режима

Режим TO TRK может быть отключен включением другого режима управления по крену на высоте более 400 фт.

Индикация режима TO TRK

– трафаретом TO TRK зеленого цвета на FMA PFD.



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «ПУТЕВОЙ УГОЛ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ» (GA TRK)

Режим GA TRK обеспечивает стабилизацию ПУ на момент включения режима GA.

Условия включения режима

Режим GA TRK включается автоматически при включении режима GA.

Условия отключения режима

Режим GA TRK может быть отключен включением другого режима управления по крену на высоте более 400фт.

Индикация режима GA TRK

– трафаретом GA TRK зеленого цвета на FMA PFD.



РЕЖИМ «ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ» (LNAV)

Режим LNAV обеспечивает отработку заданного крена, формируемого вычислительной системой самолетовождения (FMS).

Условия состояния «Подготовка» режима LNAV

Режим LNAV включается в состояние «подготовка» на земле:

- автоматически при условии ввода в FMS плана полета
- нажатием кнопки LNAV если «подготовка» была снята.

Условия снятия состояния «Подготовка» режима LNAV

Состояние «подготовка» режима LNAV снимается нажатием кнопки LNAV.

Условия включения режима

Режим LNAV включается вручную нажатием кнопки LNAV, если план полета введен, и LNAV не находится в состоянии «подготовка».

Режим LNAV включается автоматически, если LNAV находится в состоянии «подготовка» на высоте 400 фт после взлета.

Условия отключения режима

Режим LNAV отключается, если выполняется одно из следующих условий:

– включается другой режим управления по крену,

– пропадание сигнала управления от FMS по любой причине

© ЗАО «ГСС»

Индикация

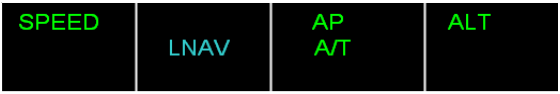
Режим LNAV индицируется в следующих состояниях:

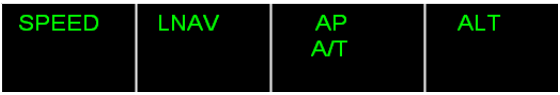
1. Режим подготовлен:

– символом LNAV синего цвета на FMA PFD,

2. Режим включен:

– символом LNAV зеленого цвета на FMA PFD.





© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «НЕТОЧНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ ОТ FMS» (LNAV APP)

Режим LNAV APP обеспечивает полет по траектории в горизонтальной плоскости, формируемой FMS при неточном заходе на посадку только в навигационном режиме GPS.

Условия включения режима

Режим LNAV APP включается нажатием кнопки APP на FCP при выполнении следующих условий:

- в FMS задан неточный заход на посадку
- на PFD индицируется фаза полета APP;
- текущая точность местоположения соответствует требуемой (RNP) для фазы подхода
- - включен режим VNAV

Условия отключения режима

Режим LNAV APP отключается при выполнении следующих условий:

- включен любой другой режим управления по крену
- пропадание сигнала управления от FMS,

Индикация

Режим LNAV APP индицируется символом LNAV APP зеленого цвета на FMA PFD.



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «ВЫХОД НА КУРСОВУЮ ЗОНУ» (LOC*)

Режим LOC* обеспечивает выход на равносигнальную зону КРМ ILS

Условия включения режима LOC* в состояние «Подготовка»

Режим LOC* включается в состояние «Подготовка» при следующих условиях:

- выбран заход по ILS
- обеспечивается прием сигнала КРМ
- нажата кнопка LOC на FCP при положении «LS» переключателя LS-FMS-VOR на EFCP
- нажата кнопка LOC или APP на FCP при положении «FMS» переключателя LS-FMS-VOR на EFCP

Условия снятия состояния «Подготовка» LOC*

Состояние «Подготовка» LOC* снимается при любом из следующих условий:

- потеря сигнала LOC;
- нажатие кнопки LOC или APP.

Условия включения LOC*

Режим LOC* включается при следующих условиях:

- режим LOC* находится в состоянии «Подготовка»
- выполняются условия захвата КРМ

Условия отключения LOC*

Режим LOC* отключается при следующих условиях:

- включен любой другой режим управления в горизонтальной плоскости.
- Потеря сигнала КРМ.

Индикация

Режим LOC* в состоянии «Подготовка» индицируется синим символом LOC*.



Включенный режим LOC* индицируется символом LOC* зеленого цвета.



ПРИМЕЧАНИЕ: При включении режима LOC на FMA PFD отображается ВОЗМОЖНАЯ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ категория посадки (APP1 или APP2).*

© ЗАО «ГСС»

Индикация

Состояние «Подготовка» LOC* индицируется синим трафаретом LOC*.



Условия включения режима LOC* (в фазу «Исполнение»)

Режим LOC* включается в фазу «Исполнение» при следующих условиях:

- режим LOC* находится в фазе «Подготовка»;
- траектория самолета проходит вблизи оси ВПП (отклонение от курсовой равносигнальной зоны не более ½ точки по шкале LOC на PFD), а текущий курс самолета по абсолютной величине равен $\Psi_{впп}$ ±10 град;

ИЛИ

- траектория самолета пересекает край линейной зоны (отклонение от курсовой равносигнальной зоны менее 2-х точек по шкале LOC на PFD), и приближается к оси ВПП.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРИ ПОЛЕТЕ САМОЛЕТА С МАЛЫМИ УГЛАМИ ПОДХОДА К ОСИ ВПП (В Т.Ч. ПОЛЕТ ПАРАЛЛЕЛЬНО ОСИ ВПП) НА УДАЛЕНИИ БОЛЕЕ 1/2 ТОЧКИ (НАПРИМЕР, В РЕЗУЛЬТАТЕ ОШИБКИ ВЫЧИСЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИИ FMS) РЕЖИМ LOC НЕ ВКЛЮЧАЕТСЯ.*
ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ НЕВКЛЮЧЕНИЯ LOC НЕОБХОДИМО ОБЕСПЕЧИВАТЬ ТРАЕКТОРИЮ ПОДХОДА, ПЕРЕСЕКАЮЩУЮ ОСЬ ВПП С УГЛОМ НЕ МЕНЕЕ 5 ГРАД НА УДАЛЕНИИ НЕ МЕНЕЕ 7NM*

Индикация

Включенный режим LOC* индицируется в первой строке FMA трафаретом LOC* зеленого цвета.



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «СТАБИЛИЗАЦИЯ КУРСА» (LOC)

Условия включения LOC

Режим стабилизации равносигнальной зоны КРМ(стабилизация курса) включается из режима LOC* автоматически, после входа в равносигнальную зону КРМ.

Условия отключения LOC

Режим LOC отключается при следующих условиях:

- включен любой другой режим управления в горизонтальной плоскости;
- потеря сигнала КРМ (ГРМ если были включены режимы GS* или GS).

ПРИМЕЧАНИЕ: при отказе режима LOC:
- включаются "вынужденные» режимы TRK, FPA
- директорные планки отображаются янтарным цветом в мигающем режиме.

Индикация

Включенный режим LOC индицируется символом LOC зеленого цвета.



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «ЗАХОД С ОБРАТНЫМ КУРСОМ» (LOC BC)

Режим «Заход с обратным курсом» (LOC BC) аналогичен режиму LOC (имеет состояние «Подготовка», режимы захвата и стабилизации). Режим LOC BC предназначен только при неточноом заходе.

Условия включения LOC BC

Режим LOC BC включается кнопкой LOC при условии задания в FMS захода с обратным курсом.

Условия отключения LOC BC

– включен режим GA TRK;

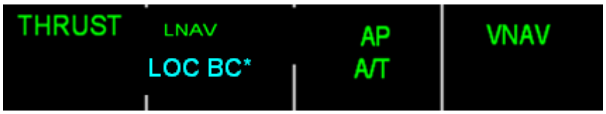
– включен любой другой режим управления в горизонтальной плоскости;

– потеря исправности сигнала LOC при неточном заходе.

Индикация

Индикация в режиме LOC BC аналогична режимам LOC*, LOC:

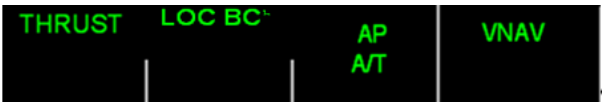
– состояние «Подготовка»: LOC BC* синего цвета,



– включен режим «Захват обратного курса»: LOC BC* зеленого цвета,



– включен режим «Стабилизация обратного курса»: LOC BC зеленого цвета.



– ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: РЕЖИМ LOC BC ЗАПРЕЩЕН!

РЕЖИМ «ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ» (VS),

Режим VS обеспечивает:

– стабилизацию вертикальной скорости (Vy) на момент включения режима,

– выход на предустановленное значение Vy,

– выход на Vy, устанавливаемый задатчиком VS/FPA.

© ЗАО «ГСС»

Ограничение приборной скорости в режиме VS

Если заданная вертикальная скорость не соответствует располагаемой тяге и происходит разгон или торможение самолета с тенденцией выхода из диапазона скоростей САУ (VLS ÷ VMO), закон управления в канале тангажа меняется так, чтобы исключить выход за ограничения. При этом заданная вертикальная скорость не может быть достигнута, режим VS отображается как «деградированный» до тех пор, пока не будет изменена заданная вертикальная скорость и (или) приведены в соответствие ей располагаемая , потребная тяга двигателей и конфигурация самолёта. При их несоответствии VS может уменьшиться до нуля. Переход из снижения в набор или из набора в снижении невозможен. При достижении ограничений по скорости (числу M) AP отключается.

Условия включения режима VS

Режим VS включается:

- нажатие AP или FD или
- нажатие на задатчик VS/FPA,или
- нажатие кнопки LVL OFF (для включения режима VS+0), если не включен режим FPA,или
- нажатие кнопки VS/FPA, если включен режим FPA.

Включение режима VS кнопкой LVL OFF.

Включение режима VS+0 (Vy=0) с целью временного прекращения набора или снижения и выводом самолета в горизонтальный полет выполняется нажатием кнопки LVL OFF.

Примечание: Во всех случаях при достижении Vy=0 автоматически включается стабилизация текущей высоты. При этом на FMA индицируется символ VS+0.Индикация о режиме стабилизации высоты отсутствует.

Предустановка значения вертикальной скорости

Перед включением режима VS, вертикальная скорость может быть предварительно задана:

- поворотом задатчика VS/FPA, при отсутствии включенного или предустановленного режима FPA,
- нажатием кнопки VS/FPA при предустановленном режиме FPA.

© ЗАО «ГСС»

Условия включения «вынужденного» режима VS

Режим VS включается в состояние «вынужденный» при любом из следующих условий:

- в режиме «Снижение» (DES), если новое значение высоты, задаваемой экипажем, выше текущей высоты,
- в режиме «Набор высоты» (CLB) если новое значение высоты, задаваемой экипажем, ниже текущей,
- в режиме «Захват высоты», если новое значение высоты, задаваемой экипажем, пересекает текущую высоту.
- в режиме «Захват высоты», если изменение установки давления приводит к изменению высоты больше 750фт,

Условия отключения режима VS

Режим VS отключается при включении любого другого режима управления по тангажу.

Индикация

Режим VS индицируется в следующих состояниях:

1. Режим VS «предустановлен»:

- Символом VS белого цвета и числовым значением заданного Vy белого цвета на FMA PFD.



индексом заданной вертикальной скорости белого цвета на шкале вертикальной скорости.

2. Режим VS «включен»:

- Символом VS зелёного цвета и численным значением заданного Vy голубого цвета на FMA PFD,



- индексом заданной вертикальной скорости синего цвета на шкале вертикальной скорости

© ЗАО «ГСС»

3. Режим VS «деградирован»:

– рамкой жёлтого цвета вокруг трафарета VS и численного значения заданного Vy на PFD.



– маркером заданной вертикальной скорости синего цвета на шкале вертикальной скорости

4. Режим VS «вынужденный»:

– символом VS и заданным численным значением Vy черным шрифтом на зелёном фоне на PFD.



– индексом заданной вертикальной скорости синего цвета на шкале вертикальной скорости

<u>Примечание:</u> Для перевода режима VS «вынужденный» в VS «включён» нажать на задатчик VS/FPA.

РЕЖИМ «УГОЛ НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ» (FPA)

Режим FPA обеспечивает:

– стабилизацию FPA в момент включения режима,

– выход на предустановленный FPA,

– выход на FPA, задаваемый экипажем.

Ограничение приборной скорости в режиме FPA

Действует аналогично режиму VS.

© ЗАО «ГСС»

Условия включения режима FPA

Режим FPA включается одним из следующих действий:

– Нажатием на кнопку VS/FPA при включенном режиме VS,

– нажатие кнопки LVL OFF (для включения режима FPA+0), если включен или предустановлен режим FPA,

– Нажатием на задатчик VS/FPA, если режим FPA предустановлен,

- Включением AP/FD, если режим FPA предустановлен.

Примечание: Если режим FPA+0 был включён кнопкой LEV OFF, после приведения к FPA=0 автоматически включается стабилизация текущей высоты. При этом на FMA индикацируется символ FPA+0 .Индикация о режиме стабилизации высоты отсутствует.

Условия включения «вынужденного» режима FPA

Режим FPA включается в состояние «вынужденный» при отказе режимов LOC (при заходе на посадку по ILS), GS*, GS.

Условия отключения режима

Режим FPA отключается включением любого другого режима управления по тангажу.

Предустановка FPA

Перед включением режима, FPA может быть предустановлен:

– нажатием кнопки VS/FPA,

– нажатием кнопки VS/FPA если режим VS предустановлен.

Индикация

Режим FPA индицируется в следующих состояниях:

1. Режим FPA «Включен»:

– отображается символом FPA зеленого цвета и числовым значением заданного FPA голубого цвета на FMA PFD,

– символами заданного и текущего угла наклона траектории в зоне пилотажной индикации на PFD.



© ЗАО «ГСС»

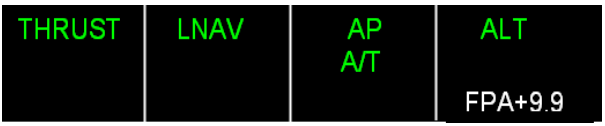
2. Режим FPA «Вынужденный»:

– трафаретом с черными буквами и числовым значением FPA на зелёном фоне на FMA PFD,



3. Режим FPA «предустановлен»:

– — Символом и числовым значением FPA белого цвета на FMA PFD.



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «НАБОР ВЫСОТЫ» (CLB)

Режим CLB обеспечивает стабилизацию скорости или числа М управлением по тангажу в наборе заданной высоты.

Заданная скорость в режиме CLB

Заданной скоростью является:

- скорость в момент включения (с возможностью изменения задатчиком SPEED) или
- скорость от FMS

Условия включения режима

Режим CLB может быть включен при одном из следующих условий:

- нажатием на задатчик ALT, если заданная высота больше, чем текущая,
- при выполнении режима TO или GA если РУД вручную устанавливается ниже положения MCL при всех работающих двигателях (или ниже MCT при одном работающем двигателе).

Примечание: При выключенном АТ для выполнения режима CLB РУДы должны быть установлены в положение MCL.
– Во всех случаях устойчивого несоответствия заданной и текущей скорости режим CLB отображается как «деградированный».

Условия отключения режима

- включение другого режима управления по тангажу,
- установка на FCP высоты меньшей, чем текущая высота, в этом случае включается «вынужденный» режим VS.

Принудительное отключение директорного режима CLB

Если в режиме FD CLB пилот не выполняет команду тангажной директорной планки, то будет происходить разгон или торможение самолета с уходом от заданного значения скорости. При подходе к границам диапазона скоростей САУ режим CLB и FD автоматически отключатся с возможностью повторного включения.

Примечание: рабочий диапазон скоростей САУ:
- с убранной механизацией :VLS ÷VMO
-с выпущенной сигнализацией: VLS÷ (VMO-6kt)

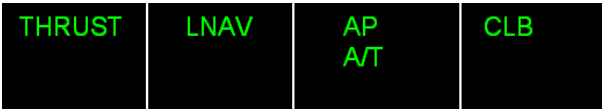
© ЗАО «ГСС»

Индикация

Режим «CLB» индицируется:

«Включен»:

– символом CLB зеленого цвета на FMA PFD,



– индексом заданной скорости синего или малинового цвета (при отработке скорости от FMS) на шкале скорости,

«Деградирован»:

– рамкой янтарного цвета вокруг символа CLB на FMA PFD.

РЕЖИМ «СНИЖЕНИЕ» (DES)

Режим DES обеспечивает стабилизацию скорости или числа M в канале тангажа на снижении до заданной высоты.

Заданная скорость в режиме DES

Заданной скоростью является:

– скорость в момент включения режима(с возможностью изменения задатчиком SPEED) или

– скорость от FMS

© ЗАО «ГСС»

Условия включения режима

Режим DES включается нажатием на задатчик ALT, если заданная высота меньше чем текущая, но более 400 фт.

Примечание: - При выключенном АТ для выполнения режима DES РУДы должны быть установлены в положение IDLE
- Режим DES не может быть включен из режимов TO или GA
- Во всех случаях устойчивого различия заданной и текущей скорости режим DES отображается как «деградированный».

Условия отключения режима

- включение другого режима управления по тангажу,
- установка на FCP высоты большей, чем текущая высота, в этом случае вынужденно включается режим VS.

Принудительное отключение директорного режима DES

Если в директорном режиме DES пилот не выполняет команду тангажной директорной планки,то будет происходить разгон или торможение самолета с уходом от заданного значения скорости. При подходе к границам диапазона скоростей САУ режим DES и FD автоматически отключатся с возможностью повторного включения.

Индикация

Режим DES индицируется:

«Включен»:

- символом DES зеленого цвета на FMA PFD,



- индексом заданной скорости синего цвета (при отработке скорости на момент включения режима или скорости, заданной с FGCP) или малинового цвета (при отработке скорости, заданной с FMS) на шкале скорости.

© ЗАО «ГСС»

Режим «Деградирован»:

– рамкой янтарного цвета вокруг символа DES в первой строке зоны индикации вертикальных режимов на PFD.

РЕЖИМ «ЗАХВАТ ВЫСОТЫ» (ALT*)

Режим «Захват высоты» обеспечивает плавное уменьшение вертикальной скорости из режимов набора (CLB или VS) или снижения (DES или VS) при подходе к заданной высоте.

Условия включения режима

Режим ALT* включается автоматически по достижении условий захвата.

Условия отключения режима

Режим ALT* отключается при любом из следующих условий:

– включение любого другого режима управления по тангажу.

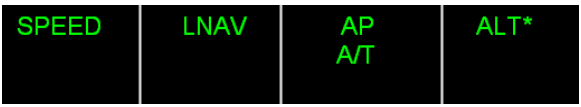
– установка значения заданной высоты ниже, чем текущая высота. В этом случае включается «вынужденный» режим VS.

Условия включения состояния «вынужденный» режим VS.

При изменении значения давления, приводящее к увеличению текущего значения высоты выше заданного, автоматически включается «вынужденный» режим VS.

Индикация

Режим ALT* индицируется символом ALT* зеленого цвета на FMA PFD.



РЕЖИМ «СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ» (ALT)

Режим ALT обеспечивает выдерживание заданной барометрической высоты.

Условия включения режима

Режим ALT включается автоматически из включенного режима ALT* при достижении заданной высоты.

© ЗАО «ГСС»

Условия отключения режима

Режим ALT может быть отключен включением любого другого режима управления в вертикальной плоскости.

Индикация

Режим «Стабилизация высоты» индицируется символом ALT зеленого цвета в первой строке зоны индикации вертикальных режимов на PFD.



Примечание: При изменении экипажем в режиме ALT заданной высоты или значения давления индикация заданной высоты на PFD переходит в проблесковый режим (3 промигивания через каждые 10 с) до подтверждения экипажем принятого решения включением режимов VS, CLB/DES.

РЕЖИМ «ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ» (VNAV)

Режим VNAV обеспечивает полет в вертикальной плоскости с рассчитанной в FMS вертикальной скоростью по профилю , поступающему изFMS, на режиме IDLE, на этапе снижения с крейсерского эшелона до MAPt.

Включение режима VNAV в состояние «подготовка»

Режим VNAV включается в состояние «Подготовка» нажатием кнопки VNAV при выполнении следующих условий:

- включен один из следующих режимов управления по крену: LNAV, LOC*, LOC, LOC BC*, LOC BC
- Расстояние до точки TOD менее 50 м.миль.

Снятие состояния «Подготовка» режима VNAV

Состояние «Подготовка» режима VNAV снимается при включении режима HDG/TRK

© ЗАО «ГСС»

ВКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМА VNAV

Чтобы начать снижение в режиме VNAV(при управлении от FMS в режимеLNAV)):

- нажать кнопку VNAV(включится состояние«Подготовка» , если расстояние менее 50n.m до TOD)
- установить заданную высоту снижения на FCP
- нажать LSK 6R “DES NOW”на MCDU, если снижение надо начать до точки TOD
- с точки TOD снижение начнётся автоматически

после прохода TOD (из состояния «Подготовка») :

- установить заданную высоту снижения на FCP

Отключение режима VNAV

Режим VNAV отключается при включении режима HDG/TRK или любого другого режима управления по тангажу.

Ограничение приборной скорости

Ограничение приборной скорости в режиме VNAV обеспечивается аналогично режиму VS.

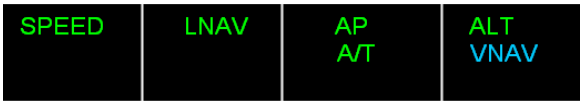
© ЗАО «ГСС»

Индикация

Режим VNAV индицируется в следующих состояниях:

Подготовлен:

– символом VNAV синего цвета на FMA PFD,



Включен:

– символом VNAV зеленого цвета на FMA PFD.

Примечание: В случае позднего снижения с увеличенной вертикальной скоростью в режиме VNAV происходит разгон скорости. Появление сообщения MORE DRAG(больше торможения) на PFD информирует экипаж о необходимости увеличить лобовое сопротивление (для уменьшения скорости) выпуском интерцепторов (SPEED BRAKS)

РЕЖИМЫ «ЗАХВАТ ГЛИССАДЫ» (GS*)

Режим GS* обеспечивает выход на равносигнальную зону ГРМ

Условия включения GS* в состояние «Подготовка»

Режим GS* может быть включен в состояние «Подготовка» нажатием кнопки APP на высоте более 400 фт при следующих условиях:

– режим LOC* подготовлен или включен или включен режим LOC;

– обеспечивается прием сигналов КРМ и ГРМ.

Условия снятия состояния «Подготовка» GS*

Состояние «Подготовка» LOC* снимается при любом из следующих условий:

– потеря сигналов LOC или GS;

– повторное нажатие кнопки APP.

– включение режима «Уход на второй круг» (GA) или GS.

© ЗАО «ГСС»

Условия включения GS*

Режим GS* включается при следующих условиях:

- режим GS* находится в состоянии «Подготовка»
- выполняются режимы LOC* или LOC.
- выполняются условия захвата глиссады

Индикация

Состояние «Подготовка» GS* индицируется трафаретом GS* синего цвета на FMA PFD.

Включенный режим GS* индицируется трафаретом GS* зеленого цвета на FMA PFD.

РЕЖИМ «СТАБИЛИЗАЦИЯ ГЛИССАДЫ» (GS)

Условия включения GS

Режим GS включается при следующих условиях:

- включен режим GS*
- выполняются условия стабилизации глиссады.

<u>Примечание</u> : Для включения режима GS при отклонениях самолёта от расчетной траектории в вертикальной плоскости, экипажем должно быть обеспечен вход самолёта в равносигнальную зону ГРМ (пересечение глиссады).

Условия отключения GS

Режим GS отключается при следующих условиях:

- включен режим GA
- на высоте более 400 фт включен любой другой режим управления по тангажу.
- Потеря сигналов LOC или GS.

Индикация

Включенный режим GS индицируется трафаретом GS зеленого цвета на FMA PFD.

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «ВЗЛЕТ» (ТО)

Режим ТО имеет две фазы и соответствующие им значения тангажа и скорости :

на разбеге , до высоты 35фт директорная планка по тангажу зафиксирована в положении 12°.

с 35 фт до THRUST REDUCTION ALTITUDE скорость стабилизируется на:

- V_2+10. при всех работающих двигателях:
- V_2 при одном неработающем двигателе.

Условия включения режима

Режим ТО включается при следующих условиях:

- в FMS введена скорость V_2 или установлена заданная скорость с FCP.
- АТ был в состоянии «Подготовка»., РУДы были переведены вручную в положение выше 50% N1 и нажата кнопка TOGA или
- РУДы вручную установлены в положение NTO.

Условия отключения режима

Режим ТО может быть отключен включением другого режима управления в вертикальной плоскости с высоты более 400фт.

Индикация

В режиме ТО обеспечивается следующая индикация:

- трафарет ТО зеленого цвета на FMA PFD;
- Тангажная директорная планка, до высоты 35фт фиксирована в положении 12°.

Индекс заданной скорости на значении V2 или значении заданном с FCP.

По достижении высоты THRUST REDUCTION ALTITUDE индикация режима ТО отображается в мигающем режиме для привлечения внимания экипажа к необходимости перевести двигатель на пониженный режим

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ «УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ» (GA)

Режим GA предназначен для безопасного ухода на второй круг при выполнении прерванного захода на посадку . В боковом канале выполняется режим GA TRK.

Заданные значения стабилизируемых параметров в режиме GA

При включении режима GA и появления положительного градиента набора обеспечивается стабилизация текущей скорости или V_{APP},что больше. При этом скорость ограничивается:

- V_{LS}+25kt при обоих работающих двигателях
- V_{LS}+15 kt при одном работающем двигателе.

Условия включения режима

Режим GA включается одним из следующих способов:

При включённом AT

- нажатием кнопки TOGA или

Установкой РУД в положение NTO (хотя бы одного двигателя) если

- включен режим GS или VNAV APP
- рычаг управления механизацией находится в положении «2» , «3» или «FULL» .

Примечание: – Включение режима GA невозможно после касания на посадке и в режиме ТО

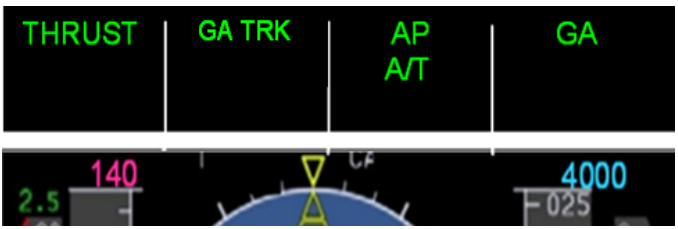
Условия отключения режима

Режим GA может быть отключен на высоте более 400 фт включением другого режима управления по тангажу.

Индикация

Режим GA индицируется символом GA зеленого цвета на FMA PFD

По достижении высоты THRUST REDUCTION ALTITUDE, индикация режима GA начинает мигать, для привлечения внимания экипажа к необходимости перевести двигатель на пониженный режим.



© ЗАО «ГСС»

АВТОМАТ ТЯГИ (АТ)

Включение АТ в состояние «ПОДГОТОВКА»

АТ включается в состояние «Подготовка» нажатием кнопки A/T на FCP в следующих условиях:

- самолет на земле
- скорость ниже 80 kt
- оба двигателя работают.

Снятие состояние «ПОДГОТОВКА» АТ

Состояние «Подготовка» АТ снимается при любом из следующих условий:

- установка РУДов вручную на NTO
- повторное нажатие кнопки A/T на FCP
- скорость выше 80 kt
- не работает хотя бы один двигатель.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ВКЛЮЧЕНИЕ АТ В СОСТОЯНИЕ ПОДГОТОВКА ЗАПРЕЩЕНО

Включение АТ

Включение АТ осуществляется одним из следующих способов:

© ЗАО «ГСС»

- АТ в состоянии «Подготовка» и включается режим ТО.
- нажатием кнопки A/T на FCP в полете.
- По сигналу «Alpha Floor». от СДУ АТвключается в режим «Alpha Floor».

Примечание: В случае отказа одного двигателя или неисправности цепи управления его РУД, АТ управляет РУД работающего двигателя .

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ВКЛЮЧЕНИЕ АТ НА ВЫСОТАХ НИЖЕ THRUST REDUCTION ALTITUDE ЗАПРЕЩЕНО.

Отключение АТ

Отключение АТ осуществляется одним из следующих способов:

- нажатие кнопки АТ DISC на любом РУД
- нажатие кнопки A/T на FCP
- после посадки
- при снятии сигнала «Alpha Floor» от СДУ.
- принудительным перемещением вручную (пересиливанием) обоих РУД.

Примечание: При пересиливании только одного РУД, АТ остается включенным на другом РУД.

© ЗАО «ГСС»

Индикация

Состояние «Подготовка АТ» индицируется трафаретом A/T синего цвета на FMA PFD

.

Включение АТ индицируется символом A/T зеленого цвета на FMA PFD и зеленым светосигнализатором кнопки A/T на FCP.
Включение АТ на одном РУД индицируется символом A/T L (если АТ включен на левом РУД) или A/T R (если АТ включен на правом РУД) зеленого цвета на FMA PFD и зеленым светосигнализатором кнопки A/T на FGCP.

СИГНАЛИЗАЦИЯ АТ

		Отключение автомата тяги	
		От кнопок AT DISC на РУД или от кнопки A/T на FCP	При отказе или пересиливании
Сигнализация	ЦСО желтый (MC)	мигает в течение 3 сек	Мигает непрерывно
	CAS сообщение на EWD	A/T OFF (желтым) в течение 9 сек	AUTO FLT A/T OFF или AUTO FLT LEFT A/T OFF или AUTO FLT RIGHT A/T OFF (желтым) непрерывно
	Звуковая сигнализация	«Удар колокола» (SC)	«Удар колокола» (SC)
Действие по отключению сигнализации	Нажатие на ЦСО желый (MC)	Гаснет MC. Снимается CAS-сообщение.	Гаснет MC
	Нажатие кнопки AT DISC на РУД	Гаснет MC Снимается CAS-сообщение	Гаснет MC

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ АТ

АТ может быть включён в режимы:

- управления скоростью/числом М (режимы SPEED, MACH) и
- управления тягой (режимы THRUST и ALPHA FLOOR).

Если включёны АР и(или) FD и режим управления скоростью осуществляется в продольном канале руля высоты, изменением угла тангажа(VS) , с постоянной тягой , то АТ включается в режим управления тягой (THRUST).

Во всех других режимах управления скоростью при включённых АР и (или) FD, АТ включается в режим управления скоростью - стабилизация SPEED(MACH), с переменной тягой от IDLE до MCL(MCT).

Если AP/FD не включены, АТ включается в режим стабилизации скорости SPEED(MACH).

Примечание: Включение АТ в режим ALPHA FLOOR возможно только при ручном управлении самолетом.

Соответствие режимов АР(FD) и АТ

Режим AP/FD в продольном канале	Режим АТ
– VS – FPA – ALT* – ALT – GS* – GS – VNAV, – AP/FD не включены.	SPEED/MACH
– TO, – GA, – CLB, – DES. – VNAV (на участке до вписывания в первую установленную высоту)	THRUST
– Ручное пилотирование	Alpha Floor

РЕЖИМ «СКОРОСТЬ/ЧИСЛО М» (SPEED/MACH)

Режим SPEED/MACH предназначен для выдерживания заданной приборной скорости или числа М.

© ЗАО «ГСС»

Заданная скорость

Заданной скоростью (числом M) в режиме SPEED является скорость:

- текущая на момент включения режима, предустановленная или устанавливаемая задатчиком SPEED на пульте FCP
- поступающая от FMS .

Переход в режим отработки скорости от FMS производится нажатием кнопки AUTO на FCP. Переход из режима отработки скорости от FMS в режим задания скорости с FCP выполняется нажатием на задатчик SPEED.

Диапазон перемещения РУД в режиме SPEED/MACH:

- Idle – MCL при обоих работающих двигателях
- Idle – MCT при одном работающем двигателе.

Переход в режим стабилизации числа M может производиться:

- автоматически при отработке скорости от FMS или
- вручную нажатием кнопки CAS/MACH.

Предустановка заданной скорости (числа M)

Перед включением AT или перед переходом из режима SPEED AUTO (от FMS) на установку скорости с FCP заданная скорость (число M) может быть предустановлена:

- поворотом задатчика SPEED при отсутствии включенного или предустановленного режима MACH,
- нажатием кнопки CAS/MACH, при предустановленном режиме MACH.

Включение режима SPEED

Режим SPEED включается при одном из следующих условий:

- если AT включен и когда включается один из режимов AP/FD: VS, FPA, ALT*, ALT, VNAV, GS*, GS.
- при включении AT в полете, когда AP и FD отключены (ни один из режимов управления AP/FD не включен).

Включение режима MACH

Режим MACH включается при одном из следующих условий:

- если AT включен в режим SPEED (AUTO),режим MACH включается автоматически по достижении условий перехода на число M и когда включён один из режимов AP/FD: VS, FPA, ALT*, ALT.
- если AT включен в режиме SPEED и нажата кнопка CAS/MACH
- при включении AT в полете, когда AP и FD отключены и режим MACH предустановлен.

© ЗАО «ГСС»

Отключение режима SPEED

Режим SPEED отключается:

- При отключении AT
- при включении режима AT THRUST или Alpha Floor..

«Вынужденный» режим SPEED

Режимы SPEED/MACH включаются в состояние «вынужденный» из режима AT THRUST при отключении AP и FD со звуковой сигнализацией «Тройной щелчек» (Tripple click)

Деградированный режим SPEED

В случае устойчивого различия заданной и текущей скоростей, режим SPEED отображается как «деградированный».

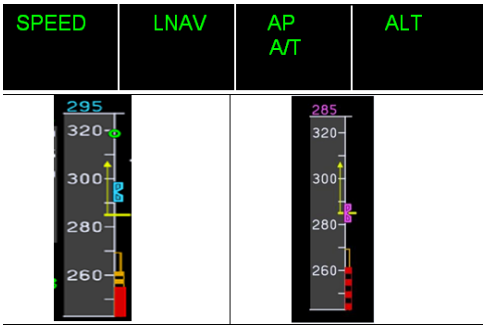
© ЗАО «ГСС»

Индикация режима SPEED (MACH)

1. Режим включен

Включенный режим SPEED(MACH) индицируется:

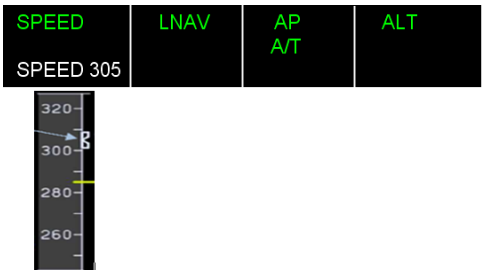
- символом SPEED (MACH) зеленого цвета на FMA PFD и
- индексом заданной скорости синего (с FCP) или малинового(с FMS) цвета на шкале скорости.



2. Режим предустановлен

Предустановленный режим SPEED(MACH) индицируется:

- словом SPEED (MACH) белого цвета и предустановленным значением на FMA PFD
- «контурным» индексом белого цвета на шкале скорости PFD.



© ЗАО «ГСС»

3. «Вынужденный» режим SPEED(MACH)

- словом SPEED (MACH) черным шрифтом на зеленом фоне на FMA PFD,
- индексом заданной скорости синего или малинового цвета соответственно с FCP или от FMS на шкале скорости PFD.



4. «Деградированый» режим SPEED(MACH)

«Деградированый» режим SPEED(MACH) индицируется:

- рамкой оранжевого цвета вокруг слова SPEED (MACH) зеленого цвета на FMA PFD,
- индексом заданной скорости синего или малинового цвета соответственно с FCP или от FMS на шкале скорости PFD.



РЕЖИМ «ТЯГА» (THRUST)

Режим «Тяга» обеспечивает стабилизацию заданной тяги (оборотов N1) в зависимости от включенного режима AP/FD

Включенный вертикальный режим AP/FD	Режим двигателя
CLB	MCL MCT при отказе двигателя,
DES	Idle
TO	NTO (FLEX, DERATE)
GA	NTO

Включение режима THRUST

Режим THRUST включается при одном из следующих условий:

- при включенном (при включении) AT включается (включен) любой из следующих режимов AP/FD: TO, GA, CLB, DES.
- при включенном AT, в начальной фазе режима VNAV(положение РУД «IDLE»).

© ЗАО «ГСС»

Отключение режима THRUST

При включенном AT режим THRUST может быть отключен переключением AP/FD в любой из следующих режимов: VS, FPA, ALT*, ALT, VNAV, GS*, GS.

РЕЖИМЫ FLEX, DERATE

Включение режима FLEX, DERATE

Перед включением режима ТО, в FMS может быть задан пониженный режим взлетной тяги вводом рассчитанных значений процента снижения тяги (DERATE) или вводом «условной» температуры окружающего воздуха (для режима FLEX). При включении режима ТО, РУД будут установлены в соответствующее положение пониженной тяги.

Отмена режима FLEX

После включения TOGA, режим FLEX может быть отменен (заданным становится положение NTO) нажатием кнопки TOGA.

Отмена режима DERATE

После включения TOGA, режим DERATE может быть отменен только установкой РУД в положение NTO пересиливанием AT.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЖИМОВ FLEX, DERATE ЗАПРЕЩЕНО.

Индикация

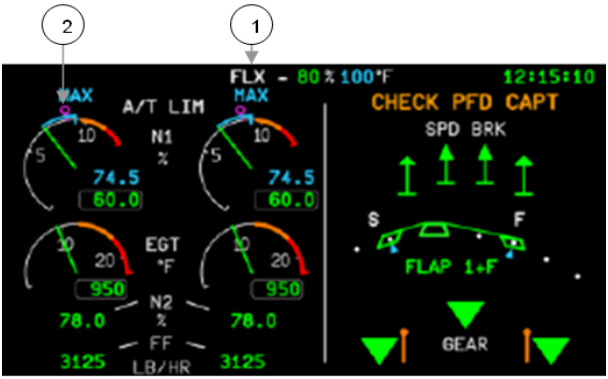
. Режим THRUST включен

Режим THRUST индицируется символом THRUST зеленого цвета на FMA PFD.



© ЗАО «ГСС»

Индикация пониженных режимов – «DTO» для DERATE и «FTO» для FLEX – отображается на дисплее EWD (см.1 и 2 на рис. Ниже)



<u>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:</u>
ВКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМОВ ПОНИЖЕННОЙ ТЯГИ FLEX, DERATE ЗАПРЕЩЕНО.

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ ALPHA FLOOR

Режим ALPHA FLOOR автомата тяги предназначен для вывода двигателей на режим NTO при выходе на угол атаки “alfa floor” по сигналу системы управления самолетом при управлении самолётом от БРУ.

Включение режима

Режим Alpha Floor включается автоматически, независимо от состояния включения «автомат тяги» (если был выключен, то включается принудительно).

Отключение режима

Режим отключается при одном из следующих условий:

- снятием сигнала от системы управления самолетом, при выходе из условий Alpha Floor (уменьшение угла атаки),
- выход обоих РУД на режим NTO.

Примечание: Если при снятии сигнала alfa floor РУДы не достигли положения NTO, они остаются в текущем положении.

Индикация

Включенный режим АТ «Alpha Floor» индицируется символом A FLOOR оранжевого цвета на FMA PFD.



Сигнализация

При включённом режиме ALPHA FLOOR выдается речевая сигнализация “ALPHA FLOOR” (повторяющаяся до отключения режима).

© ЗАО «ГСС»

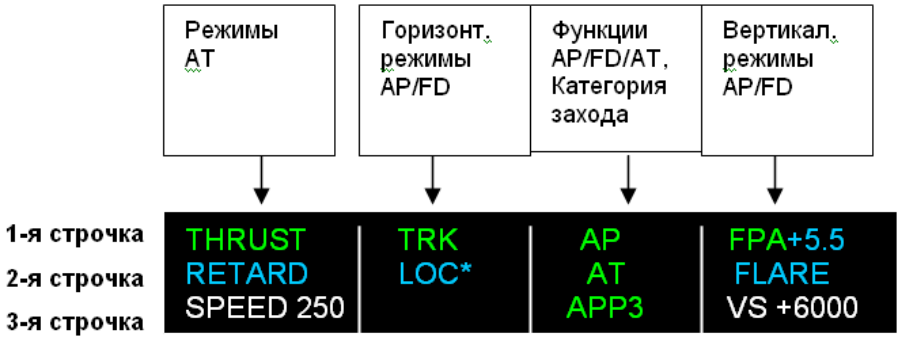
Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

22.30 ИНДИКАТОР РЕЖИМОВ ПОЛЁТА

Индикатор режимов полёта (FMA) расположен в верхней части PFD. FMA показывает состояние (включение) функций (AP, FD, A/T) и режимов управления полетом.

После каждого изменения режима управления FMA отображает рамку зелёного цвета вокруг новой индикации в течение 10 секунд.



Первая колонка: в первой колонке отображаются режимы AT.

1-я строчка: в первой строчке отображаются включённые режимы зелёного цвета.

2-я строчка: во второй строчке отображаются подготовленные режимы голубого цвета.

3-я строчка: в третьей строчке отображается предустановка режима SPEED.

Вторая колонка: во второй колонке отображаются горизонтальные режимы AP/FD.

1-я строчка: в первой строчке отображаются включённые режимы зелёного цвета.

2-я строчка: во второй строчке отображаются подготовленные режимы голубого цвета.

3-я строчка: в третьей строчке отображается предустановка HDG/TRK.

© ЗАО «ГСС»

Третья колонка: в третьей колонке отображаются состояния функций AP/FD/AT, категория захода.

1-я строчка: в первой строчке отображается включеный AP и(или) FD зелёного цвета.

2-я строчка: во второй строчке отображается включённый AT зелёного цвета.

3-я строчка: в третьей строчке отображается категория захода на посадку зелёного цвета.

Четвёртая колонка: отображаются вертикальные режимы AP/FD.

1-я строчка: в первой строчке отображаются включённые режимы зелёного цвета.

2-я строчка: во второй строчке отображаются подготовленные режимы голубого цвета.

3-я строчка: в третьей строчке отображается предустановка режимов VS/FPA

Колонка индикации режимов автомата тяги (AT)

Первая строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
SPEED	зелёный	Включен режим SPEED
MACH	зелёный	Включен режим MACH
THRUST	зелёный	Включен режим THRUST
A. FLOOR	оранжевый	Включен режим ALPHA FLOOR

© ЗАО «ГСС»

Вторая строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
(зарезервировано)		

Третья строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
SPEED XXX	белый	Предустановка заданной скорости
MACH	белый	Предустановка заданного числа М

Колонка индикации горизонтальных режимов

Первая строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
LNAV	зелёный	Включен режим LNAV
HDG	зелёный	Включён режим HDG
TRK	зелёный	Включён режим TRK
TO TRK	зелёный	Включён режим TO TRK
GA TRK	зеленый	Включён режим GA TRK
LOC	зелёный	Включён режим LOC
LOC*	зелёный	Включён режим LOC*
LOC BC*	зелёный	Включён режим LOC BC*
LOC BC*	зелёный	Включён режим LOC BC*

Вторая строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
LOC*	голубой	Режим LOC* в сосотоянии «подготовка»
LOC BC*	голубой	Режим LOC BC* в состоянии «подготовка»

Третья строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
HDG XXX	белый	Предустановка курса
TRK XXX	белый	Предустановка путевого угла

© ЗАО «ГСС»

Колонка индикации состояния функций САУ

Первая строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
FD	зелёный	FD включен
AP	зелёный	AP включен

Вторая строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
A/T	зелёный	A/T включен
A/T	синий	A/T в состоянии «подготовка»
A/T L	зелёный	A/T включен на левом РУД
A/T R	зелёный	A/T включен на правом РУД

Третья строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
APP1	зелёный	Отображает разрешение захода на посадку по первой категории
APP2	зелёный	Отображает разрешение захода по второй категории

© ЗАО «ГСС»

Колонка индикации вертикальных режимов

Первая строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
VS±XXXX	VS-зелёный ±XXXX-голубой	Режим VS включен
FPA±X.X	FPA- зелёный ±X.X-голубой	Режим FPA включен
CLB	зелёный	Режим CLB включен
DES	зелёный	Режим DES включен
ALT	зелёный	Режим ALT включен
ALT*	зелёный	Режим ALT* включён
VNAV	зелёный	Режим VNAV включён
GS	зелёный	Режим GS включён.
GS*	зелёный	Режим GS* включён.
TO	зелёный	Режим TO включён.
GA	зелёный	Режим GA включён.

Вторая строчка

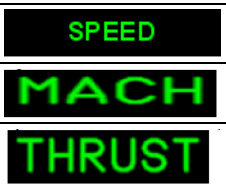
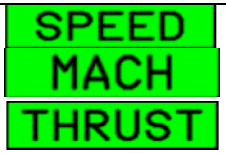
Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
GS*	голубой	Режим GS* в состоянии «подготовка»

Третья строчка

Отображение на дисплее	Цвет индикации	Значение
VS±XXXX	белый	Предустановка режима VS
FPA±X.X	белый	Предустановка режима FPA

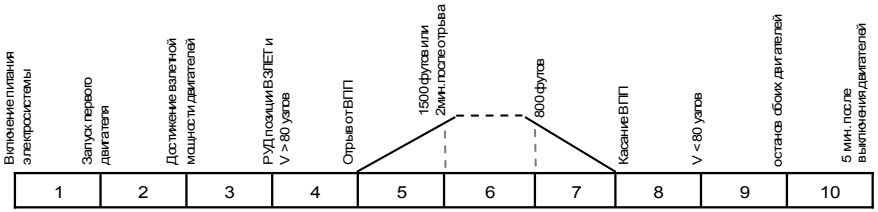
© ЗАО «ГСС»

Отображение индикации режимов САУ

	Режим управления включен.
	Режим включен менее 10 с
	«Деградированный» режим
	«Вынужденный» режим
	Режим в состоянии «подготовка»
	Режим в состоянии «подготовка» менее 10с
	Предустановка параметра
	
	Включен режим Alpha Floor

© ЗАО «ГСС»

22.40 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AP OFF (пропадает через 9 сек) ОТКЛЮЧЕНИЕ АР с использованием - одной из кнопок отключения АР на БРУ; - или кнопки АР на FGCP.	«Кавалерийская атака» (0,5 – 1,5 сек)	Кнопка-табло WARN (3 сек.)	Светосигнализатор кнопки АР погасает	нет
AUTO FLT AP OFF ОТКЛЮЧЕНИЕ АР с ледующих случаях: - отказ включенного АР - пересиливание БРУ; - отключение АР от СДУ (См. раздел «Сигнализация отключения АР»	«Кавалерийская атака» (постоянно)	Кнопка-табло WARN (постоянно)		
A/T OFF (пропадает через 9 сек) ОТКЛЮЧЕНИЕ A/T с использованием: - одной из кнопки A/T DISC на РУД; - или кнопки A/T на FGCP.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT (3 сек.)	Светосигнализатор кнопки A/T погасает	

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AUTO FLT A/T OFF ОТКЛЮЧЕНИЕ A/T в следующих случаях: - отказ AT - пересиливание обоих РУД.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT (постоянно)	Сигнальная лампа включения A/T погасает	нет
AUTO FLT LEFT A/T OFF ОТКЛЮЧЕНИЕ AT со стороны левого РУД Возникает в следующих случаях: - отказ левого AT; - пересиливание левого РУД - отказ левого двигателя или FADEC		Кнопка-табло CAUT	нет	
AUTO FLT RIGHT A/T OFF ОТКЛЮЧЕНИЕ AT со стороны правого РУД Возникает в следующих случаях: - отказ правого AT; - пересиливание правого РУД - отказ правого двигателя или FADEC				
AUTO FLT AP FAULT Отказ функции AP.	нет	нет		4,5,8
AUTO FLT LEFT A/T FAULT ОТКАЗ функции A/T на левом РУД				
AUTO FLT RIGHT A/T FAULT ОТКАЗ функции A/T на правом РУД				
AUTO FLT A/T FAULT ОТКАЗ функции A/T				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AUTO FLT SYSTEM FAULT Отказ всех функций САУ	нет	нет	нет	4,5,8
СООБЩЕНИЕ EICAS НЕ ПОЯВЛЯЕТСЯ Звуковая сигнализация «ТРОЙНОЙ ЩЕЛЧОК» звучит: - снижение располагаемой категории захода на посадку; - включен «вынужденный» режим - включен «деградированный» режим	ТРОЙНОЙ ЩЕЛЧОК			нет
AUTO FLT SYS 1 FAULT Отказ первого канала САУ	нет			3,4,5,7,8
AUTO FLT SYS 2 FAULT Отказ второго канала САУ				
AUTO FLT FD FAULT **ОТКАЗ СИСТЕМЫ FD** Отказ фугнкции FD				4,5,8
AUTO FLT PART REDND LOST Частичный отказ резервирования				3,4,5,6,7,8

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

22.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электроснабжение		Аварийное электроснабжение	
		AC	DC	AC	DC
Вычислитель центральный и модуль ввода/вывода	CPIOM 11				L DC ESS 1
	CPIOM 12				R DC ESS 2
	CPIOM 21		L DC		
	CPIOM 22		R DC		
Пульт управления полётом	EFCP 1				L DC ESS 1
	FGCP 1		L DC		
	FGCP2		R DC		
	EFCP 2		R DC		
Рычаги управления двигателями	TQA	L AC	L DC		

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

23.00 СОДЕРЖАНИЕ

23.10 РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

СИСТЕМА РАДИОСВЯЗИ 2

НАСТРОЙКА РАДИОСТАНЦИЙ 3

23.20 ВНУТРИСАМОЛЕТНАЯ СВЯЗЬ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ 5

ОПОВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ 16

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК 17

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ ЗВУКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ “CVRS“ 19

23.25 СИСТЕМА ВИДЕОНАБЛЮДЕНИЯ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ КОМПОНЕНТОВ 2

ПРИНЦИП РАБОТЫ 8

23.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

23.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

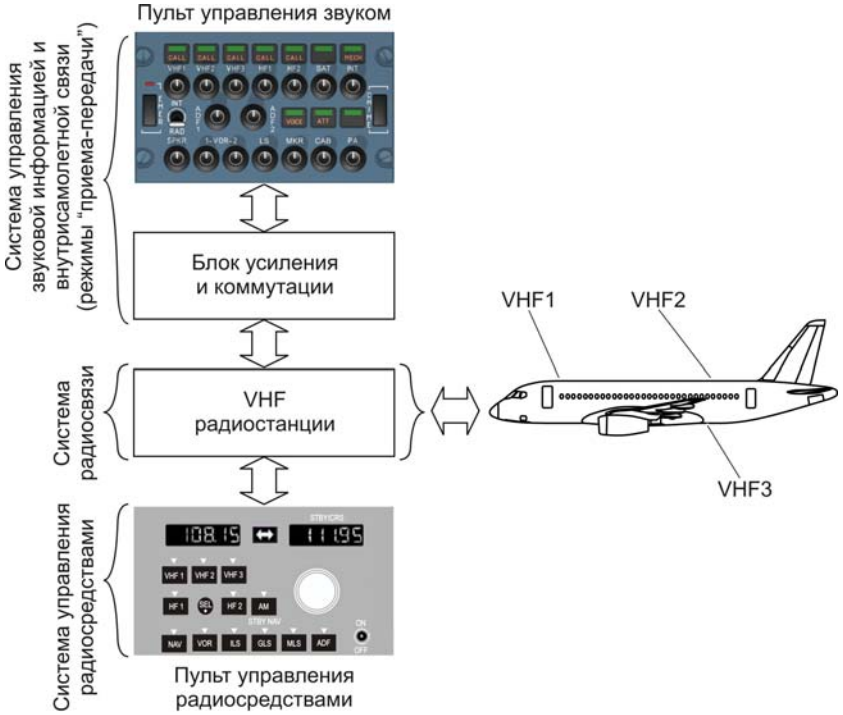
© ЗАО «ГСС»

23.10 РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Радиосвязное оборудование включает в себя следующие подсистемы:

- система ультракоротковолновой радиосвязи
- система управления радиосредствами (пульт управления радиосредствами)
- система управления звуковой информацией и внутрисамолетной связью (блок усиления и коммутации, пульт управления звуком)



© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА РАДИОСВЯЗИ

Каждый из двух пультов управления радиосредствами [RMP] может быть использован для настройки ультракоротковолновой системы радиосвязи.

На пульте управления звуком [ACP] экипаж выбирает радиостанцию для ведения радиосвязи на частоте, настроенной на пульте RMP.

Блок усиления и коммутации [RCAU] обеспечивает взаимодействие между пультами ACP и пультами RMP для выбора установленной частоты настройки систем радиосвязи.

СИСТЕМА УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСВЯЗИ

Три ультракоротковолновые [VHF] радиостанции, каждая из которых состоит из приемопередатчика, расположенного в отсеке авионики и антенны установленной на фюзеляже самолета обеспечивают ведение двусторонней радиосвязи в ультракоротковолновом диапазоне.

Только радиостанция VHF1 получает электропитание от аварийной шины.

Для предотвращения работы VHF радиостанции с заклиненной кнопкой PTT, при работе радиостанции в режиме «передача» более 30 секунд появляется звуковой сигнал и текстовое сообщение на EWD, а после 35 секунд предусмотрено автоматическое отключение режима «передача», после чего приемопередатчик радиостанции переходит в режим «приема».

Для восстановления работы VHF радиостанции в режиме «передача» экипажу необходимо отпустить кнопку PTT, а затем вновь нажать на нее.

© ЗАО «ГСС»

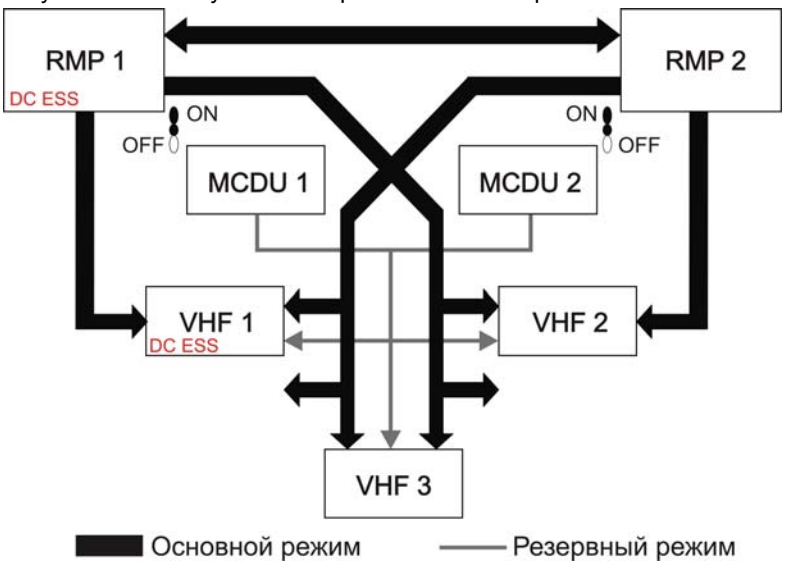
НАСТРОЙКА РАДИОСТАНЦИЙ

ОПИСАНИЕ

Одинаковые по конструкции пульты RMP являются:

- основным средством для настройки VHF радиостанций
- резервным средством для настройки радионавигационных средств (См. РЛЭ 02.34)

Пульты RMP установлены на центральном пульте в кабине экипажа. Каждый пульт RMP может быть использован для настройки приемопередатчика любой VHF радиостанции. Пульт RMP1 и пульт RMP2 связаны друг с другом и поэтому все изменения, выполненные на любом из пультов, приводят к таким же изменениям на другом пульте.
Только пульт RMP1 получает электропитание от аварийной шины.

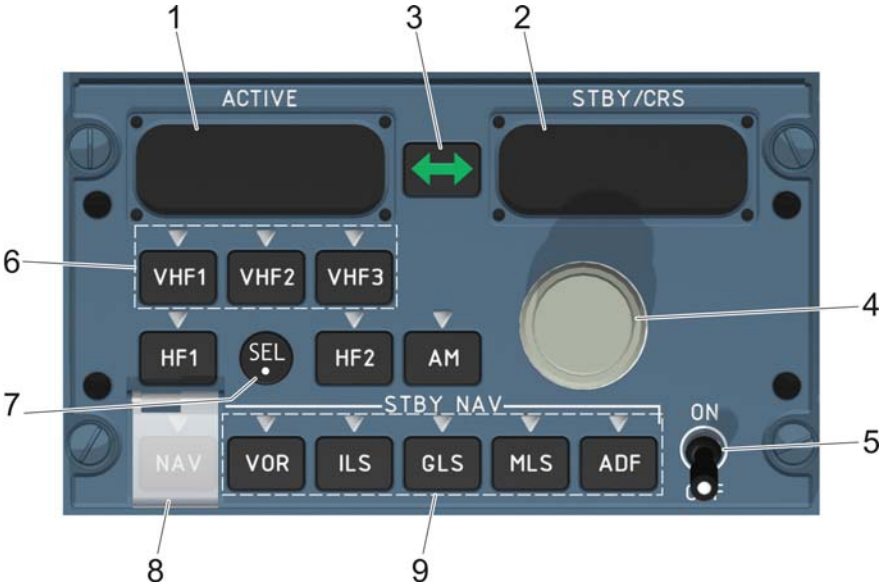


В случае неисправности одного из пультов RMP, настройку VHF радиостанции обеспечит исправный пульт.

В случае неисправности двух пультов RMP, настройка VHF радиостанции может быть выполнена с любого из двух пультов вычислительной системы самолетовождения.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСРЕДСТВАМИ



1 Цифровой индикатор ACTIVE

Индикация значения рабочей частоты настройки выбранного радиосредства, над кнопкой которого светосигнализатор подсвечивается зеленым цветом

2 Цифровой индикатор STBY/CRS

Индикация значения резервной частоты/заданного путевого угла (пеленг).

Значение резервной частоты пилот может:

- переместить на цифровой индикатор ACTIVE с помощью кнопки переброса и использовать его в качестве рабочей частоты
- изменить с помощью задатчика значений

(Описание индикации значения курса рассмотрено в РЛЭ 02.34)

3 Кнопка переброса

При нажатии на эту кнопку происходит перемещение значения рабочей частоты на цифровой индикатор STBY/CRS, а значения резервной частоты на цифровой индикатор ACTIVE.

Это перемещение приводит к настройке выбранного радиосредства на новую рабочую частоту.

© ЗАО «ГСС»

4 Задатчик значений резервной частоты/заданного путевого угла

Сдвоенный задатчик значений предназначен для установки значений резервной частоты/ заданного путевого угла (пеленг) на цифровом индикаторе STBY/CRS и конструктивно состоит из внешней и внутренней ручек:

Внешняя : набор целых значений
Внутренняя : набор тысячных долей значения

5 Выключатель ON/OFF

ON : электропитание пульта RMP включено
OFF : электропитание пульта RMP отключено

6 Кнопки выбора радиостанции

При нажатии на одну из этих кнопок:

- на цифровом индикаторе ACTIVE индицируется значение рабочей частоты на которую настроена выбранная радиостанция
- на цифровом индикаторе STBY/CRS индицируется значение установленной резервной частоты
- над выбранной кнопкой светосигнализатор подсвечивается зеленым цветом

© ЗАО «ГСС»

7 Светосигнализатор SEL

Светится на обоих пультах RMP, в случае если настройка приемопередатчика взаимодействующего при исправном радиосвязном оборудовании с одним пультом RMP выполняется на другом пульте RMP:

- радиостанция VHF2 настраивается на пульте RMP1
- радиостанции VHF1, VHF3 настраиваются на пульте RMP2

8 Кнопка NAV

Примечание: Для предотвращения непреднамеренного использования, установлен защитный колпачок.

Нажатие на эту кнопку отключает режим управления настройкой радионавигационных средств от вычислительной системы самолетовождения и позволяет экипажу выполнить настройку радионавигационных средств на пульте RMP.

Нажатие на эту кнопку, не влияет на работу, выбранных на пульте RMP радиостанций и установленную для них частоту.

(Для получения дополнительной информации см. РЛЭ 02.34)

9 Кнопки выбора радионавигационных средства STBY NAV

Примечание: Кнопка-табло GLS не задействована

Нажатием на одну из этих кнопок:

- экипаж выбирает радионавигационное средство, и может выполнить его настройку, используя пульт RMP
- над выбранной кнопкой светосигнализатор подсвечивается зеленым цветом

(Для получения дополнительной информации см. РЛЭ 02.34)

© ЗАО «ГСС»

23.20 ВНУТРИСАМОЛЕТНАЯ СВЯЗЬ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Внутрисамолетная связь подразделяется на две основные системы:

- система управления звуковой информацией и внутренней связью [AMS]
- система связи с салоном [PACIS]

СИСТЕМА AMS

Аудиосистема необходима и служит для управления звуковыми сигналами радиооборудования, для связи и навигации.

Система AMS позволяет экипажу использовать:

- всё радиосвязное и радионавигационное оборудование, установленное на самолете в режиме приема и передачи;
- систему внутренней связи;
- систему вызова;
- систему оповещения пассажиров.

Система AMS включает:

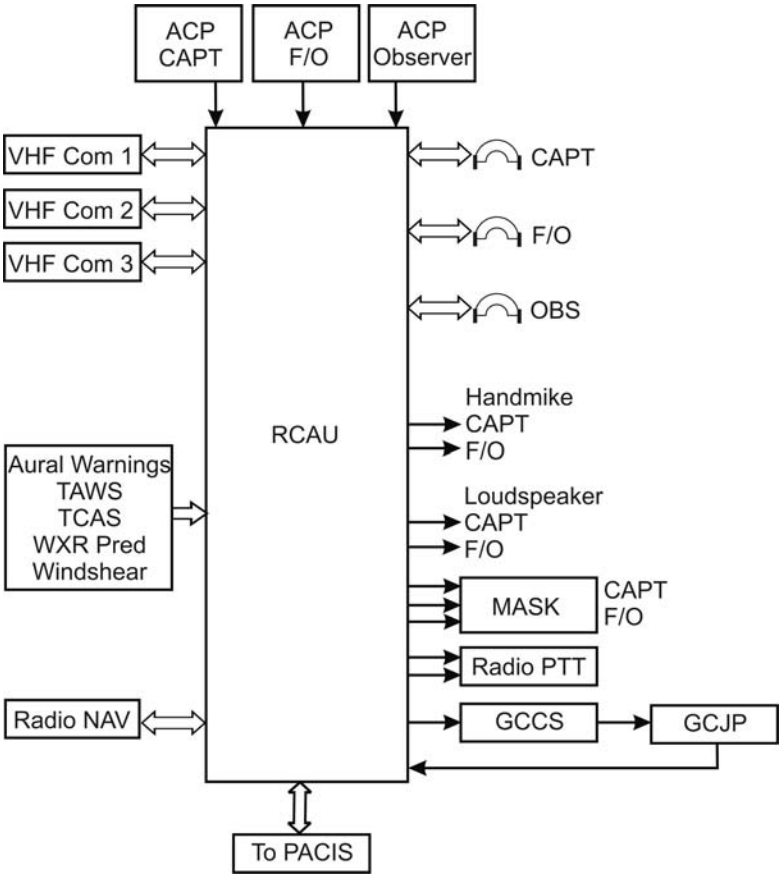
- блок усиления и коммутации (RCAU):
- три разъема подключения гарнитуры экипажа и два переключателя «Normal/Backup»;
- гарнитуры КВС, 2/П и дополнительного члена экипажа;
- три пульта управления звуком КВС, 2/П и дополнительного члена экипажа;
- микрофоны в кислородных масках для КВС, 2/П и дополнительного члена экипажа;
- ручные микрофоны КВС, 2/П
- кнопка радио на каждой боковой ручке управления (SS);
- два громкоговорителя в кабине экипажа;
- три пульта подключения наземного персонала (GCJP);
- систему вызова наземного персонала (GCCS) .

Система AMS взаимодействует со следующими системами и оборудованием:

- VHF радиостанциями;
- радионавигационными средствами;
- TAWS, TCAS, WXR;
- системой PACIS

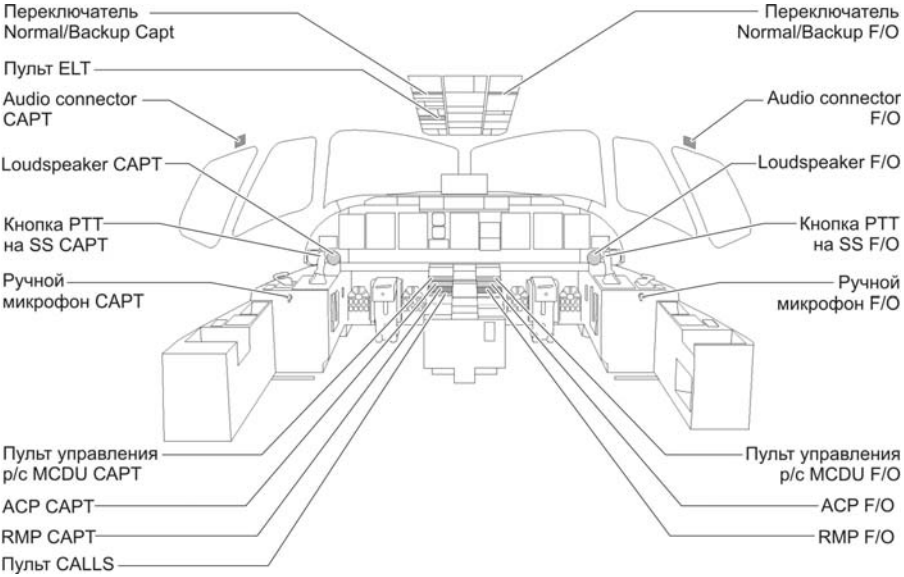
© ЗАО «ГСС»

СХЕМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ РСО И РНО



© ЗАО «ГСС»

РАЗМЕЩЕНИЕ СВЯЗНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА



СИСТЕМА PACIS

Система PACIS предназначена для обеспечения связи между членами экипажа, бортпроводниками и наземным обслуживающим персоналом, оповещения и развлечения пассажиров.

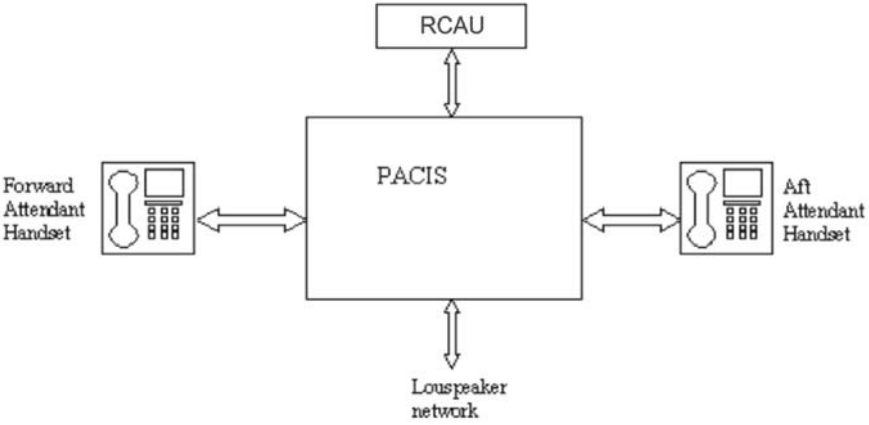
Система PACIS включает основные компоненты:

- один усилитель для оповещения пассажиров;
- терминал связи бортпроводника переднего салона;
- терминал связи бортпроводника заднего салона;
- система развлечения пассажиров;
- генератор тоновых сигналов;
- сеть громкоговорителей.

Система PACIS обеспечивает генерацию нескольких видов тоновых сигналов:

- вызов бортпроводника;
- связь между членами экипажа и бортпроводниками;
- нажатие кнопки EMER;
- сигнал ПРИСТЕГНИТЕ РЕМНИ или НЕ КУРИТЬ.

© ЗАО «ГСС»



В системе PACIS реализован следующий приоритет по связи:

1. Летный экипаж.
2. Бортпроводник переднего салона.
3. Бортпроводник заднего салона.
4. Система оповещение и развлечения пассажиров.

Связь бортпроводников активизируется при снятии телефонной трубки с ложемента телефонного аппарата и может осуществляться адресно, циркулярно и в режиме оповещения пассажиров.

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ЗВУКОМ



1 Кнопки ПЕРЕДАЧИ

НАЖАТЫЕ : Соответствующий канал выбран для передачи. Горит зеленый индикатор.

Разъединение канала производится повторным нажатием кнопки или выбором другого канала.

INT : Сигнализатор MECH подсвечивается желтым цветом и мигает, звучит тоновый сигнал при вызове наземным персоналом.

CAB : Сигнализатор ATT подсвечивается желтым цветом и мигает, звучит тоновый сигнал при вызове бортпроводниками из пассажирского салона

© ЗАО «ГСС»

2 Кнопки ПРИЁМА

Эти кнопки позволяют экипажу выбирать каналы приема и регулировать их громкость.

Отжатием кнопки выбирается соответствующий звуковой канал приема. Кнопка подсвечивается. Вращением кнопки регулируется громкость.

Нажатие кнопки разъединяет соответствующий звуковой канал приема

3 Кнопка EMER

Кнопка аварийного вызова бортпроводников.

При аварийном вызове бортпроводников в салоне раздаётся тоновый сигнал, сигнализатор EMER подсвечивается красным цветом.

4 Переключатель INT/RAD

INT:	:	Для ведения внутренней связи (с фиксацией).
NEUTRAL:	:	Система работает на прием. Передача отключена.
RAD:	:	Для ведения передачи по выбранному каналу связи (без фиксации).

5 Кнопка CHIME

Может быть использована для бортпроводников, как кодовое сообщение «Готовность к посадке».

6 Кнопка PA

Используется для связи с пассажирами. Кнопка PA работает по принципу Push-to-talk. При передаче сообщения необходимо удерживать кнопку PA нажатой.

Кнопка PA имеет приоритет над другими выбранными каналами связи.

7 Регулятор PA

Используется для регулировки громкости сообщений в пассажирском салоне.

© ЗАО «ГСС»

8 Кнопки приема VOR1,2 ADF1,2

Используется для прослушивания и регулировки громкости позывных VOR1,2 и ADF1,2. Для прекращения прослушивания необходимо нажать (утопить) кнопку.

9 Кнопка VOICE

Используется для прослушивания голосовой информации вместо кода радиомаяка. При активации загорается зеленый светосигнализатор.

10 Кнопки - не задействованы.

11 Кнопка регулятор LS

Используется для прослушивания и регулировки громкости позывных ILS.

12 Кнопка регулятор MKR

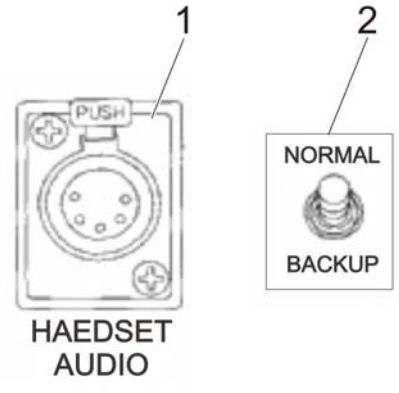
Используется для прослушивания и регулировки громкости маркерного маяка.

13 Регулятор SPKR

Используется для регулировки громкости сообщений в кабине экипажа.

© ЗАО «ГСС»

РАЗЪЕМ ПОДКЛЮЧЕНИЯ ГАРНИТУРЫ ЭКИПАЖА И ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «NORMAL/BACKUP»



– В кабине установлены три разъема подключения гарнитуры экипажа и два переключателя «Normal/Backup»;

1 Audio connector

Для подключения гарнитур членов экипажа.

2 Переключатель NORMAL/BACKUP

Выбор резервного режима работы AMS при отказе RCAU.

В резервном режиме работы AMS уровень звуковых сигналов установлен на фиксированное значение.

Примечание: В случае наличия помех радиосвязи в условиях грозовой деятельности, перевести переключатели «NORMAL/BACKUP» в положение «BACKUP».

© ЗАО «ГСС»

БОКОВАЯ РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ И РУЧНОЙ МИКРОФОН



Для передачи сообщения с использованием боковой ручки управления (SS) или ручного микрофона (HANDMIKE) необходимо нажать и удерживать кнопку PTT.

При нажатии кнопки PTT на SS и выбранном положении переключателе INT/RAD в положение INT на ACP функция радиосвязи имеет приоритет.

При нажатии кнопки PTT в течение более 35 секунд, RCAU отключает её.

© ЗАО «ГСС»

СВЯЗЬ С НАЗЕМНЫМ ПЕРСОНАЛОМ И БОРТПРОВОДНИКАМИ



1 Кнопка CAB

Для вызова экипажем бортпроводников необходимо нажать кнопку CAB. При этом на кнопке CAB загорается зеленый светосигнализатор.

При вызове экипажа с терминалов связи бортпроводников подсвечивается и мигает желтым цветом сигнализатор ATT, звучит тональный сигнал.
При нажатии (выборе) загорается зеленый светосигнализатор.

Для связи с бортпроводниками возможно использование ручного микрофона либо гарнитуры (или микрофона в кислородной маске). При использовании ручного микрофона для передачи сообщения необходимо удерживать кнопку PTT ручного микрофона.
При использовании гарнитуры (или микрофона в кислородной маске) для передачи сообщения необходимо удерживать переключатель INT/RAD в положении RAD или удерживать кнопку PTT на боковой ручке управления.

2 Кнопка регулятор CAB

При отжатии кнопки регулятора CAB выбирается прослушивание канала связи с бортпроводниками. Кнопка подсвечивается. Вращением кнопки регулируется громкость.

© ЗАО «ГСС»

3 Кнопка INT

Для вызова экипажем наземного персонала необходимо нажать кнопку INT. При этом на кнопке INT загорается зеленый светосигнализатор.

При вызове экипажа с пультов подключения наземного персонала подсвечивается сигнализатор MECH и мигает желтым цветом, звучит тональный сигнал.
При нажатии (выборе) загорается зеленый светосигнализатор.

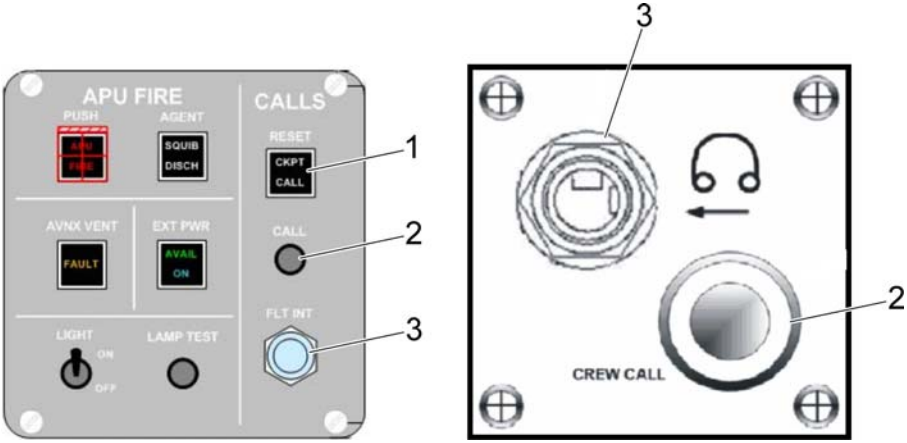
Для связи с наземным персоналом возможно использование ручного микрофона либо гарнитуры (или микрофона в кислородной маске).
При использовании ручного микрофона для передачи сообщения необходимо удерживать кнопку PTT ручного микрофона.
При использовании гарнитуры (или микрофона в кислородной маске) для передачи сообщения необходимо удерживать переключатель INT/RAD в положении RAD или удерживать кнопку PTT на боковой ручке управления.

4 Кнопка регулятор INT

При отжатии кнопки регулятора INT выбирается прослушивание канала связи с наземным персоналом. Кнопка подсвечивается. Вращением кнопки регулируется громкость гарнитуры.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТЫ ПОДКЛЮЧЕНИЯ НАЗЕМНОГО ПЕРСОНАЛА



1 Кнопка-табло RESET CKPT CALL

Подсвечивается при вызове из кабины экипажа и звучит тональный сигнал.

При нажатии на кнопку-табло, световая и звуковая сигнализация сбрасываются.

2 Кнопка CALL

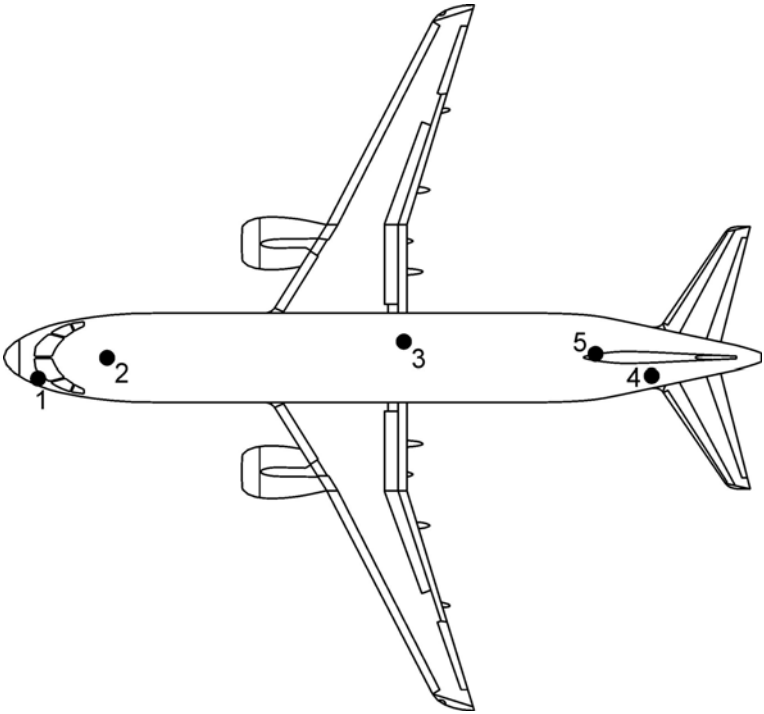
Используется для вызова экипажа.

3 Разъем FLT INT

Используется для подключения гарнитуры наземного персонала

© ЗАО «ГСС»

РАСПОЛОЖЕНИЕ ПУЛЬТОВ ДЛЯ ВНУТРИСАМОЛЕТНОЙ СВЯЗИ



1 Пульт наземного обслуживания в нише ШРАПа.

2 Пульт внутренней связи на терминале б/проводника в передней сервисной зоне.

3 Пульт GCJP внутренней связи наземного персонала с кабиной экипажа.

4 Пульт GCJP внутренней связи наземного персонала с кабиной экипажа, установленный в хвостовой части самолета.

5 Пульт внутренней связи на терминале б/проводника в задней сервисной зоне.

© ЗАО «ГСС»

ВЫЗОВ ИЗ КАБИНЫ ЭКИПАЖА БОРТПРОВОДНИКОВ И НАЗЕМНОГО ПЕРСОНАЛА

(Пульт установлен, не задействован)



1 Кнопка FWD

Используется для вызова бортпроводников переднего салона.

2 Кнопка AFT

Используется для вызова бортпроводников заднего салона.

3 Кнопка MECH

Используется для вызова наземного персонала

При вызове бортпроводников или наземного персонала экипажем на соответствующих терминалах (пультах) подсветится сигнализатор вызова и зазвучит тональный сигнал.

СИСТЕМА СВЯЗИ ИЗ ПАССАЖИРСКОГО САЛОНА

Система PACIS включает в себя 2 терминала связи бортпроводников, которые расположены:

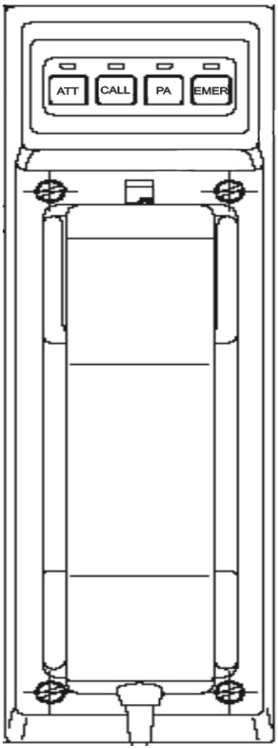
- в передней сервисной зоне (передний терминал связи бортпроводников)
- в задней сервисной зоне (задний терминал связи бортпроводников)

Это оборудование позволяет бортпроводникам:

- делать объявления для пассажиров;
- связываться друг с другом;
- связываться с экипажем.

© ЗАО «ГСС»

ТЕРМИНАЛ СВЯЗИ БОРТПРОВОДНИКОВ



Кнопка ATT	Используется для обеспечения связи межу двумя терминалами бортпроводников. В салоне раздаётся звуковой сигнал и на обеих трубках подсвечиваются зелёные светосигнализаторы ATT.
Кнопка CALL	Используется для вызова и связи с экипажем без использования кнопки PTT на трубке. На трубке подсвечивается зелёный сигнализатор. В кабине экипажа из громкоговорителей и гарнитуры звучит тональный сигнал, на пульте ACP подсвечивается и мигает желтым цветом сигнализатор ATT.
Кнопка PA	Используется для оповещения пассажиров при нажатии кнопки PTT, расположенной на трубке. При этом на трубке и на пульте ACP в кабине экипажа загорается зелёный светосигнализатор.
Кнопка EMER	Используется для аварийного вызова и связи с экипажем. Загорается красный мигающий индикатор. В кабине экипажа из громкоговорителей и гарнитуры, а так же в пассажирском салоне звучит тональный сигнал. Этот сигнал имеет приоритет над всеми остальными.

Приоритет функций:

- EMER;
- CALL;
- ATT.

© ЗАО «ГСС»

ОПОВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ

Экипаж и бортпроводники могут оповещать пассажиров, используя пульт ACP, или терминалы бортпроводников.



1 Кнопка PA

Используется для оповещения пассажиров. Кнопка PA работает по принципу “PUSH-TO-TALK”.

Для оповещения пассажиров с использованием ручного микрофона необходимо при нажатой кнопки PA на ACP удерживать кнопку PTT на ручном микрофоне.

Для оповещения пассажиров с использованием гарнитуры (или микрофона в кислородной маске) необходимо при нажатой кнопке PA на ACP удерживать переключатель INT/RAD в положении RAD или кнопку PTT на боковой ручке управления.

2 Регулятор PA

Используется для регулировки громкости сообщений в пассажирском салоне.

© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК

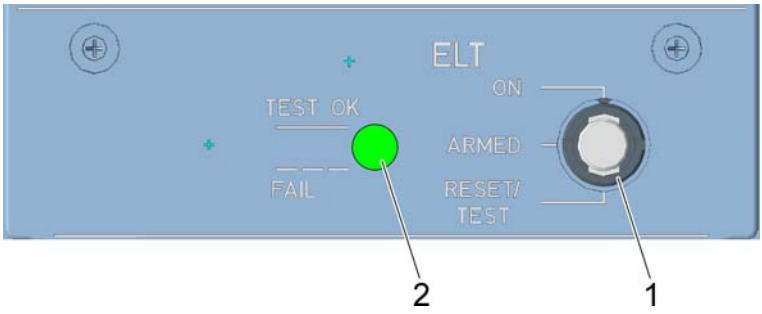
ОПИСАНИЕ

Аварийный радиомаяк предназначен для передачи сигнала бедствия с звуковой модуляцией.

Система аварийного радиомаяка предназначена для постоянного размещения на самолете и включает в себя:

- передатчик, монтажный кронштейн, программный ключ и интерфейсный модуль, установленные в герметичном отсеке в хвостовой части самолета.
- антенну, установленную перед вертикальным стабилизатором на фюзеляже самолета.
- пульт управления аварийным радиомаяком, установленный в кабине экипажа на потолочном пульте.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ АВАРИЙНЫМ РАДИОМАЯКОМ



1 Переключатель ELT

ON	:	Включение радиомаяка в режим передачи на частотах 406,5МГц, 121,5 МГц и 243 МГц.
ARMED	:	В аварийной ситуации включение радиомаяка в режим передачи выполняется автоматически при срабатывании инерциального датчика в блоке ELT.
RESET/TEST	:	Проверка системы в режиме TEST.

© ЗАО «ГСС»

2 Сигнализатор TEST

Сигнализатор работы системы зеленого цвета (при выборе положения переключателя ELT в режим RESET/TEST)

1 длинный импульс	:	Система ELT исправна
Серия коротких импульсов	:	Отказ системы ELT

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ ЗВУКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ “CVRS“

ОПИСАНИЕ

Состав системы регистрации звуковой информации.

Система регистрации звуковой информации CVRS включает в себя:

- Защищенный регистратор звуковой информации CVR
- Пульт управления CVR
- Микрофон ненаправленный

Работа системы регистрации звуковой информации.

Предусмотрено автоматическое включение/выключение системы CVRS.

При автоматическом включении ручное отключение системы CVRS заблокировано.

Автоматическое включение CVRS происходит при запуске любого двигателя и дублируется при скорости более 50 kt.

Ручное включение CVRS выполняется до запуска двигателей однократным нажатием кнопки REC ON/OFF (GND CTRL), расположенной на верхнем пульте, с удержанием ее в течение 5 секунд. При этом на кнопке загорается сигнализатор REC ON и гаснет сигнализация RECORDER OFF на EWD.

При автоматическом включении CVRS сигнализатор ручного включения REC ON гаснет.

Автоматическое отключение системы CVRS происходит при отсутствии всех сигналов автоматического включения, после окончания полета, с задержкой 5 минут.

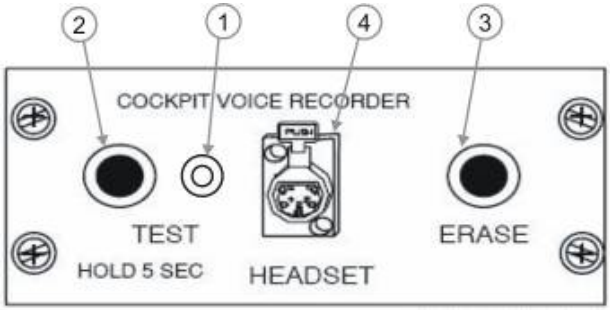
Ручное отключение может быть выполнено при отсутствии сигналов автоматического включения повторным нажатим кнопки REC ON/OFF (GND CTRL). При отключении системы CVRS на кнопке гаснет сигнализатор REC ON и загорается сигнализация RECORDER OFF на EWD.

В случае отказа системы CVRS на EWD выдается сообщение REC VOICE RECORDER FAULT.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ CVR

Пульт управления CVR, установленный на потолочном пульте, обеспечивает возможность контроля работоспособности CVR и стирания зарегистрированной информации



1 LED – светодиодный сигнализатор зеленого цвета

Загорается при завершении тестирования с положительным результатом.

2 Кнопка TEST

При нажатии и удержании кнопки не менее 5 секунд выполняется тест-контроль.

3 Кнопка ERASE

Предназначена для полного стирания зарегистрированной CVR информации при наличии сигнала «обжатие шасси» и сигнала включенного состояния стояночного тормоза.

Стирание выполняется нажатием и удержанием кнопки в течение 3 секунд.

4 HEADSET- гнездо для подключения наушников

При тестировании прослушивается тональный сигнал окончания тест-контроля.

При стирании зарегистрированной информации прослушивается тональный сигнал.

При речевом тест-контроле прослушивается выдаваемая на запись в CVR информация в режиме реального времени.

© ЗАО «ГСС»

23.25 СИСТЕМА ВИДЕОНАБЛЮДЕНИЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система видеонаблюдения на самолете предназначена для обеспечения возможности экипажу контролировать ситуацию в пространстве перед входной дверью и в салоне самолета.

Вывод изображений от системы видеонаблюдения осуществляется на EFB (в случае отсутствия EFB изображение выводится на MAT на стойке оборудования дополнительного члена экипажа).

На самолете установлены 5 видеокамер:

- перед дверью в кабину экипажа
- в передней части салона
- в задней части салона
- в задней сервисной зоне
- в кабине экипажа.

Экипаж имеет возможность контролировать обстановку с помощью 4-х видеокамер (за исключением видеокамеры, установленной в кабине экипажа).

© ЗАО «ГСС»

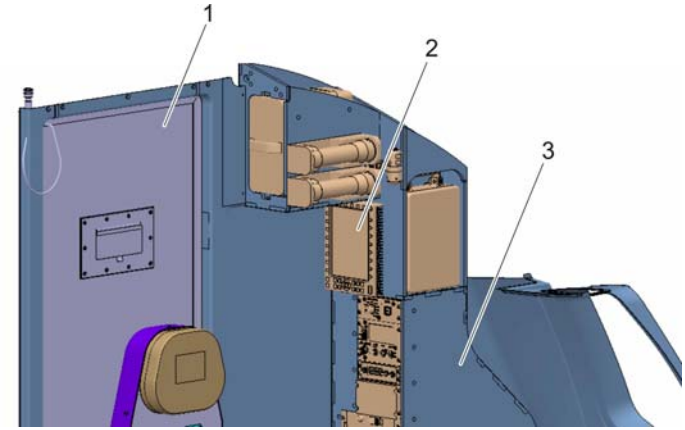
МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ КОМПОНЕНТОВ

При наличии EFB каждый пилот имеет возможность вывести информацию на свой индикатор.



© ЗАО «ГСС»

При отсутствии EFB изображение выводится на МАТ на стойке оборудования дополнительного члена экипажа.



1 Дверь кабины экипажа

2 МАТ

3 Стойка оборудования дополнительного члена экипаж

© ЗАО «ГСС»

Размещение видеокамеры перед дверью в кабину экипажа

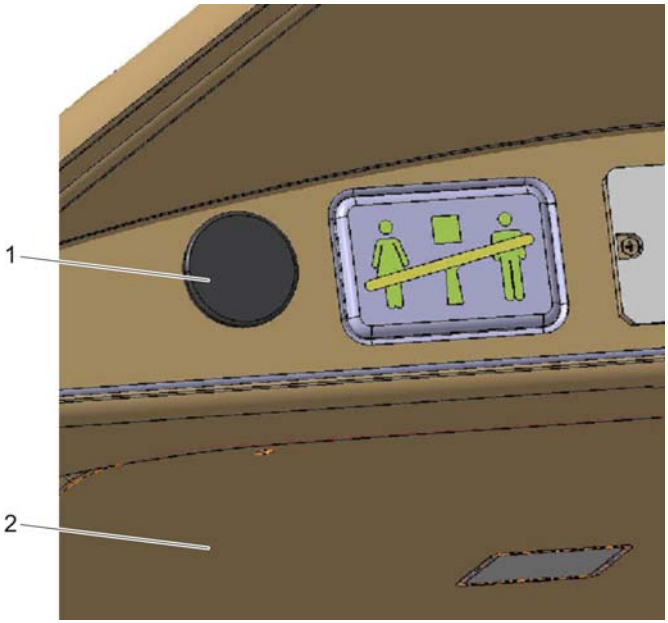


1 Видеокамера

2 Потолочная панель

© ЗАО «ГСС»

Размещение видеокамеры в передней части салона



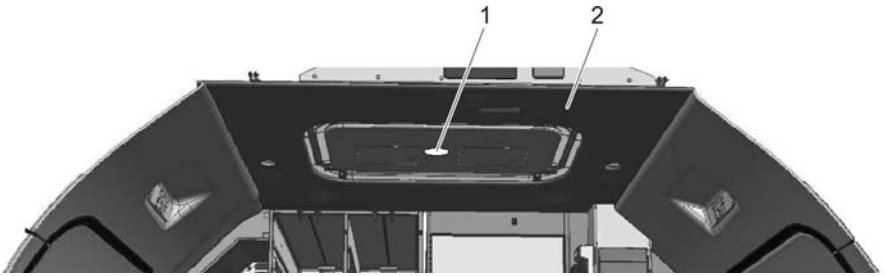
1 Видеокамера

2 Потолочная панель

Примечание: Видеокамера в задней части салона размещена аналогично.

© ЗАО «ГСС»

Размещение видеокамеры в задней сервисной зоне

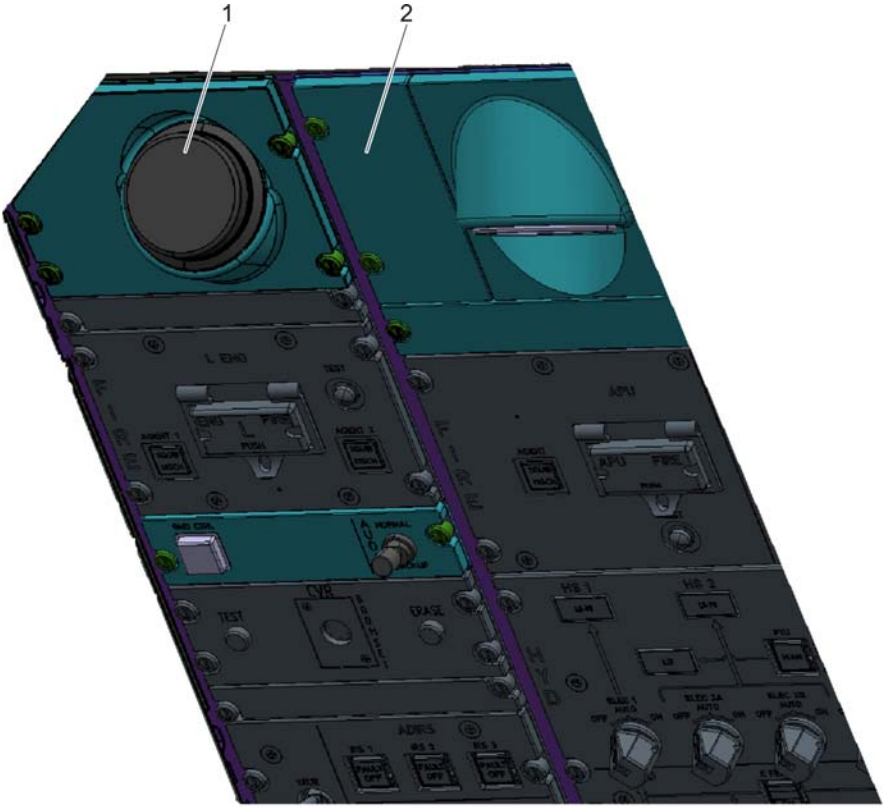


1 Видеокамера

2 Потолочная панель

© ЗАО «ГСС»

Размещение видеокамеры на потолочном пульте кабины экипажа



1 Видеокамера

2 Потолочный пульт

© ЗАО «ГСС»

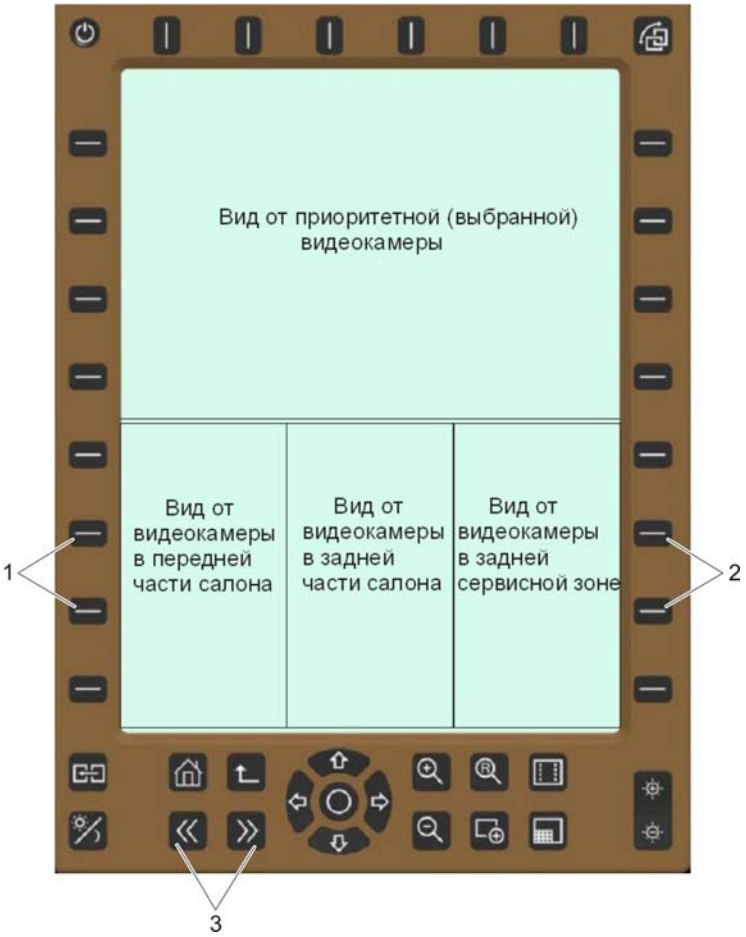
ПРИНЦИП РАБОТЫ

Экран EFB (МАТ) разделен на 4 части:

- верхняя половина экрана индицирует изображение с приоритетной видеокамеры (по умолчанию – вид на дверь в кабину экипажа).
- Нижняя половина экрана индицирует изображения с остальных видеокамер:

Видеоизображение на EFB (МАТ)

При выводе видеоизображения по умолчанию охватываются обзоры с 4-х видеокамер, позволяющие оценить обстановку в самолете за пределами кабины экипажа.



© ЗАО «ГСС»

1 Кнопки настройки яркость

2 Кнопки настройки контрастности

2 Кнопки переключения изображений с видеокамер

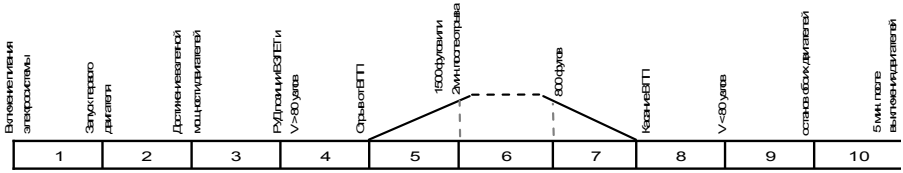
Данные кнопки используются при необходимости подробнее рассмотреть изображение от какой-либо видеокамеры. При этом изображения от камер перемещаются по экрану по часовой стрелке (против часовой стрелки), меняя свой масштаб.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

23.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
COM VHF 1(2)(3) FAULT Радиостанция VHF1(VHF2)(VHF3) неисправна	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
COM VHF 1(2)(3) EMITTING Радиостанция VHF1(VHF2)(VHF3) работает в режиме «передача» более 35секунд				
COM RMP 1(2) FAULT Пульт RMP1 или RMP2 неисправен	нет	нет		
COM RMP 1+2 FAULT Пульты RMP1 и RMP2 неисправны	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		
COM AUDIO SYS FAULT Блок RCAU неисправен				4,8
COM CAPT AUDIO FAULT Отказ канала RCAU КВС				3,4,5,7,8
COM F/O AUDIO FAULT Отказ канала RCAU 2/П				
COM OBS AUDIO FAULT Отказ канала RCAU OBS	нет	нет		
COM CAPT AUDIO DEGRADED Ухудшение конфигурации RCAU для КВС				3,4,5,8
COM F/O AUDIO DEGRADED Ухудшение конфигурации RCAU для 2/П				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
COM CAB COM FAULT Отказ каналов связи с бортпроводниками и оповещения пассажиров	нет	нет	нет	3,4,5,7,8
REC VOICE RECORDER FAULT Отказ системы CVRS	нет	нет	нет	

© ЗАО «ГСС»

23.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
VHF радиостанции	1				L DC ESS 1
	2		R DC		
	3		L DC		
RMP	1				L DC ESS 1
	2		R DC		
ACP	1				L DC ESS 1
	2				R DC ESS 2
	3		L DC		
RCAU	CAPT				L DC ESS 1
	FO				R DC ESS 2
	OBS		L DC		
PAA	1				L DC ESS 1
	2				R DC ESS 2
Система SSCVR					L DC ESS 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

24.00 СОДЕРЖАНИЕ

24.10 ОПИСАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ 3

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ 7

24.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ 1

СЕРВИСНЫЙ ПУЛЬТ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ 5

МНЕМОКАДР СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ 6

24.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

24.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

24.10 ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система электроснабжения самолета состоит из системы электроснабжения переменного трехфазного тока напряжением 115/200 В и частотой 400 Гц и системы электроснабжения постоянного тока напряжением 28В.

Кратковременные изменения напряжения в переходных процессах, связанных с переключениями в системе электроснабжения, отключением неисправного оборудования, не влияют на работу других потребителей.

Электроснабжение приемников, неисправность которых не влияет на безопасность полета, имеет второстепенное значение.

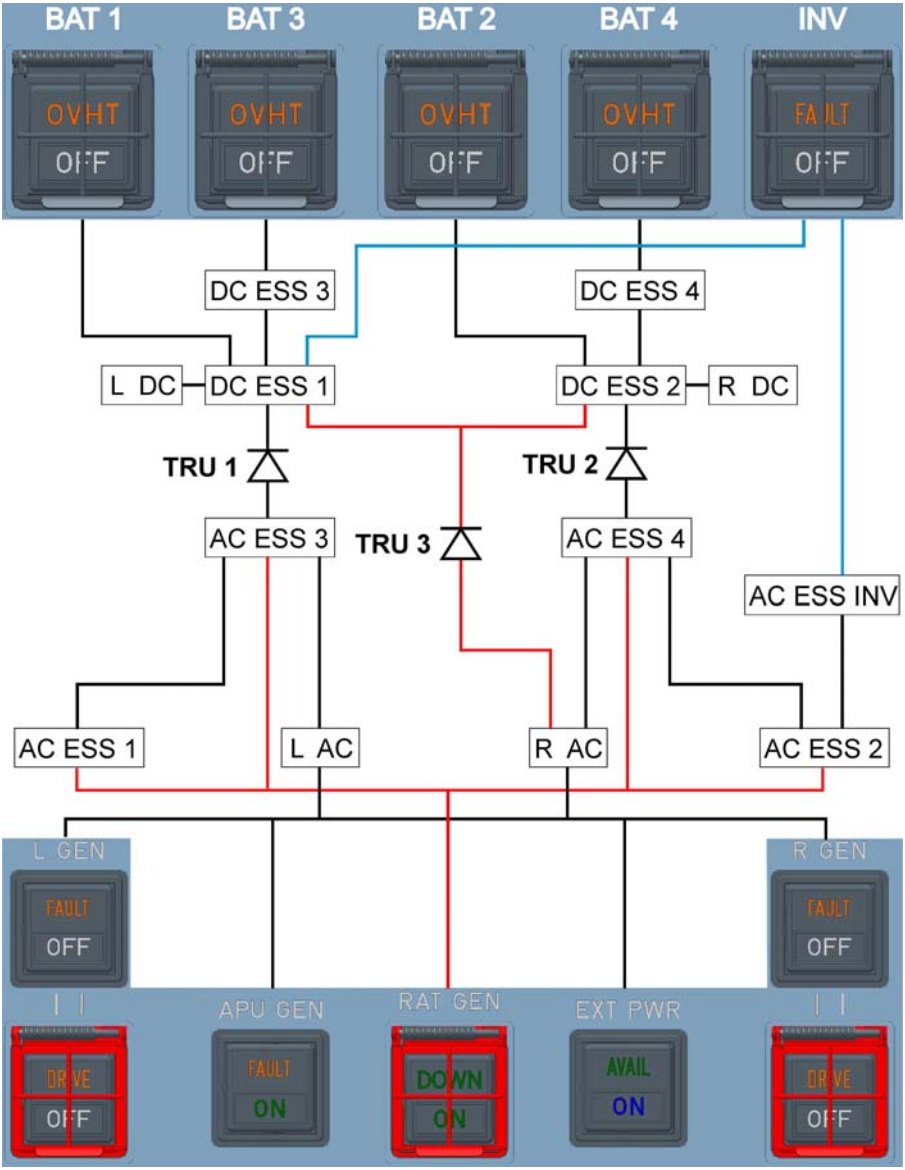
Система электроснабжения генерирует переменный ток, часть которого преобразуется в постоянный ток для потребителей постоянного тока.

В случае отказа в полете основных источников переменного тока аварийный источник переменного тока обеспечивает систему электроснабжения самолета переменным током.

В случае отказа в полете всех источников переменного тока система электроснабжения самолета преобразует постоянный ток от аккумуляторных батарей в переменный ток.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ САМОЛЕТА



© ЗАО «ГСС»

ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

ИСТОЧНИКИ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Два основных генератора [L/R GEN] обеспечивают систему электроснабжения самолета переменным током. Основной генератор входит в состав интегрального привода-генератора [IDG], установленного по одному на каждом двигателе.

Каждый основной генератор обеспечивает систему электроснабжения самолета переменным трехфазным током напряжением 115/200В и частотой 400 Гц. Номинальная мощность каждого генератора составляет 40 КВА.

Блок управления генератором [GCU] управляет работой каждого генератора. Основными функциями GCU являются:

- управление частотой и напряжением генератора;
- обеспечение защиты электросети через управление линейными контакторами генератора;
- встроенный контроль и диагностика состояний системы электроснабжения.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ ИСТОЧНИК ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Генератор [APU] установлен на вспомогательной силовой установке и приводится в действие напрямую вспомогательной силовой установкой, вращающейся с постоянной скоростью. Генератор APU по электрическим характеристикам идентичен основному генератору, и в случае необходимости, может заменить один основной генератор для обеспечения электропитанием потребителей, в том числе - 3 категории.

Примечание: Использование генератора APU при отказе одного основного генератора не является необходимым для завершения полета и находится на усмотрении экипажа.

ВНЕШНИЙ ИСТОЧНИК ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Штепсельный разъём аэродромного питания, который расположен в носовой части фюзеляжа слева от передней опоры шасси, обеспечивает подключение электрической аэродромной установки к бортовой электросети самолета.

Блок управления аэродромным /вспомогательным электропитанием [GAPCU] управляет работой генератора APU, контролирует качество энергии внешнего источника и управляет подключением линейных контакторов электрической аэродромной установки. Основными функциями GAPCU являются:

- управление частотой и напряжением генератора APU;
- обеспечение защиты электросети через управление линейными контакторами APU и электрической аэродромной установки;
- встроенный контроль и диагностика состояний системы электроснабжения.

© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНЫЕ ИСТОЧНИКИ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Ветродвигатель [RAT]

Генератор ветродвигателя [RAT] является аварийным источником электроснабжения самолета при отказе или отключении основных генераторов.

Ветродвигатель RAT выпускается автоматически при отказе/отключении двух привод-генераторов IDG или при отказе двух маршевых двигателей или при отказе одного из маршевых двигателей и одного из генераторов со стороны рабочего двигателя при скорости полета более 50 kt. Экипаж может принудительно выпустить RAT с помощью рукоятки ручного выпуска ветродвигателя на центральном пульте.

Электрический тест RAT выполняется с использованием кнопки-табло «TEST RAT», расположенной на пульте управления авиагарнитурой на стойке дополнительного члена экипажа.

Примечание: Кнопка-табло «TEST RAT» не установлена

RAT обеспечивает систему электроснабжения самолета переменным трехфазным током напряжением 115/200В и частотой 400 Гц

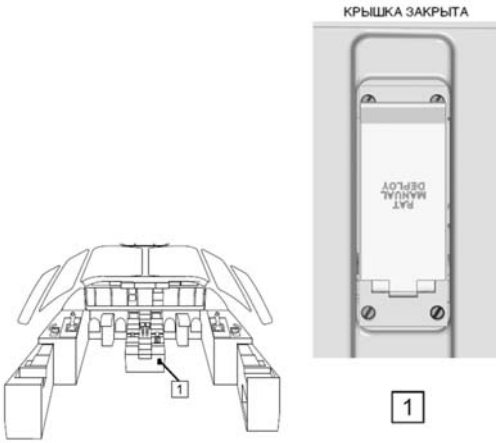
Номинальная мощность RAT составляет 15 КВА при скорости полета выше 125 kt.

Блок управления [RAT GCU] управляет работой генератора ветродвигателя. Основными функциями RAT GCU являются:

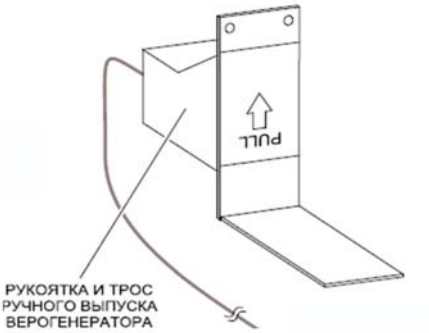
- управление частотой и напряжением генератора ветродвигателя;
- включение системы обогрева узла вращения генератора ветродвигателя;
- выполнение тестирования цепей управления ветродвигателем;
- защита от короткого замыкания внутри генератора ветродвигателя или фидера генератора ветродвигателя.

© ЗАО «ГСС»

Ручной выпуск RAT



-Откройте крышку ручного выпуска RAT на центральном пульте



- Вытяните рукоятку ручного выпуска ветродвигателя

Рукоятка выпуска ветродвигателя соединена с тросом ручного выпуска

Статический преобразователь

Статический преобразователь [ST INV] является аварийным источником электроэнергии, преобразующим постоянный ток напряжением 28 В в переменный однофазный ток напряжением 115В и частотой 400 Гц.

Статический преобразователь запитан от аварийной шины постоянного тока [L DC ESS 1].

Статический преобразователь обеспечивает переменным током аварийную шину переменного тока [AC ESS INV], к которой постоянно подключена часть потребителей 1-ой категории, с целью предотвращения перерыва в электропитании в случае отказа или отключения всех основных генераторов в полёте.

© ЗАО «ГСС»

ИСТОЧНИКИ ПОСТОЯННОГО ТОКА

ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Выпрямительное устройство

Три выпрямительных устройства [TRU], два основных и одно резервное, являются основными источниками постоянного тока напряжением 28В.

Два основных TRU1 и TRU2 обеспечивают электроснабжение шин постоянного тока левого и правого борта соответственно.

Резервное TRU3 идентично основным TRU1, TRU2.

АВАРИЙНЫЕ ИСТОЧНИКИ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Аккумуляторная батарея

Четыре аккумуляторные батареи [BAT], номинальной емкостью 27А* час, являются аварийными источниками постоянного тока напряжением 24В.

Аккумуляторные батареи подключены параллельно (по две для каждого борта) к шинам постоянного тока и работают в буферном режиме с выпрямительными устройствами.

Аккумуляторная батарея имеет функцию встроенного контроля температуры.

© ЗАО «ГСС»

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Схема электроснабжения самолёта выполнена с приоритетом основных генераторов над генератором APU и внешним источником электроэнергии, а также с приоритетом генератора APU над внешним источником электроэнергии в левом канале электроснабжения и внешним источником электроэнергии над генератором APU в правом канале электроснабжения.

Параллельная работа основных генераторов, генератора APU, внешнего источника электроэнергии и ветродвигателя RAT на шину одного борта исключена.

© ЗАО «ГСС»

НОРМАЛЬНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

В полете

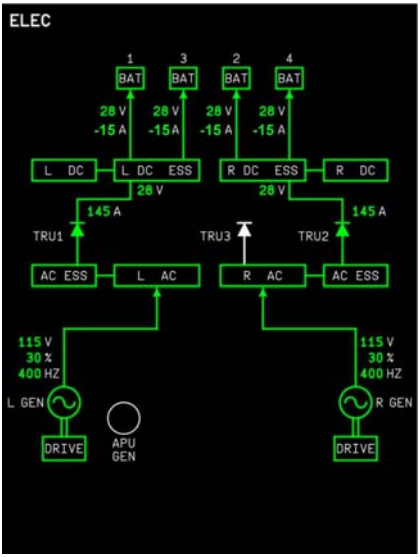
Левый и правый основные генераторы обеспечивают электроснабжение основных [L AC и R AC] и аварийных [L AC ESS1,3 и R AC ESS2,4] шин переменного тока соответствующего борта.

Примечание: Допускается отсутствие автоматического подключения основного генератора после запуска двигателя. Для подключения генератора необходимо выполнить отключение и повторное включение используя кнопку L(R) GEN на пульте ELEC на потолочном пульте.

Выпрямительные устройства TRU 1 и TRU 2 подключены соответственно к аварийным шинам переменного тока L AC ESS3 и R AC ESS4 и обеспечивают электроснабжение аварийных шин постоянного тока левого борта [L DC ESS1,3] и правого борта [R DC ESS2,4].

Аккумуляторные батареи BAT1 и BAT3 подключены к аварийным шинам постоянного тока левого борта, а BAT2 и BAT4 - к аварийным шинам постоянного тока правого борта.

Управление электропитанием потребителей 1-ой, 2-ой и 3-ей категории переменного и постоянного тока происходит в автоматическом режиме.

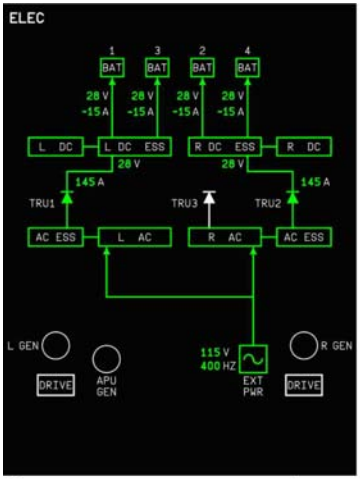


Мнемокадр системы электроснабжения в нормальных условиях полета

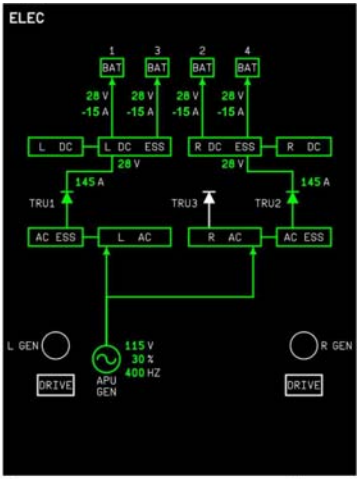
© ЗАО «ГСС»

На земле

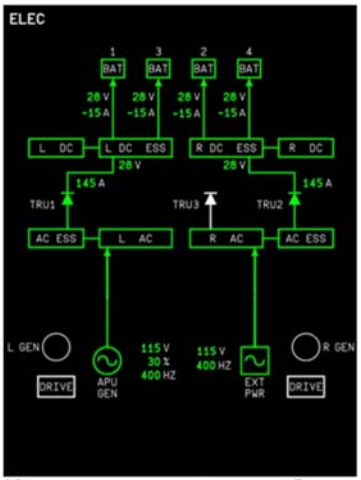
Внешний источник электроэнергии и/или генератор APU являются источниками электроснабжения бортовой электрической сети при подготовке самолета к полету или проведении технического обслуживания.



Мнемокадр системы электроснабжения при подключении внешнего источника электроэнергии



Мнемокадр системы электроснабжения при подключении генератора APU



Мнемокадр системы электроснабжения при одновременном подключении генератора APU и внешнего источника электроэнергии

© ЗАО «ГСС»

Внешний источник электроэнергии подключается

- ко всем шинам переменного и постоянного тока системы электроснабжения самолета – выполняется с пульта ELEC, или
- только к сервисным шинам переменного и постоянного тока [AC SERVICE BUS и DC SERVICE BUS] для подключения ограниченного количества потребителей (розетки, освещение багажных отсеков) при подготовке самолета - выполняется с сервисного пульта наземного обслуживания (СПНО). Пульт (СПНО) установлен на внешней стороне самолета слева от передней опоры шасси.

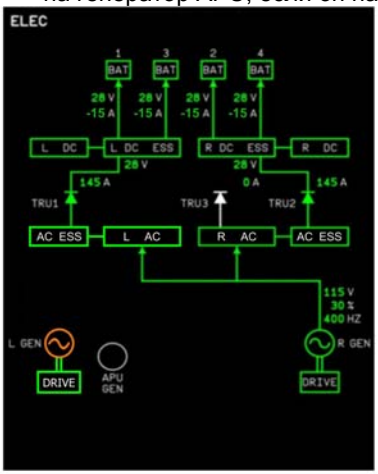
© ЗАО «ГСС»

ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ В ОСОБЫХ И АВАРИЙНЫХ СЛУЧАЯХ

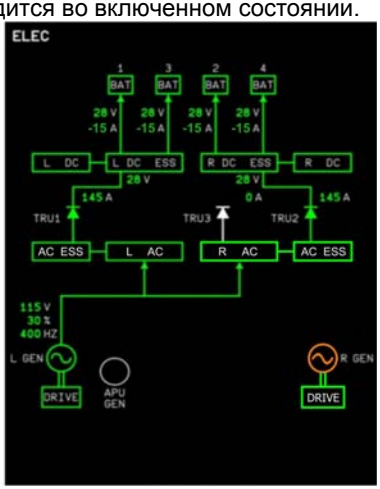
Отказ основного генератора.

Система электроснабжения самолета автоматически переключает канал электроснабжения отказавшего генератора:

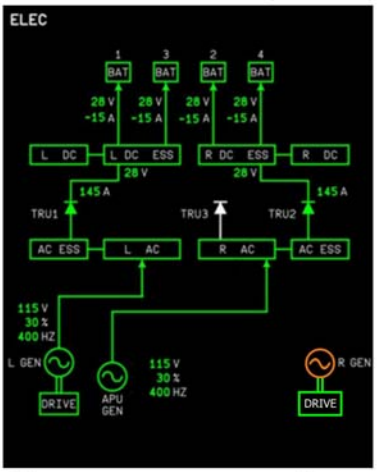
- на работающий генератор или
- на генератор APU, если он находится во включенном состоянии.



Мнемокадр системы электроснабжения при отказе левого генератора



Мнемокадр системы электроснабжения при отказе правого генератора



Мнемокадр системы электроснабжения при работе левого генератора и генератора APU

© ЗАО «ГСС»

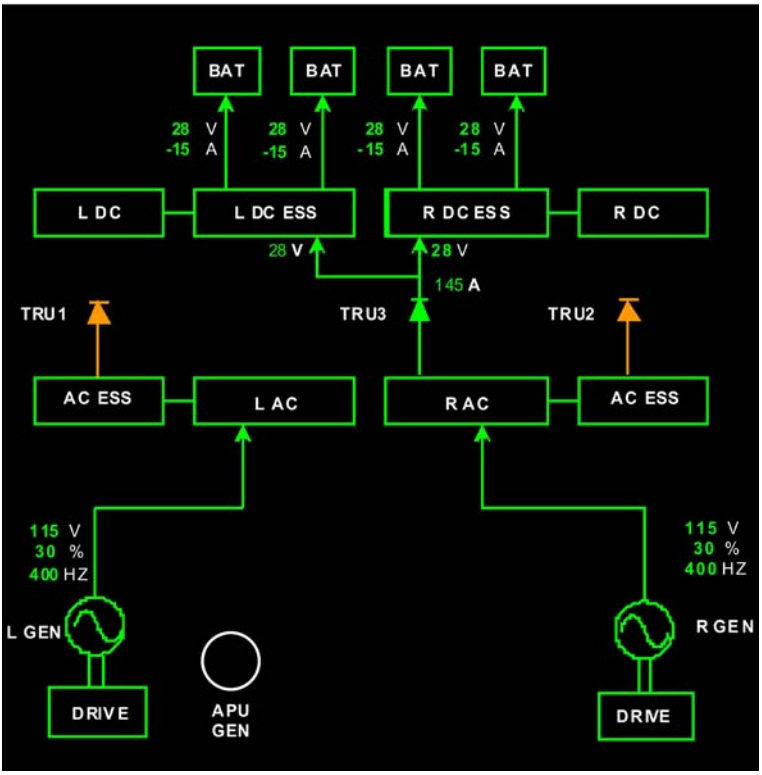
Отказ одного выпрямительного устройства

При отказе выпрямительное устройство TRU 1(2) автоматически отключается от шин постоянного тока левого (правого) борта и резервное выпрямительное устройство TRU3 автоматически подключается к шинам отказавшего TRU.

Отказ двух выпрямительных устройств

При отказе двух выпрямительных устройств TRU, третье выпрямительное устройство TRU автоматически подключится к шинам постоянного тока правого и левого борта.

Потребители 3-ей категории постоянного тока отключаются.



Мнемокадр системы электроснабжения при отказе двух TRU.

© ЗАО «ГСС»

ОТКАЗ ВСЕХ ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ

При отказе всех выпрямительных устройств TRU 1, TRU2, TRU3, система электроснабжения постоянного тока переходит на питание от аккумуляторных батарей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ДЛИТЕЛЬНОСТЬ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА СОСТАВЛЯЕТ 30 МИНУТ (ВНЕ ЗАВИСИМОСТИ ОТ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА).

Потребители 2 –ой и 3-ей категории постоянного тока отключаются.

ОТКАЗ СТАТИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

При отказе статического преобразователя шина переменного тока AC ESS INV автоматически переключается с выхода преобразователя на аварийную шину переменного тока R AC ESS2.

АВАРИЙНОЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

Подключение ветродвигателя при отказе генераторов

При отказе двух генераторов, RAT подключается ко всем аварийным шинам левого и правого борта. При этом основные шины переменного тока L AC и R AC и основные шины постоянного тока L DC и R DC отключаются автоматически.

Потребители 2 –ой и 3-ей категории отключаются.

Примечание: Если после выпуска ветродвигателя RAT удалось запустить один из основных генераторов, генератор RAT с пульта ELEC отключить.

Подключение ветродвигателя при отказе двигателей

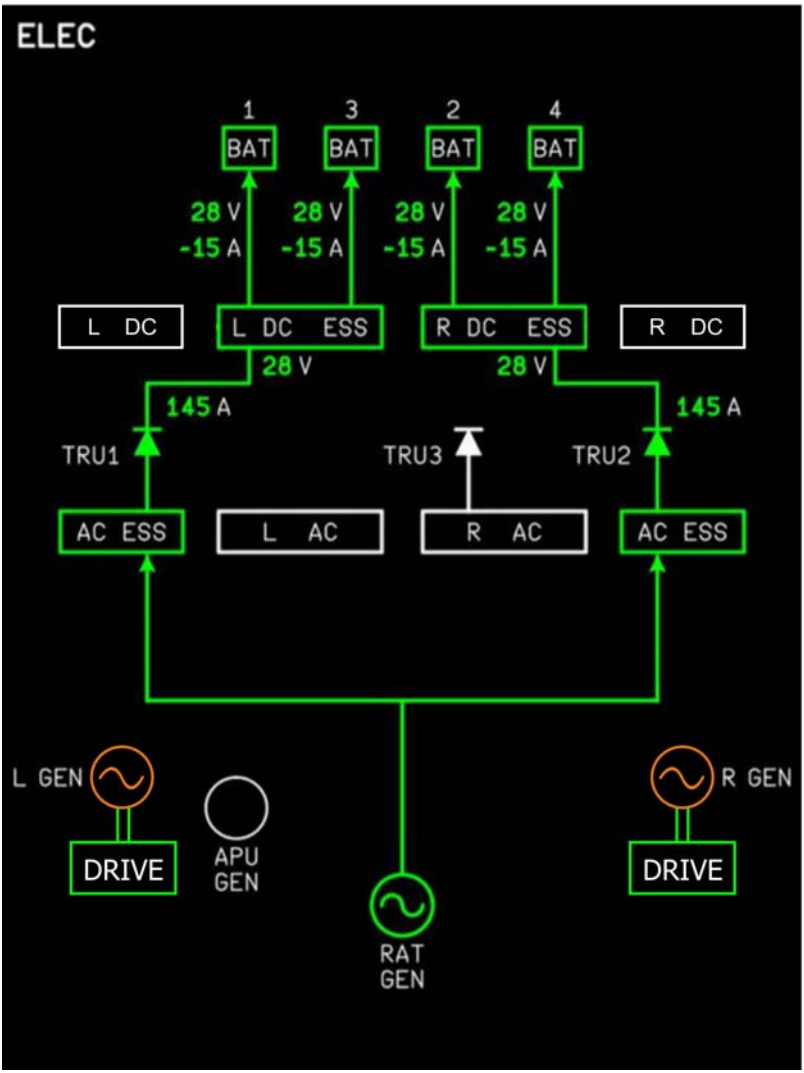
При отказе двух двигателей RAT подключается только на аварийные шины переменного тока AC ESS 1 и 2. Выпрямительные устройства TRU 1 и TRU 2 отключаются. Электроснабжение постоянного тока переходит на питание от аккумуляторных батарей.

Время полёта ограничивается до 30 минут.

Примечание: На время выпуска ветродвигателя и подключения генератора RAT к шинам левого и правого бортов (не более 8 сек), аварийное электроснабжение самолета осуществляется только от аккумуляторных батарей и от статического преобразователя.

© ЗАО «ГСС»

<u>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:</u>
НА СКОРОСТИ ПОЛЕТА МЕНЕЕ 116 УЗЛОВ ПРОИСХОДИТ АВТОМАТИЧЕСКОЕ ОТКЛЮЧЕНИЕ RAT ОТ ШИН ЭЛЕКТРООСНАБЖЕНИЯ И ПЕРЕХОД НА ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ ОТ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ.

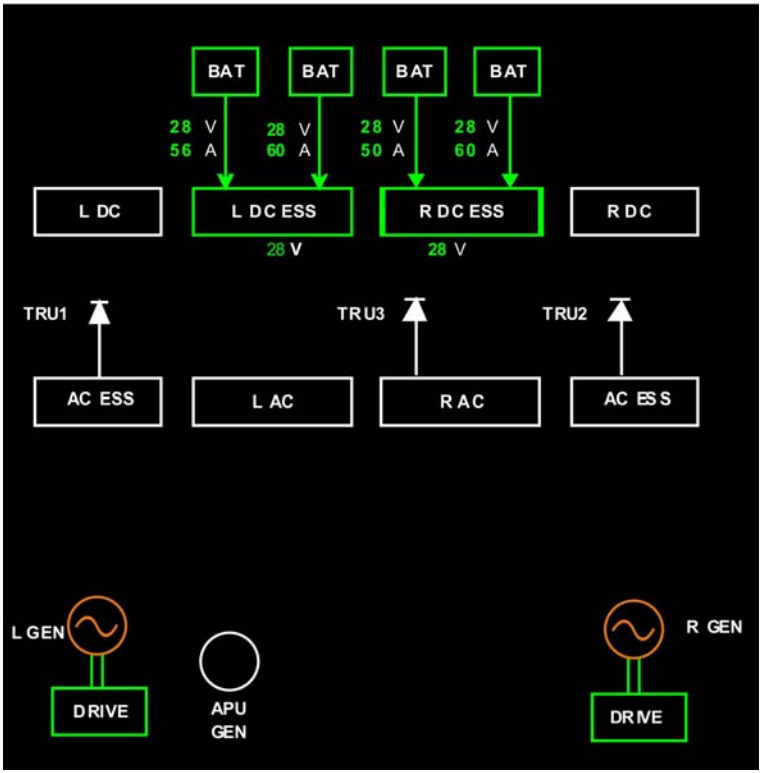


Мнемокадр системы электроснабжения при отказе генераторов

Полет на аккумуляторных батареях

В случае невозможности подключения RAT аварийное электроснабжение осуществляться от аккумуляторных батарей и статического преобразователя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
МАКСИМАЛЬНАЯ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА НА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЯХ 30 МИНУТ.



Мнемокадр системы электроснабжения от BAT.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Распределение электроэнергии по основным источникам

	L AC	R AC	L AC ESS1	R AC ESS2	L AC ESS3	R AC ESS4	ST INV	AC ESS INV	TRU1	TRU2	TRU3	L DC	R DC	L DC ESS1	R DC ESS2	L DC ESS3	R DC ESS4	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4
Нормальная. конфигурация в полете	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L DC ESS1	ST INV	L GEN	R GEN	-	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN
Отказ одного GEN (полет на одном GEN или на APU)	GEN	GEN	GEN	GEN	GEN	GEN	L DC ESS1	ST INV	GEN	GEN	-	TRU1 GEN	TRU2 GEN	TRU1 GEN	TRU2 GEN	TRU1 GEN	TRU2 GEN	TRU1 GEN	TRU2 GEN	TRU1 GEN	TRU2 GEN
Аварийное электроснабжение до подключения RAT (8сек)	-	-	-	-	-	-	L DC ESS1	ST INV	-	-	-	-	-	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4
Аварийное электроснабжение при подключении RAT при отказе GEN1,2	-	-	RAT	RAT	RAT	RAT	L DC ESS1	ST INV	RAT	RAT	-	-	-	TRU1 RAT	TRU2 RAT	TRU1 RAT	TRU2 RAT	TRU1 RAT	TRU2 RAT	TRU1 RAT	TRU2 RAT
Аварийное электроснабжение при подключении RAT при отказе двигателей	-	-	RAT	RAT	-	-	L DC ESS1	ST INV	-	-	-	-	-	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4
Аварийное электроснабжение при полете на BAT	-	-	-	-	-	-	L DC ESS1	ST INV	-	-	-	-	-	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4
Отказ одного TRU1	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L DC ESS1	ST INV	-	R GEN	R GEN	TRU3 R GEN	TRU2 R GEN	TRU3 R GEN	TRU2 R GEN	TRU3 R GEN	TRU2 R GEN	TRU3 R GEN	TRU2 R GEN	TRU3 R GEN	TRU2 R GEN
Отказ одного TRU2	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L DC ESS1	ST INV	L GEN	-	R GEN	TRU1 L GEN	TRU3 R GEN	TRU1 L GEN	TRU3 R GEN	TRU1 L GEN	TRU3 R GEN	TRU1 L GEN	TRU3 R GEN	TRU1 L GEN	TRU3 R GEN
Отказ двух TRU*	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L DC ESS1	ST INV	-	-	R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN	TRU3 R GEN
Отказ TRU1,2,3	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L DC ESS1	ST INV	-	-	-	-	-	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4	BAT1	BAT2	BAT3	BAT4
Отказ ST INV	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	L GEN	R GEN	-	R AC ESS2	L GEN	R GEN	-	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN	TRU1 L GEN	TRU2 R GEN

** Примечание: В данной таблице рассмотрен отказ TRU1 и TRU2.*

© ЗАО «ГСС»

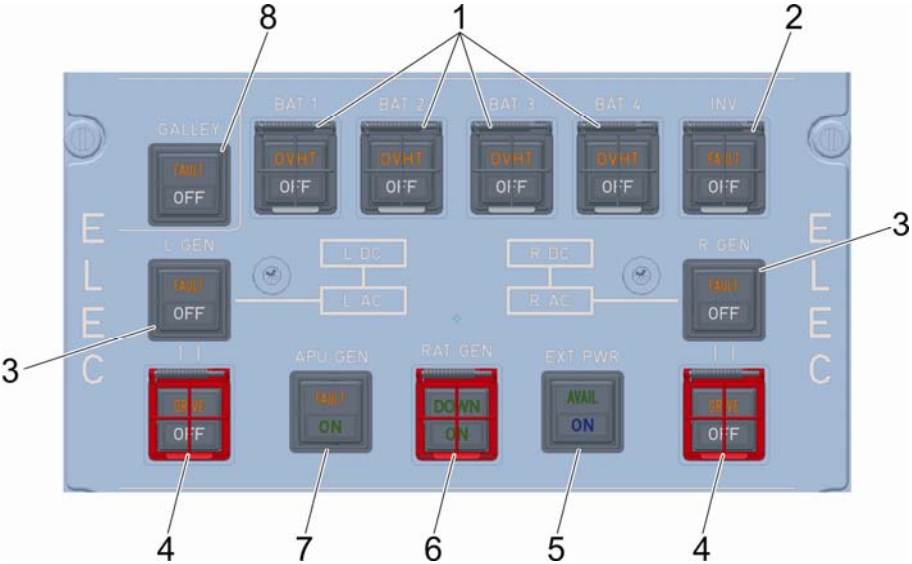
Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

24.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ

ПУЛЬТ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ



1 Кнопка-табло BAT 1,2,3,4

Для предотвращения непреднамеренного включения установлен защитный колпачок

OFF : Надпись светится белым цветом, аккумуляторная батарея отключена

OVHT : Надпись светится желтым цветом, перегрев аккумуляторной батареи

© ЗАО «ГСС»

2 Кнопка-табло INV

Для предотвращения непреднамеренного включения установлен защитный колпачок.

FAULT : Надпись светится желтым цветом, отказ статического преобразователя.

OFF : Надпись светится белым цветом, статический преобразователь отключен.

3 Кнопка-табло L(R) GEN

FAULT : Надпись светится желтым цветом, отказ генератора

OFF : Надпись светится белым цветом, генератор отключен

Примечание: До выхода оборотов двигателя на режим малого газа, высвечивается надпись FAULT. После подключения генератора к бортовой сети надпись FAULT гаснет

4 Кнопка-табло L(R) DRIVE

Для предотвращения непреднамеренного включения установлен защитный колпачок красного цвета

DRIVE : Надпись светится желтым цветом, отказ привод-генератора

OFF : Надпись светится белым цветом, привод-генератор отключен

Примечание: Повторное подключение привод-генератора в полёте невозможно

Примечание: Кнопки приводов генераторов не имеют трафаретов

5 Кнопка-табло EXT PWR

AVAIL : Надпись светится зеленым цветом, внешний источник электроэнергии подсоединен к штепсельному разъему аэродромного питания

ON : Надпись светится синим цветом, внешний источник электроэнергии подключен к бортовой электросети самолета

© ЗАО «ГСС»

6 Кнопка-табло RAT GEN.

Для предотвращения непреднамеренного включения установлен защитный колпачок красного цвета

DOWN : Надпись светится белым цветом, ветродвигатель RAT выпущен

ON : Надпись светится зеленым цветом, генератор ветродвигателя RAT подключен

Примечание: Если после выпуска RAT удалось запустить один из основных генераторов, генератор ветродвигателя отключить нажатием кнопки RAT GEN, при этом надпись ON гаснет.

7 Кнопка-табло APU GEN

FAULT : Надпись светится желтым цветом, отказ генератора APU

ON : Надпись светится зеленым цветом, генератор APU подключен к бортовой сети

Примечание: До выхода APU на рабочий режим, высвечивается надпись FAULT. После подключения генератора APU к бортовой сети надпись FAULT гаснет

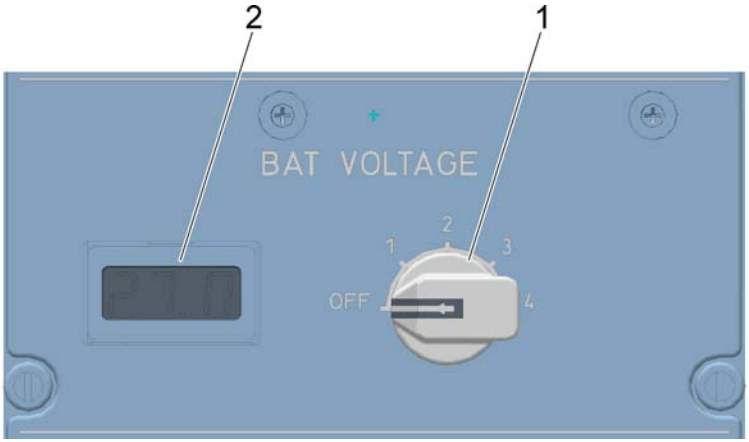
8 Кнопка-табло GALLEY

FAULT : Надпись светится желтым цветом, перегрузка генераторов

OFF : Надпись светится белым цветом, шина кухни отключена

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ КОНТРОЛЯ АККУМУЛЯТОРОВ



1 Переключатель выбора аккумуляторной батареи

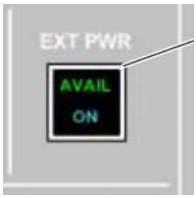
1 (2,3,4) : Аккумуляторная батарея 1 (2,3,4) выбрана

OFF : Отключен

2 Цифровой индикатор значения напряжения (В) аккумуляторных батарей

© ЗАО «ГСС»

СЕРВИСНЫЙ ПУЛЬТ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ



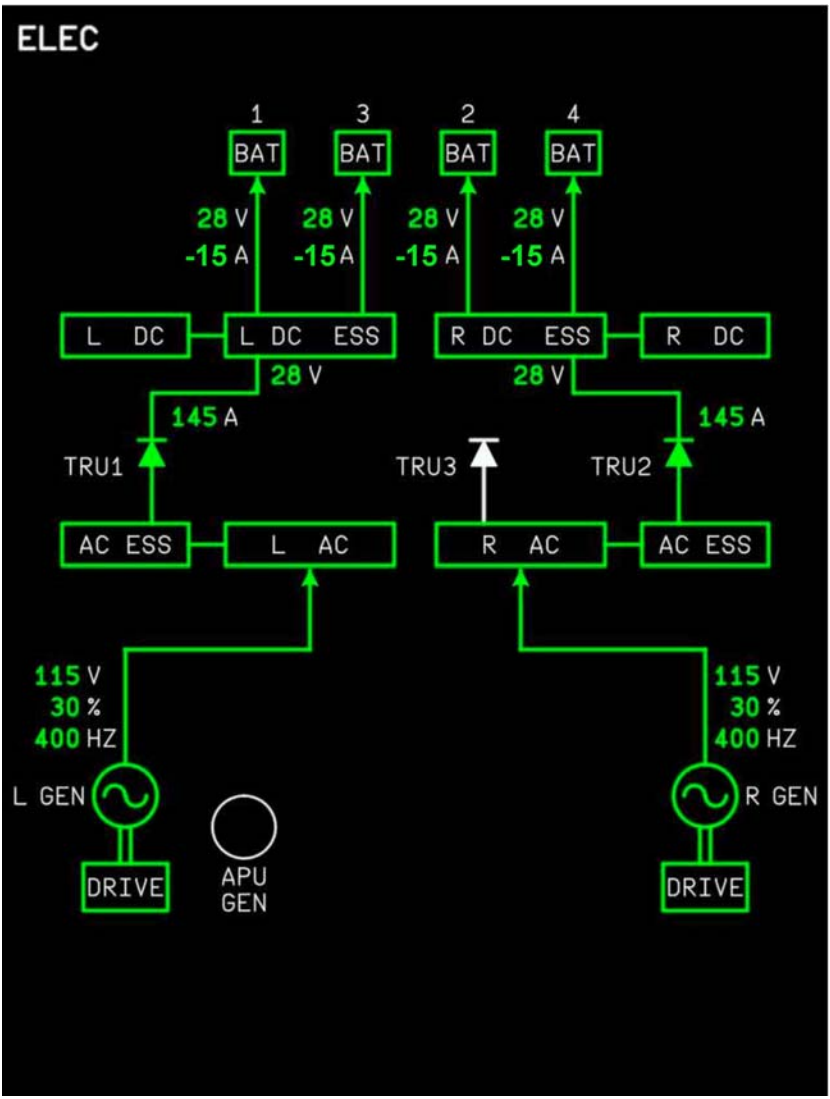
1 Кнопка-табло EXT PWR

AVAIL : Надпись светится зеленым цветом, внешний источник электроэнергии подсоединен к штепсельному разъему аэродромного питания

ON : Надпись светится синим цветом, внешний источник электроэнергии подключен к бортовой электросети самолета

© ЗАО «ГСС»

МНЕМОКАДР СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ



© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ПРИВОД-ГЕНЕРАТОРА



1 Индикация привод-генератора и линий связи между привод-генератором и генератором



: Привод-генератор включен



: Привод-генератор/генератор отключен



: Отказ привода-генератора

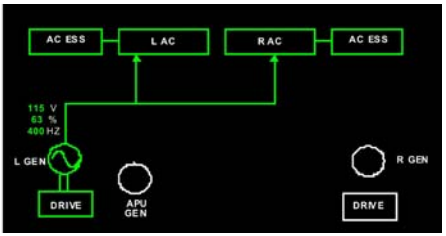


: Отсутствие сигнала (недостоверная информация)

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ОСНОВНОГО ГЕНЕРАТОРА





1 Обозначение генератора

2 Индикация основного генератора

 : Генератор подключен

 : Генератор отключен

 : Отказ генератора

 : Отсутствие сигнала (недостоверная информация)

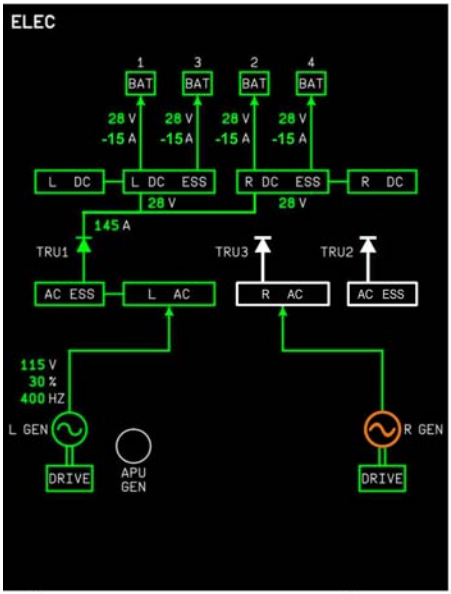
3 Индикация линии связи между генератором и шинами переменного тока.

Индикация отсутствует, если генератор отключен или нет данных или данные не достоверны

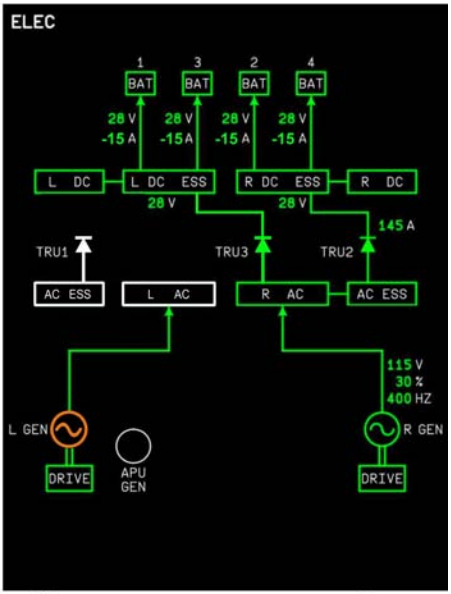
 : Генератор подключен к левой основной шине

 : Генератор подключен к левой и правой основным шинам

© ЗАО «ГСС»



Мнемокадр системы электроснабжения при отказе правых основных и аварийных шин переменного тока



Мнемокадр системы электроснабжения при отказе левых основных и аварийных шин переменного тока

© ЗАО «ГСС»

4 Индикация текущего значения напряжения основного генератора.

Индикация отсутствует, если генератор отключен или нет данных или данные не достоверны



: Напряжение в диапазоне (108÷119) В



: Напряжение вне диапазона (0÷255) В, или недостоверная информация



: Напряжение в диапазоне (0÷255) В, исключая диапазон (108÷119) В

5 Индикация загрузки генератора.

Индикация отсутствует, если генератор отключен или нет данных или данные не достоверны



: Загрузка генератора в диапазоне (0÷100)%



: Загрузка генератора вне диапазона (0÷255) %, или недостоверная информация



: Перегрузка генератора в диапазоне (101÷255)% , исключая диапазон(0÷100)%

6 Индикации текущего значения частоты генератора

Индикация отсутствует, если генератор отключен или нет данных или данные не достоверны



: Частота генератора в диапазоне (380÷420) Hz



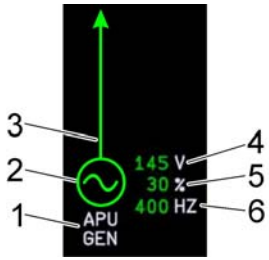
: Частота генератора вне диапазона (0÷511) Hz, или недостоверная информация

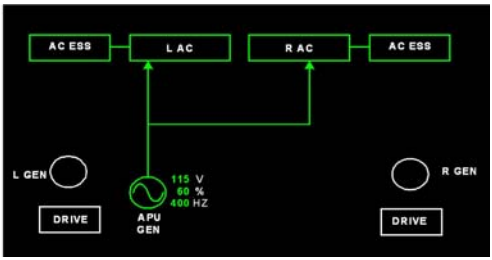


: Частота генератора в диапазоне (0÷511) Hz, исключая диапазон (380÷420) Hz.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРА





1 Обозначение генератора APU

2 Индикация изображения генератора APU.

 : Генератор APU подключен

 Генератор APU отключен

 : Отказ генератора APU

 : Отсутствие сигнала (недостоверная информация)

© ЗАО «ГСС»

3 Индикация линий связи между генератором APU и шинами переменного тока

Индикация отсутствует, если генератор APU отключен или нет данных или данные не достоверны

 : Генератор APU подключен к правой основной шине.

 : Генератор APU подключен к левой основной шине.

 : Генератор APU подключен к левой и правой основным шинам.

4 Индикация текущего значения напряжения генератора APU

Индикация отсутствует, если генератор APU отключен или нет данных или данные не достоверны

 : Напряжение в диапазоне (108÷119) В

 : Напряжение вне диапазона (0÷255) В, или недостоверная информация

 : Напряжение в диапазоне (0÷255) В, исключая диапазон (108÷119) В

5 Индикация текущего значения загрузки генератора APU

Индикация отсутствует, если генератор APU отключен или нет данных или данные не достоверны

 : Загрузка генератора APU в диапазоне (0÷100)%

 : Загрузка генератора APU вне диапазона (0÷255) %, или недостоверная информация

 : Перегрузка генератора APU в диапазоне (101÷255)% , исключая диапазон(0÷100)%

© ЗАО «ГСС»

6 Индикация текущего значения частоты генератора APU

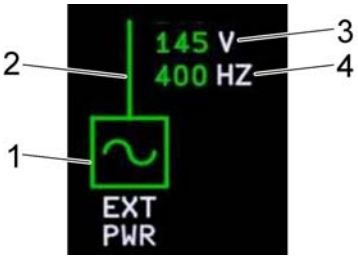
Индикация отсутствует, если генератор APU отключен или нет данных или данные не достоверны

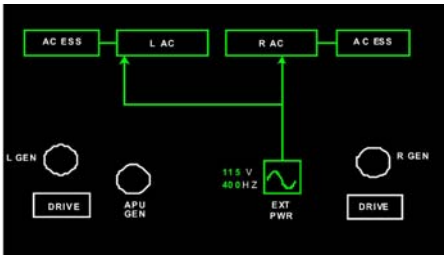
400 HZ : Частота генератора APU в диапазоне (380÷420) Hz

--- HZ : Частота генератора APU вне диапазона (0÷511) Hz, или недостоверная информация

379 HZ : Частота генератора APU в диапазоне (0÷511) Hz, исключая диапазон (380÷420) Hz.

ИНДИКАЦИЯ ВНЕШНЕГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ





1 Индикация внешнего источника электроэнергии EXT PWR

Индикация отсутствует, если внешний источник электроэнергии не подключен к бортовой электросети самолета

: Внешний источник электроэнергии подключен к бортовой электросети самолета

: Отказ внешнего источника электроэнергии

: Сигнал отсутствует (недостоверная информация)

© ЗАО «ГСС»

2 Индикация линий связи между внешнего источника электроэнергии и шинами переменного тока

Индикация отсутствует, если внешний источник электроэнергии отключен от бортовой электросети самолета или нет данных или данные не достоверны

 : Внешний источник электроэнергии подключен к правой шине переменного тока

 : Внешний источник электроэнергии подключен к левой шине переменного тока

 : Внешний источник электроэнергии подключен к левой и правой шинам переменного тока

3 Индикации текущего значения напряжения внешнего источника электроэнергии

Индикация отсутствует, если внешний источник электроэнергии отключен от бортовой электросети самолета



: Напряжение в диапазоне (108÷119) В



: Напряжение вне диапазона (0÷255) В, или недостоверная информация



: Напряжение в диапазоне (0÷255) В, исключая диапазон (108÷119) В

© ЗАО «ГСС»

4 Индикация текущего значения частоты внешнего источника электроэнергии

Индикация отсутствует, если внешний источник электроэнергии отключен от бортовой электросети самолета



: Частота в диапазоне (380÷420) Hz

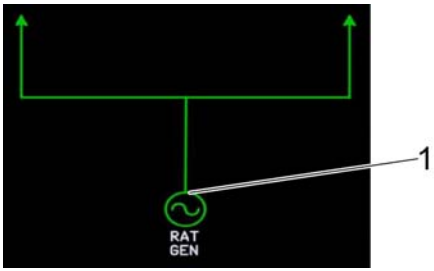


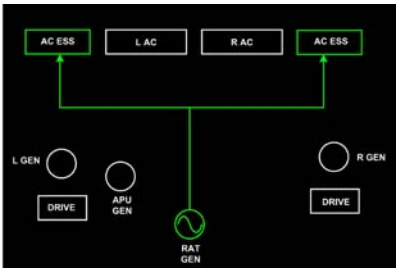
: Частота вне диапазона (0÷511) Hz, или недостоверная информация



: Частота в диапазоне (0÷511) Hz, исключая диапазон (380÷420) Hz.

ИНДИКАЦИЯ ГЕНЕРАТОРА ВЕТРОДВИГАТЕЛЯ





1 Индикация генератора ветродвигателя RAT и линий связи между RAT и аварийными шинами переменного тока.

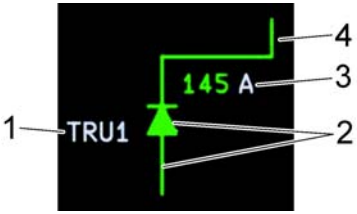
Индикация отсутствует, если генератор ветродвигателя RAT отключен

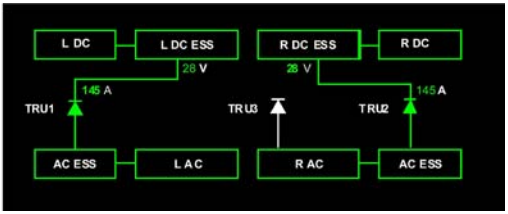


: Генератор ветродвигателя RAT подключен

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ВЫПРЯМИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА





1 Индикация выпрямительного устройства

2 Индикация линии связи между TRU и шиной переменного тока AC ESS

 : TRU включено

 : TRU отключено

 : Отказ TRU

3 Индикация текущего значения тока выпрямительного устройства

Индикация отсутствует, если TRU отключено или отказ TRU

 : текущее значение тока в диапазоне (-25÷500) А

 : текущее значение тока вне диапазона (-25÷500) А, или недостоверная информация

© ЗАО «ГСС»

4 Индикация линий связи между TRU 1 и шиной постоянного тока DC ESS

Индикация отсутствует, если TRU1 отключено или отказ TRU1



: TRU1 включено

Индикация линий связи между TRU 2 и шиной постоянного тока DC ESS

Индикация отсутствует, если TRU2 отключено или отказ TRU2



: TRU2 включено

Индикация линий связи между TRU 3 и шинами постоянного тока DC ESS

Индикация отсутствует, если TRU3 отключено или отказ TRU3



: TRU3 подключено к аварийной шине DC ESS левого борта



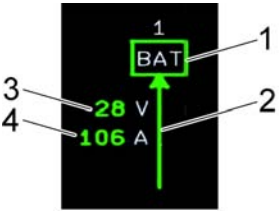
: TRU3 подключено к аварийной шине DC ESS правого борта

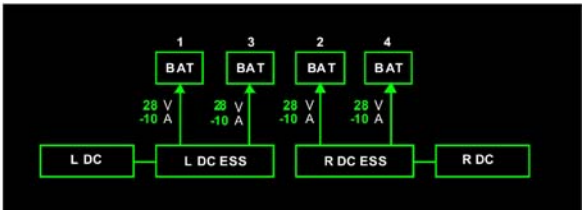


: TRU3 подключено к аварийным шинам DC ESS левого и правого бортов

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ





1 Индикация аккумуляторных батарей



: Аккумуляторная батарея включена



: Перегрев аккумуляторной батареи или текущее значение тока аккумуляторной батареи в диапазоне (5÷100) А или напряжение на аккумуляторной батареи в диапазоне (0÷33) В, исключая диапазон (25÷31) В



: Аккумуляторная батарея отключена



: Отсутствие сигнала от аккумуляторной батареи (недостоверная информация)

2 Индикации линий связи между аккумуляторными батареями и шинами постоянного тока.

Индикация отсутствует, если аккумуляторная батарея отключена или нет данных или данные не достоверны



: Заряд аккумуляторной батареи

Линия связи зелёного цвета со стрелкой направленной от шины DC ESS к аккумуляторной батарее



: Перегрев аккумуляторной батареи во время заряда.

Линия связи оранжевого цвета со стрелкой направленной от шины DC ESS к аккумуляторной батарее



: Перегрев аккумуляторной батареи во время разряда или напряжение на аккумуляторной батареи в диапазоне (0÷33) В, исключая диапазон (25÷31) В при текущем значение тока в диапазоне (5÷100) А.
Линия связи оранжевого цвета со стрелкой направленной от аккумуляторной батареи к шине DC ESS.

© ЗАО «ГСС»

3 Индикация текущего значения напряжения аккумуляторной батареи.



: Напряжение в диапазоне значений (25÷31) В



: Напряжение вне диапазона (0÷ 33) В, или недостоверная информация



: Напряжение в диапазоне (0÷ 33) В, исключая диапазон (25÷31) В

4 Индикация текущего значения тока аккумуляторной батареи.

Индикация отсутствует, если аккумуляторная батарея отключена



: текущее значение тока в диапазоне (5÷100) А, разряд аккумуляторной батареи



: текущее значение тока в диапазоне (-20÷-5) А, заряд аккумуляторной батареи



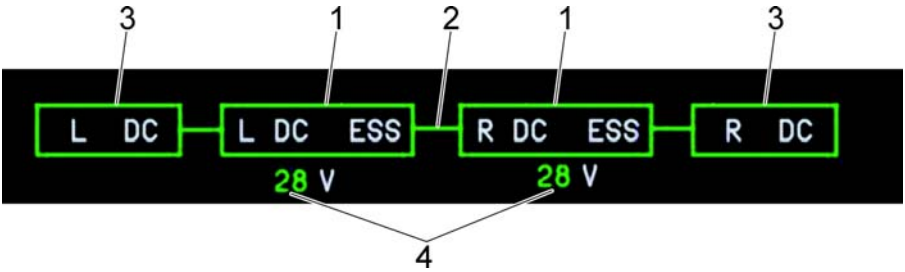
: текущее значение тока вне диапазона (-100÷100) А, или недостоверная информация



: текущее значение тока в диапазоне (-100÷-20) А, заряд аккумуляторной батареи

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ШИН ПОСТОЯННОГО ТОКА.



1 Индикация аварийных шин постоянного тока



Левая аварийная шина подключена



: Левая аварийная шина отключена



: Правая аварийная шина подключена



: Правая аварийная шина отключена

2 Индикация линии связи между L DC ESS и R DC ESS



: Индикация линии связи отсутствует при включенных TRU1 и TRU2 или TRU1 (2) и TRU3



: Отказ всех TRU

3 Индикации основных шин постоянного тока и их линий связи с аварийными шинами переменного тока.



: Левая основная шина подключена



: Левая основная шина отключена



: Правая основная шина подключена



: Правая основная шина отключена

© ЗАО «ГСС»

4 Индикации текущего значения напряжения на шинах постоянного тока



: Напряжение в диапазоне значений (25÷31) В

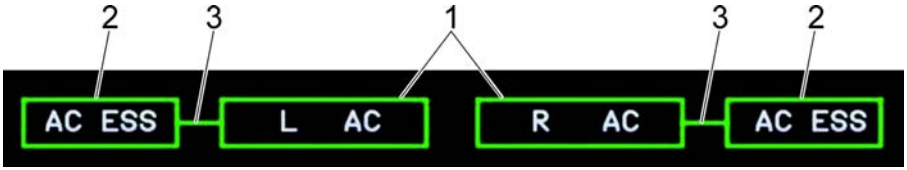


: Напряжение в диапазоне (0÷33) В, исключая диапазон (25÷31) В



: Напряжение вне диапазона (0÷ 33) В, или недостоверная информация

ИНДИКАЦИЯ ШИН ПЕРЕМЕННОГО ТОКА.



1,3 Индикация основных шин переменного тока и линий связи с аварийными шинами переменного тока.



: Левая основная шина подключена



: Левая основная шина отключена


: Отсутствие сигнала (недостоверная информация)



: Правая основная шина подключена



: Правая основная шина отключена


: Отсутствие сигнала (недостоверная информация)

2 Индикации аварийных шин переменного тока



: Аварийная шина подключена



: Аварийная шина отключена



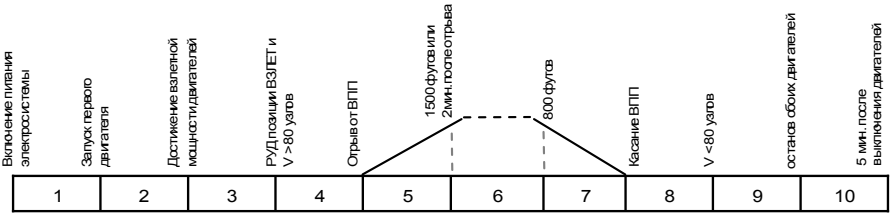
: Отсутствие сигнала (недостоверная информация)

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

24.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ELEC L (R)GEN FAULT Отказ левого (правого) генератора	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке табло L(R) GEN светится надпись FAULT	1,4,5,7,8,10
ELEC APU GEN FAULT Отказ генератора APU			На кнопке табло APU GEN светится надпись FAULT	
ELEC L (R) GEN DRIVE FAULT Отказ левого (правого) привод-генератора			На кнопке табло L(R) DRIVE светится надпись DRIVE	
ELEC EMER CONFIGB Аварийная конфигурация. Отказ двух основных генераторов			На кнопке табло L GEN,R GEN светится надпись FAULT	1,4,5,8
ELEC L (R) AC BUS FAULT Отказ левых (правых) основных и аварийных шин переменного тока			На кнопке табло L(R) GEN светится надпись FAULT	4,5,8

© ЗАО «ГСС»

ELEC L(R) GEN OVRCURRENT Отказ левых (правых) основных и аварийных шин переменного тока	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке табло L(R) GEN светится надпись FAULT	4,5,8
ELEC GEN L(R) OVERLOAD Перегрузка левого (правого) генератора			нет	3,4,5,7,8
ELEC GEN APU OVERLOAD Перегрузка генератора APU				
ELEC L (R) DC BUS FAULT Отказ левых (правых) основных шин постоянного тока				4,5,8
ELEC L (R) DC ESS BUS FAULT Отказ левых (правых) основных и аварийных шин постоянного тока				5,8
ELEC DC BUS ON BAT Полет на аккумуляторных батареях. При разряде двух аккумуляторных батарей	Речевое сообщение *«DC BUS ON BAT*”- 2 раза	Кнопка-табло WARN		1,4,5,8,10
ELEC BAT DISCHARGING При разряде хотя бы одной из аккумуляторных батарей	нет	нет		1,4,5,7,8,10
ELEC BAT 1 OVHT Перегрев аккумуляторной батареи 1.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке табло BAT1 светится надпись OVHT	3,4,5,7,8
ELEC BAT 2 OVHT Перегрев аккумуляторной батареи 2.			На кнопке табло BAT2 светится надпись OVHT	
ELEC BAT 3 OVHT Перегрев аккумуляторной батареи 3.			На кнопке табло BAT3 светится надпись OVHT	

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ELEC BAT 4 OVHT Перегрев аккумуляторной батареи 4.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке табло BAT4 светится надпись OVHT	3,4,5,7,8
ELEC_CATEGORY 3 SHED Отключение потребителей 3-ей категории			На кнопке табло L(R) GEN светится надпись FAULT	4,5,8
ELEC_CATEGORY 2+3 SHED Отключение потребителей 2 и 3-ей категории			На кнопке табло RAT GEN светится надпись ON	
GEN RAT ON Генератор RAT подключен	нет	нет	На кнопке табло RAT GEN светится надпись ON	нет
ELEC EXT PWR ON Электроустановка подключена			На кнопке табло EXT PWR светится надпись ON	
ELEC GEN APU ON Генератор APU подключен			На кнопке табло APU GEN светится надпись ON	
ELEC TRU FAULT Отказ одного TRU	нет	нет	нет	3,4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

24.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Потребители	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Блок управления GCU L				L DC ESS1
Блок управления GCU R				R DC ESS2
Расцепитель IDG L				L DC ESS1
Расцепитель IDG R				R DC ESS2
Блок управления GAPCU				R DC ESS2
TRU 1				L AC ESS 3
TRU 2				R AC ESS4
TRU 3	R AC			
Статический преобразователь INV ST				L DC ESS1
Замок ветрогенератора RAT				L DC ESS1
Обогрев ветрогенератора RAT		L DC		
Блок управления RAT CTL				R DC ESS2
Сигнализация шины запуска APU				R DC ESS4

© ЗАО «ГСС»

Потребители	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Блоки предохранителей LMU 1		L DC		
Блоки предохранителей LMU 2		R DC		
Блоки предохранителей LMU 3				L DC ESS1
Блоки предохранителей LMU 4				R DC ESS2
Блоки предохранителей LMU 5		L DC		
Блоки предохранителей LMU 6		R DC		
Блоки предохранителей LMU 7		L DC		
Блоки предохранителей LMU 8		R DC		
Блоки предохранителей LMU 9				L DC ESS3
Блоки предохранителей LMU 10				R DC ESS4
Блоки предохранителей LMU 11				L DC ESS3
Блоки предохранителей LMU 12				R DC ESS4

© ЗАО «ГСС»

25.00 СОДЕРЖАНИЕ
25.10 КАБИНА ЭКИПАЖА 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
КРЕСЛА 7
ОСТЕКЛЕНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА 13
ПРИБОРНАЯ ДОСКА 17
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ 19
ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ 21
25.20 ДВЕРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА 1
ОПИСАНИЕ 1
СИСТЕМА ЗАМОК ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА 3
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 4
СИГНАЛИЗАЦИЯ 7
25.30 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1
ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1
25.40 АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
АВАРИЙНЫЕ ВЫХОДЫ 1
РАЗМЕЩЕНИЕ АВАРИЙНО- СПАСАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ 2
СРЕДСТВА АВАРИЙНОЙ ЭВАКУАЦИИ 9
СРЕДСТВА СПАСЕНИЯ НА ВОДЕ 12
25.50 ПАССАЖИРСКАЯ КАБИНА 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
КОМПОНОВКА ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ 1
ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН 13
БАГАЖНЫЕ ПОЛКИ 18
ПЕРЕГОРОДКИ И ШТОРЫ 19
ГАРДЕРОБ 22
ПЕРЕДНИЙ ВЕСТИБЮЛЬ 22
ЗАДНИЙ ВЕСТИБЮЛЬ 26
РАБОЧЕЕ МЕСТО БОРТПРОВОДНИКА 27
КУХНИ 45

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 56
ТУАЛЕТЫ 57
ПРОЧЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ 64

25.60 ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ 1

ОСВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРСКОГО САЛОНА 1
ИНДИВИДУАЛЬНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ 2
ОСВЕЩЕНИЕ ПЕРЕДНЕГО И ЗАДНЕГО ВЕСТИБЮЛЕЙ 3
ОСВЕЩЕНИЕ ТУАЛЕТНЫХ МОДУЛЕЙ 4
ПАССАЖИРСКИЕ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО 5
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 10

25.70 ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ 1

ПОДГОТОВКА ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ 1
ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ ИЛИ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕМ 4
РУЛЕНИЕ 5
ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ 5
КРЕЙСЕРСКИЙ ЭШЕЛОН 5
СНИЖЕНИЕ 6
ЗАХОД НА ПОСАДКУ 6
НА СТОЯНКЕ 6

25.80 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

25.10 КАБИНА ЭКИПАЖА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

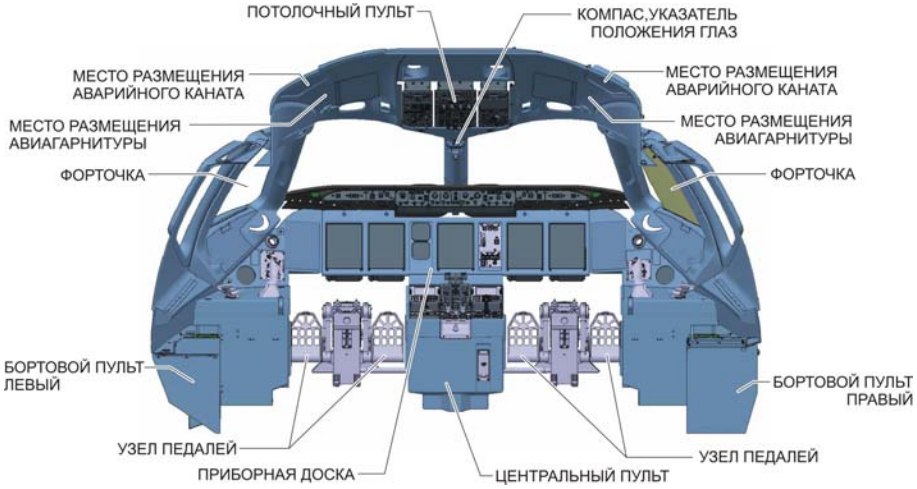
Кабина экипажа предназначена для управления самолетом двумя пилотами

Каждый пилот имеет одинаковую возможность управления органами управления самолетом и самолетными системами.

Органы управления в кабине экипажа размещены таким образом, чтобы обеспечить удобное управление и предотвратить возможность путаницы и непреднамеренное перемещение.

В кабине экипажа предусмотрены места для размещения аварийно-спасательного и кислородного оборудования.

ОБЩАЯ СХЕМА КАБИНЫ ЭКИПАЖА



© ЗАО «ГСС»

СХЕМА КАБИНЫ ЭКИПАЖА

Кабина экипажа предназначена для размещения двух пилотов и дополнительного члена экипажа.

Два кресла пилотов расположены симметрично относительно центрального пульта: левое кресло - для КВС и правое кресло - для 2/П. Кресла установлены на направляющих рельсах, закрепленных на полу кабины, обеспечивающих откат каждого кресла и его фиксацию в крайних и промежуточных положениях.

Для занятия рабочего положения пилота на средней стойке переплета фонаря установлен неподвижный указатель положения глаз.

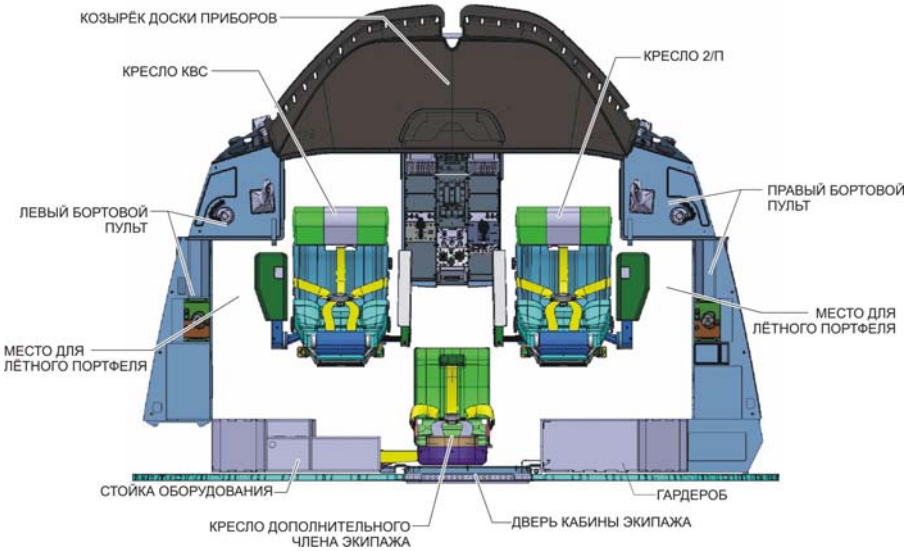
Кресло дополнительного члена экипажа крепится на задней левой стенке кабины за креслом КВС, в рабочем положении кресло располагается в проходе перед дверью.

С правой стороны за креслом 2/П установлен гардероб для личных вещей экипажа.

Для баллистической защиты экипажа и важных агрегатов кабины на задней стенке установлена защитная перегородка, дверь кабины экипажа пуленепробиваемая и стойкая к несанкционированному вторжению в кабину экипажа.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА КАБИНЫ ЭКИПАЖА



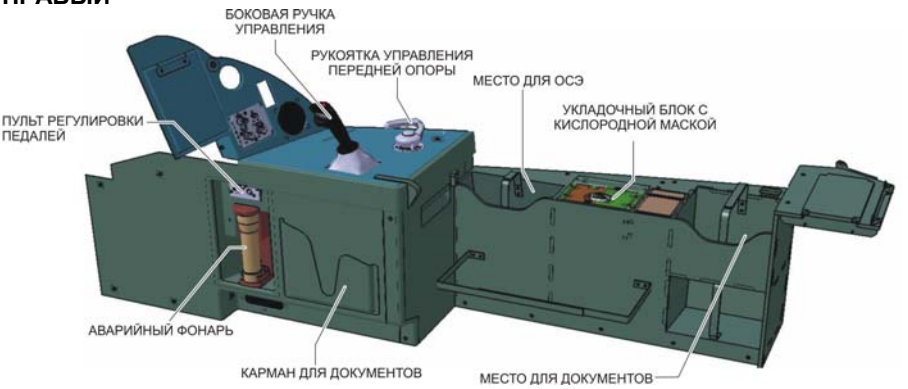
© ЗАО «ГСС»

БОРТОВОЙ ПУЛЬТ

ЛЕВЫЙ

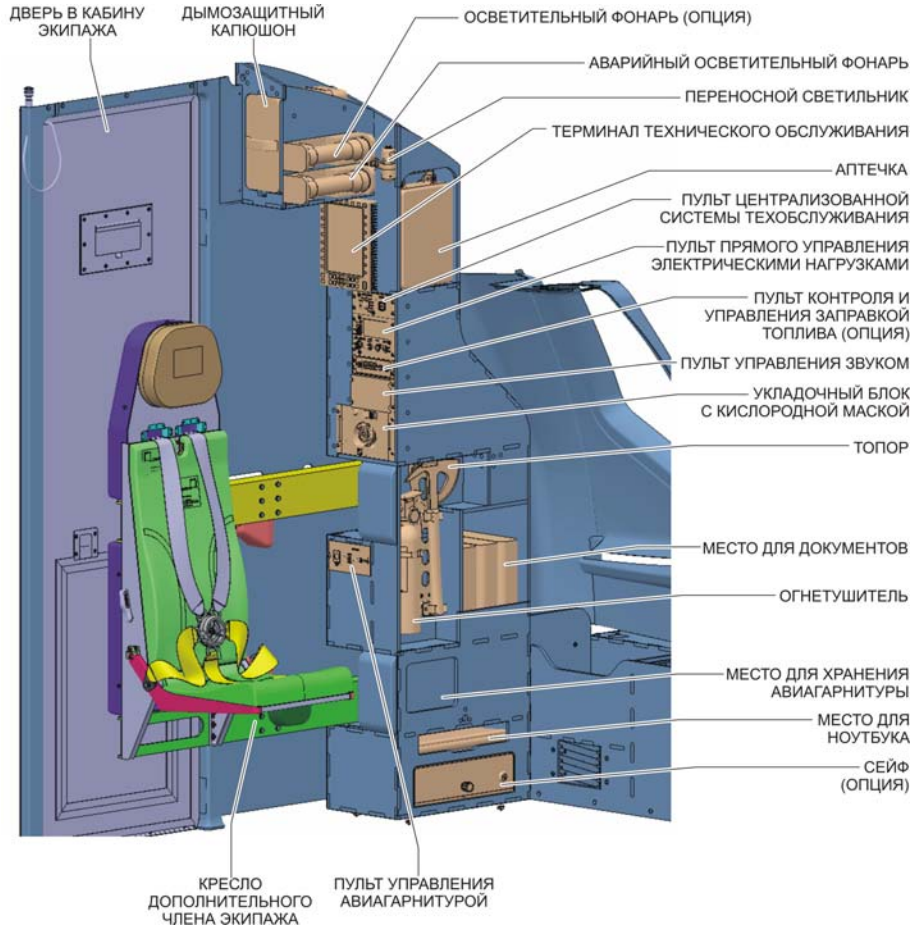


ПРАВЫЙ



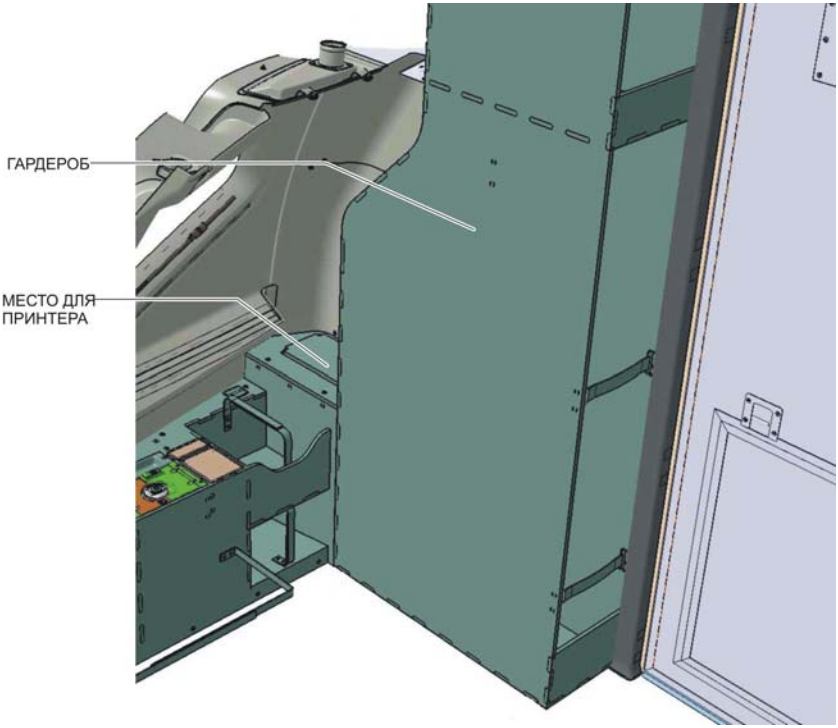
© ЗАО «ГСС»

ВИД НА ЛЕВУЮ СТОРОНУ ЗАДНЕЙ СТЕНКИ



© ЗАО «ГСС»

ВИД НА ПРАВУЮ СТОРОНУ ЗАДНЕЙ СТЕНКИ

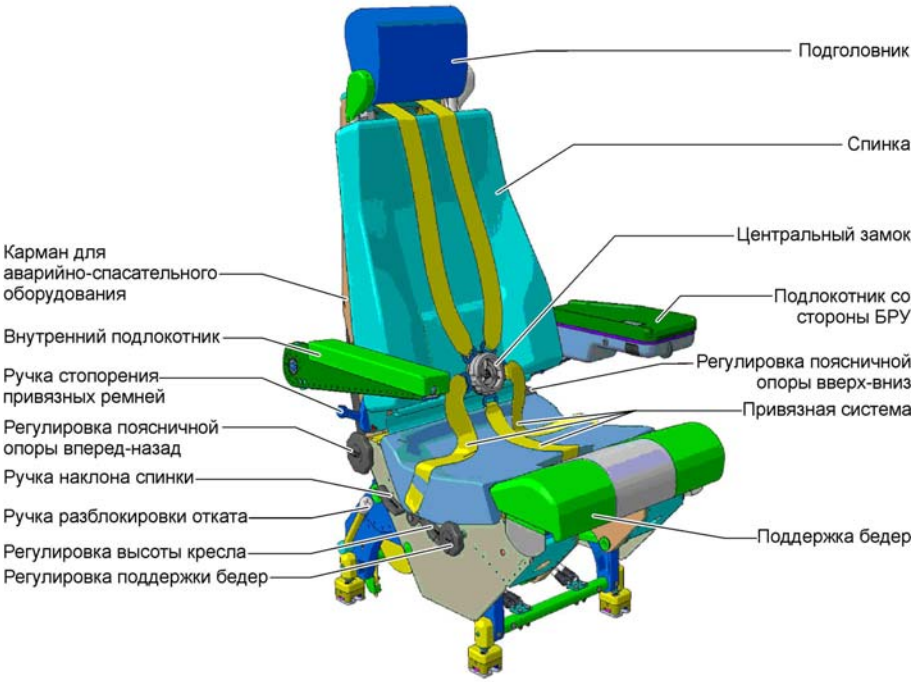


© ЗАО «ГСС»

КРЕСЛА

КРЕСЛО ПИЛОТА

Кресла пилота левого исполнения для КВС и правого исполнения для 2/П полностью идентичны и зеркально отражают друг друга.



© ЗАО «ГСС»

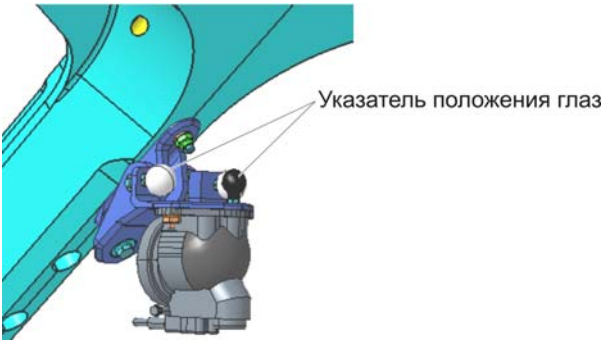
РЕГУЛИРОВКА КРЕСЛА ПИЛОТА

Регулировка кресла выполняется ручками управления механизмами кресла.

Пилот управляет положением и фиксацией кресла.

Указатель положения глаз

Правильным рабочим положением пилота является положение, при котором неподвижный указатель положения глаз черного цвета не выходит за пределы неподвижного указателя положения глаз белого цвета.



ПРИВЯЗНАЯ СИСТЕМА

Кресло оборудовано пятиточечной привязной системой с поясным, центральным и плечевыми ремнями. Плечевые ремни с инерционным механизмом стопорения (инерционный механизм имеет возможность ручного стопорения) обеспечивают безопасность членам экипажа в полете и в случае аварийной посадки самолета. Поясной ремень имеет индивидуальную ручную подгонку по длине. Центральный замок обеспечивает стыковку ремней и расстыковку всех ремней одним движением.

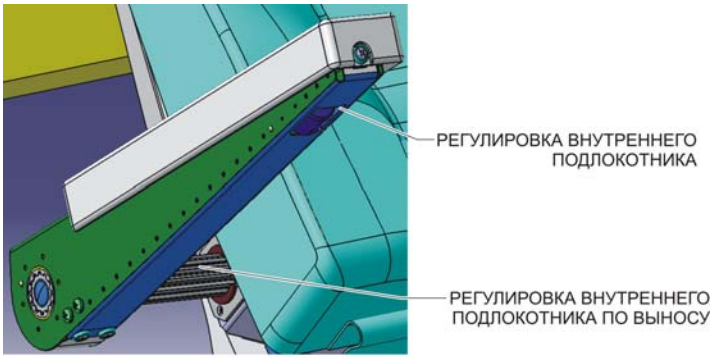
РЕГУЛИРОВКА ПОДГОЛОВНИКА

Подголовник регулируется в угловом направлении от вертикального положения по наклону вперед и фиксируется в заданном положении с помощью шаговой гребенки

© ЗАО «ГСС»

РЕГУЛИРОВКА ПОДЛОКОТНИКОВ

Внутренний подлокотник со стороны прохода



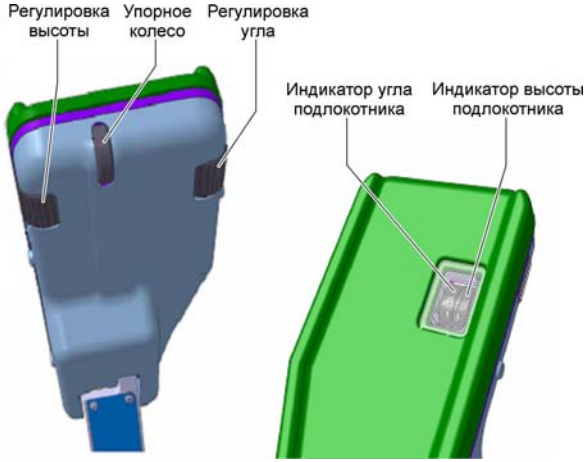
Внутренний подлокотник регулируется по углу наклона и выносу.

Подлокотник может быть поднят до вертикального положения, при откидывании вверх уходит за спинку кресла.

Для регулировки угла наклона подлокотника пилот использует маховик, расположенный на нижней поверхности подлокотника.

Для регулировки подлокотника по выносу подлокотник потянуть в сторону прохода.

Подлокотник со стороны боковой ручки управления



Подлокотник со стороны боковой ручки управления регулируется:

- по высоте
- по углу наклона

© ЗАО «ГСС»

На верхней поверхности подлокотника установлены индикаторы регулировок угла и высоты подлокотника, которые отображают выбранные значения

КРЕСЛО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА

Установка кресла дополнительного члена экипажа в рабочее положение

- РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ ……...……..…….....НАЖАТЬ
- КРЕСЛО В СТОРОНУ ПРОХОДА ТЯНУТЬ ДО УСТАНОВКИ В ФИКСИРОВАННОЕ ПОЛОЖЕНИЕ

  Кресло фиксируется автоматически, установка на фиксатор сопровождается характерным щелчком
- СИДЕНЬЕ КРЕСЛА В РАБОЧЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ..УСТАНОВИТЬ

Установка кресла дополнительного члена экипажа в сложенное положение

- СИДЕНЬЕ КРЕСЛА ……..……ПОДНЯТЬ ВВЕРХ

  Сиденье автоматически встанет в вертикальное положение;
- РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ…..…….....НАЖАТЬ
- КРЕСЛО В СТОРОНУ ЛЕВОГО БОРТА СДВИНУТЬ ДО УСТАНОВКИ В ФИКСИРОВАННОЕ ПОЛОЖЕНИЕ

  Кресло фиксируется автоматически, установка на фиксатор сопровождается характерным щелчком

ПРИВЯЗНАЯ СИСТЕМА

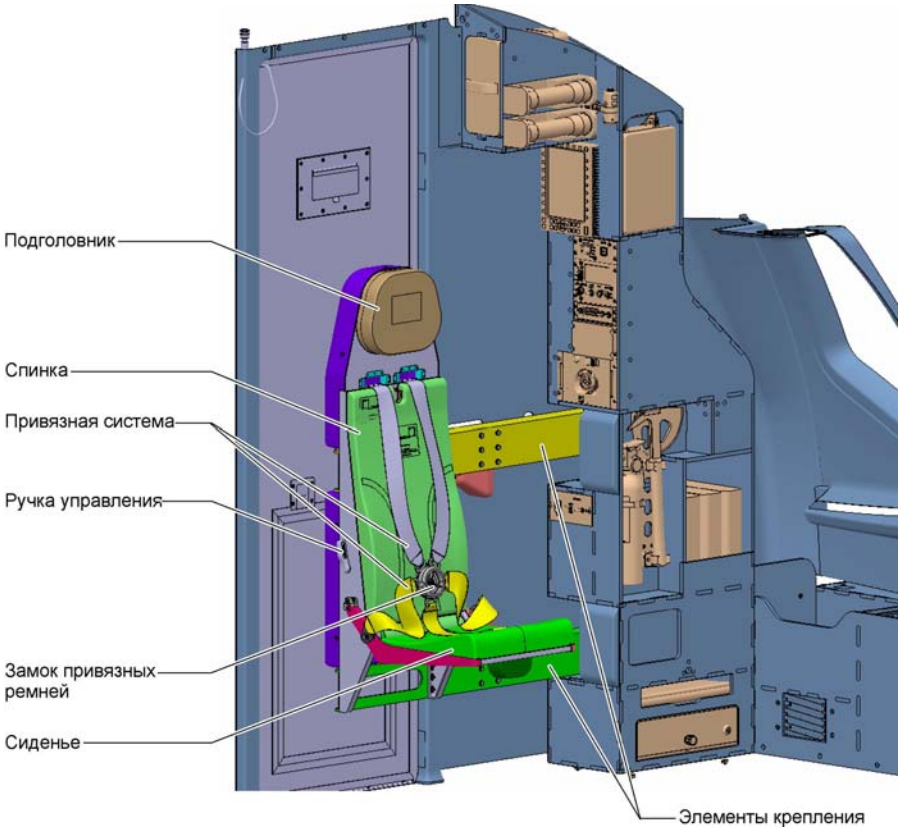
Привязная система кресла дополнительного члена экипажа идентична привязной системе кресла пилота.

ВНИМАНИЕ:

Инерционный механизм плечевых ремней кресла дополнительного члена экипажа не имеет возможность ручного стопорения.

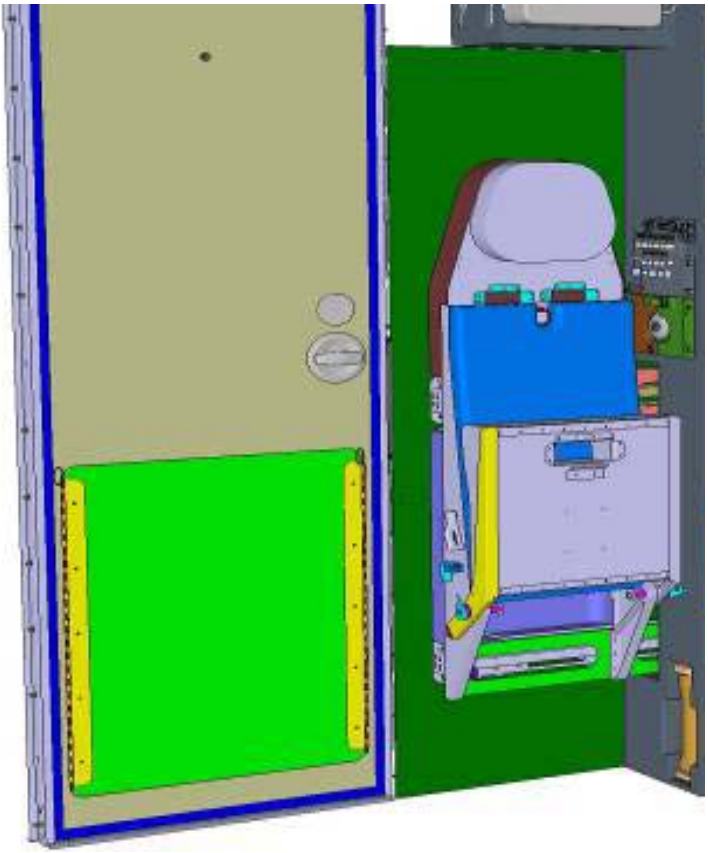
© ЗАО «ГСС»

КРЕСЛО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА В РАБОЧЕМ ПОЛОЖЕНИИ



© ЗАО «ГСС»

КРЕСЛО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА В СЛОЖЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ



© ЗАО «ГСС»

ОСТЕКЛЕНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

Кабина экипажа оборудована фиксированными стеклами и форточками

ФИКСИРОВАННЫЕ СТЕКЛА

Четыре фиксированных стекла установлены в кабине экипажа:

- два лобовых стекла (левое, правое), имеющие противообледенительный нагревательный слой
- два боковых стекла (левое, правое)

ФОРТОЧКИ

Две форточки (левая, правая) оснащены стеклом с противозапотевающим нагревательным слоем и механизмом открытия-закрытия. Форточки открываются и закрываются вручную и используются экипажем:

– на земле, в качестве аварийного выхода при аварийном покидании самолета;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

НЕ ХРАНИТЬ И НЕ УСТАНАВЛИВАТЬ КАКИЕ-ЛИБО ПРЕДМЕТЫ СО СТОРОНЫ БОКОВЫХ ПУЛЬТОВ, ВЫСТУПАЮЩИЕ ЗА ГРАНИЦУ ПРОЕМА ФОРТОЧКИ И БЛОКИРУЮЩИЕ ДОСТУП К АВАРИЙНОМУ ВЫХОДУ.

– в полете, для обеспечения беспрепятственного обзора через открытую форточку со стороны ПП при посадке при полной потере видимости через лобовые стекла и стекла форточек, а также для удаления дыма из кабины.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ САМОЛЕТА ПРИ ОТКРЫТИИ ФОРТОЧЕК - 200 КТ, МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА – 4000М.

Управление открытием и закрытием форточки осуществляется ручкой управления с кнопкой фиксации. Существуют открытое, закрытое и четыре промежуточных положения форточки

© ЗАО «ГСС»

Открытие форточки

■ на земле

– КНОПКУ ФИКСАЦИИ….....НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ
– РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ…….ПОВЕРНУТЬ НА СЕБЯ И ТЯНУТЬ НАЗАД

До фиксации форточки в нужном положении

ВНИМАНИЕ

При отодвинутом кресле необходимо поднять подлокотник со стороны боковой ручки управления

■ в полете

– ДВЕРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА ……..ЗАКРЫТЬ
– ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ

ВНИМАНИЕ

Перепад давления не более 0.01psi

– КНОПКУ ФИКСАЦИИ …….....НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ
– РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ.....….....….....ПОВЕРНУТЬ НА СЕБЯ И ТЯНУТЬ НАЗАД

До фиксации форточки в нужном положении

– ФОРТОЧКУ В МЕСТЕ УГЛУБЛЕНИЯ НА ПЛАСТИКОВОЙ ОБШИВКЕ НАД РУЧКОЙ УПРАВЛЕНИЯ ….....ПРИДЕРЖАТЬ РУКОЙ

Переместить форточку назад до промежуточного положения или упора и отпустить кнопку фиксации

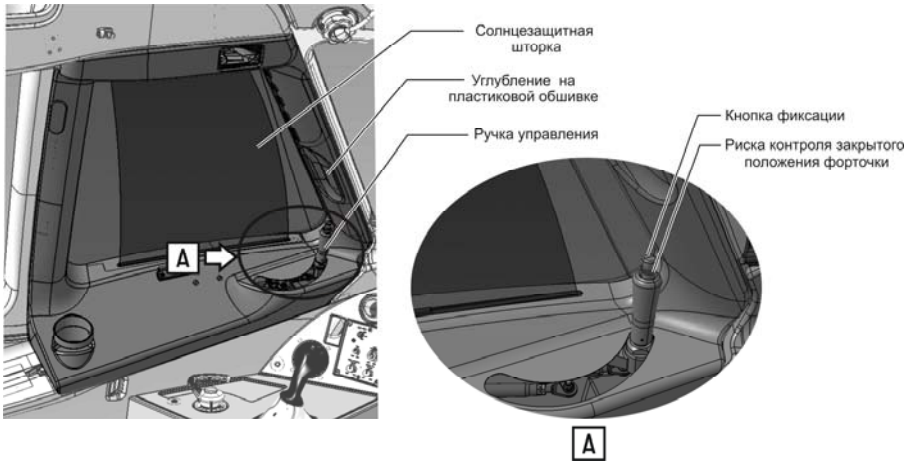
Закрытие форточки

– КНОПКУ ФИКСАЦИИ ….....НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ
– ФОРТОЧКУ В МЕСТЕ УГЛУБЛЕНИЯ НА ПЛАСТИКОВОЙ ОБШИВКЕ НАД РУЧКОЙ УПРАВЛЕНИЯ .....ПРИДЕРЖАТЬ РУКОЙ
– РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ…...ПЕРЕМЕСТИТЬ ВПЕРЁД ДО УПОРА
– КНОПКУ ФИКСАЦИИ ……....ОТПУСТИТЬ
– ЗАКРЫТИЕ ФОРТОЧКИ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ

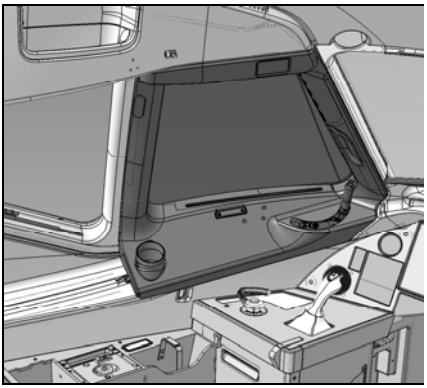
Закрытое положение контролируется появлением красной риски на кнопке. Для дополнительного контроля закрытого положения форточки не нажимая кнопки фиксации потянуть ручку управления на себя – при этом ручка управления не должна перемещаться.

© ЗАО «ГСС»

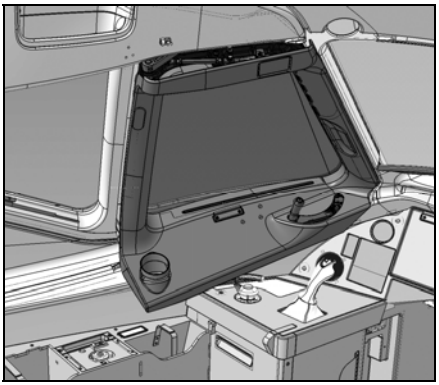
РАЗЛИЧНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ФОРТОЧКИ



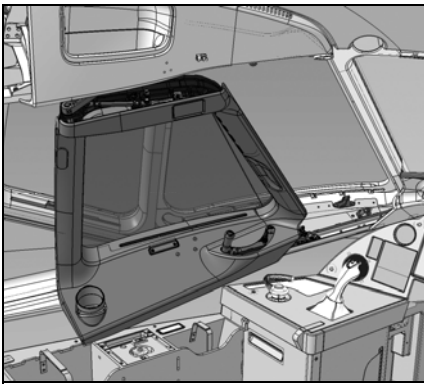
© ЗАО «ГСС»



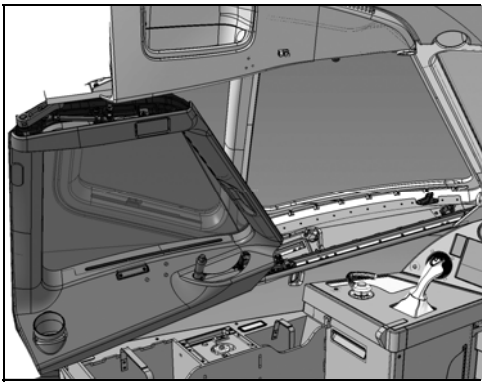
Закрытое положение форточки



Приоткрытое положение форточки



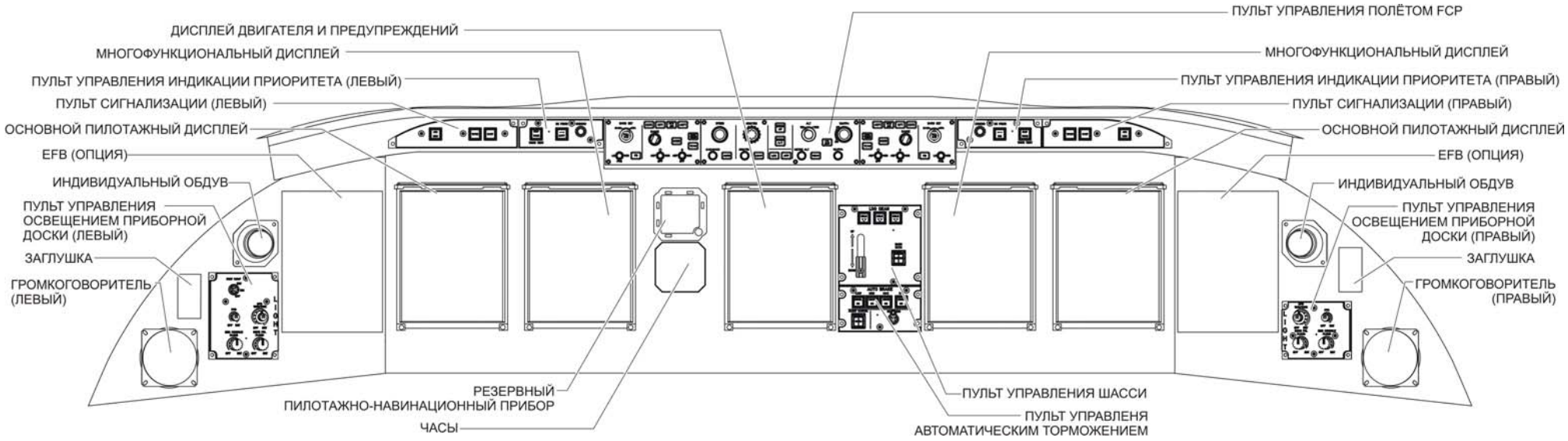
Промежуточное положение форточки



Открытое положение форточки

© ЗАО «ГСС»

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

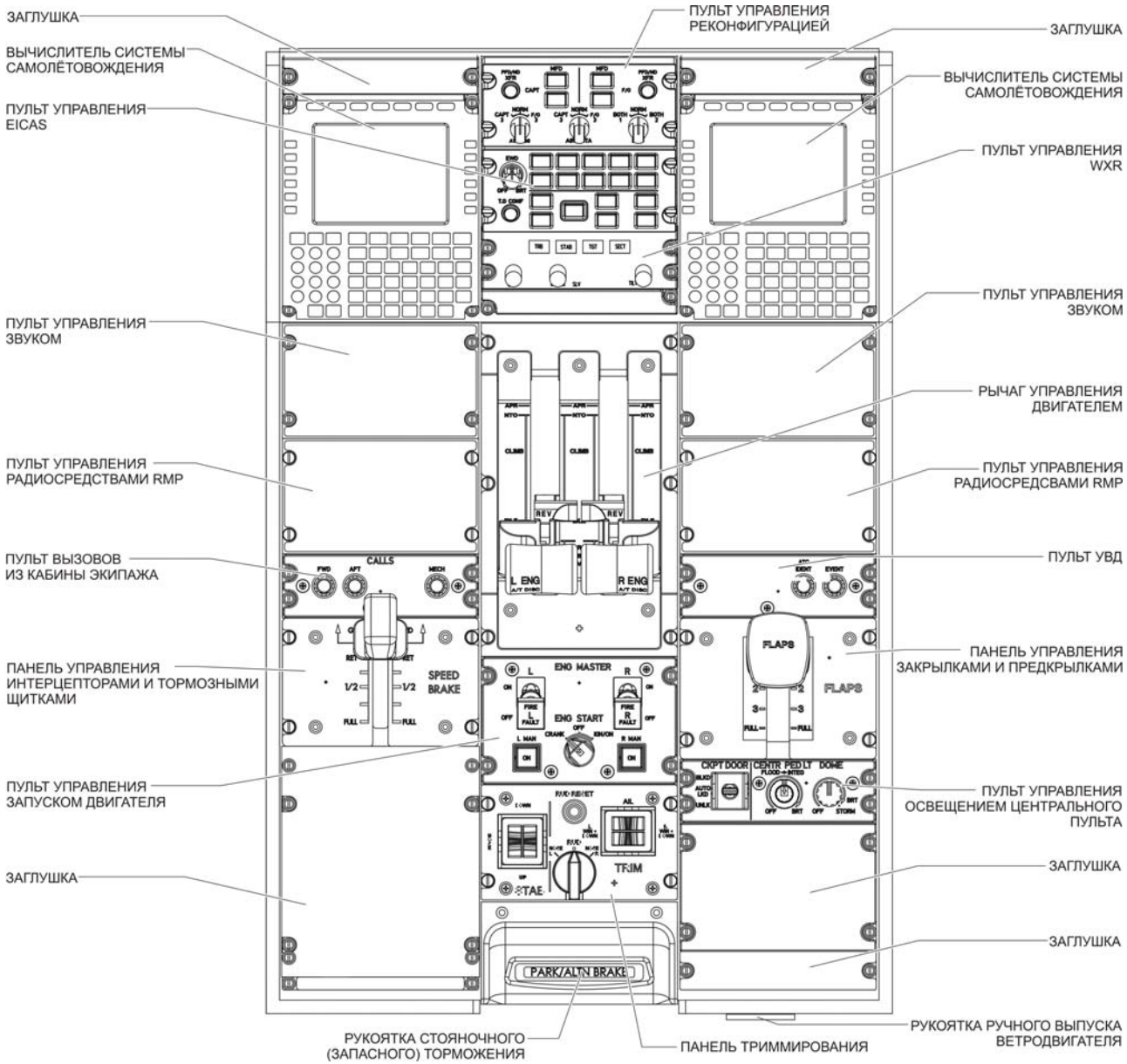


© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ

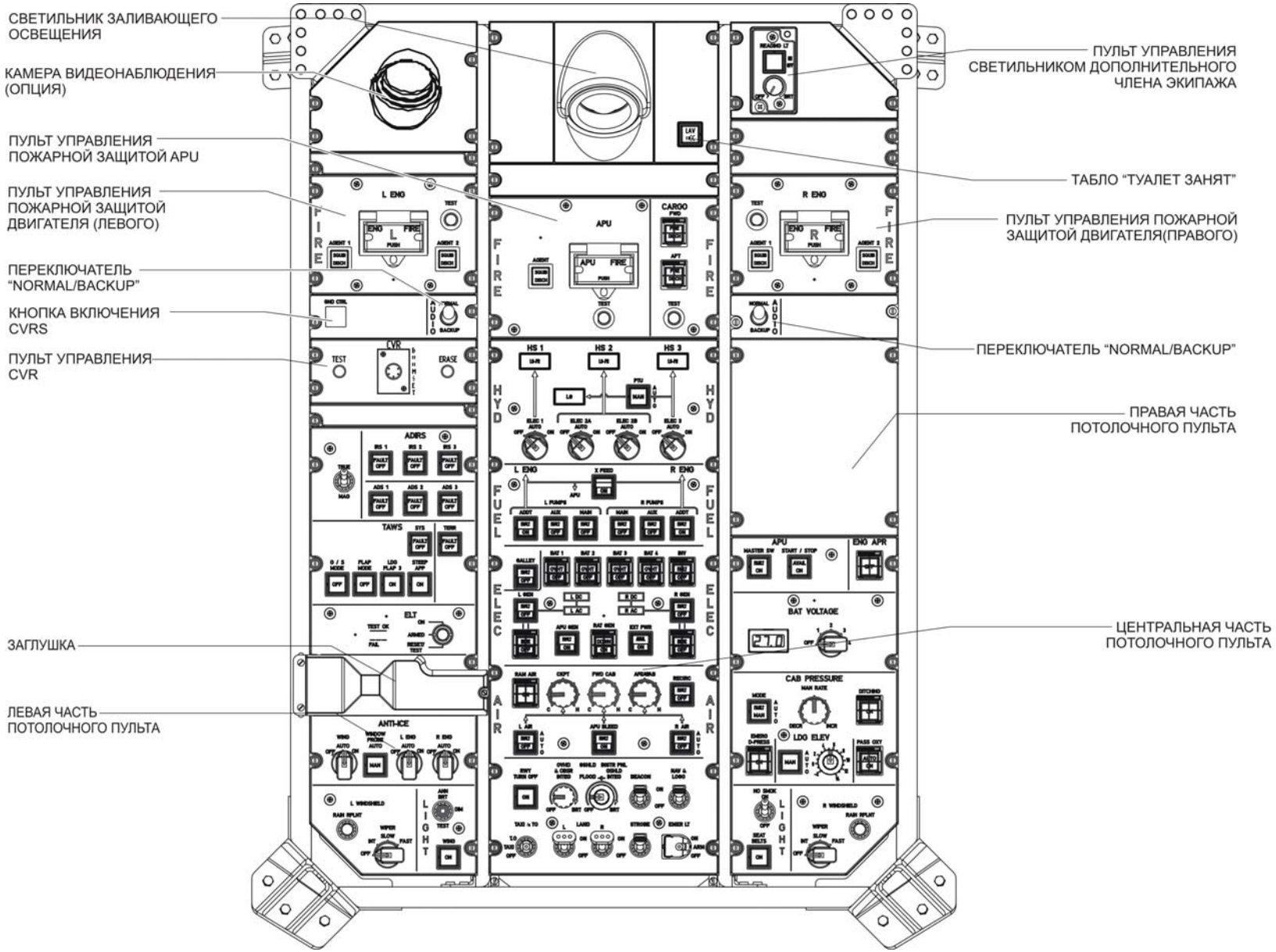


© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

25.20 ДВЕРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

ОПИСАНИЕ

Дверь кабины экипажа отделяет кабину экипажа от пассажирской кабины. Дверь оборудована электрическим замком, которым пилот управляет с центрального пульта. В случае обесточивания или отказа электрического замка пилот может запереть дверь механическим засовом.

Нормальное положение двери - закрытое и запертое. По запросу на вход в кабину, экипаж может разрешить вход, отпирая замок двери, которая остается в закрытом положении, пока не приложены усилия для ее открытия.

Если экипаж не отвечает на запросы на вход в кабину экипажа, замок двери может быть отперт старшим бортпроводником после временной задержки путем нажатия и удержания кнопки аварийного доступа в кабину экипажа, установленной на переднем пульте бортпроводника.

Дверь кабины экипажа является пуленепробиваемой и стойкой к вторжению в кабину экипажа. Дверь кабины экипажа открывается в сторону пассажирской кабины.

Дверь кабины экипажа оборудована люком- лазом. Люк - лаз позволяет экипажу попасть в пассажирскую кабину в случае, если дверь заклинило или при других повреждениях, при которых дверь невозможно открыть. Люк-лаз открывается только со стороны кабины экипажа вытягиванием замков люка-лаза вверх и выбиванием или выдавливанием его в сторону пассажирской кабины.

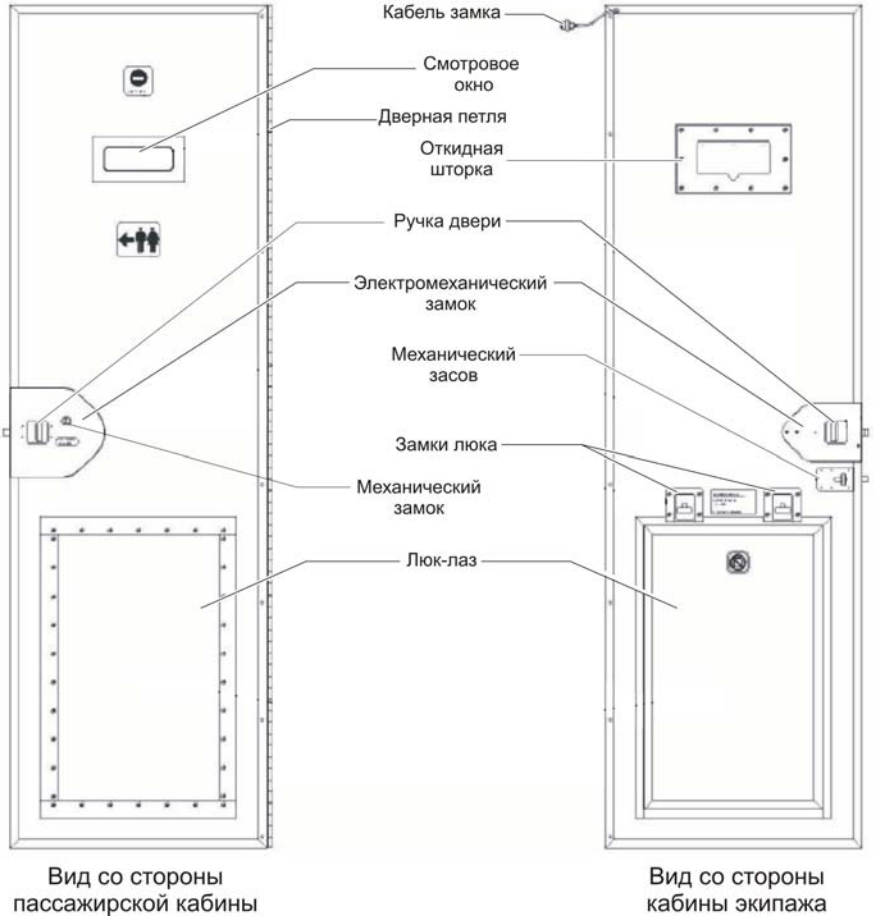
Дверь кабины экипажа оборудована смотровым окном с откидной шторкой. Окно позволяет осматривать пространство перед дверью кабины экипажа. Окно является пуленепробиваемым.

Ручка двери открывает закрытую или запертую дверь из кабины экипажа.

Примечание: В случае отказа системы электроснабжения, замок двери автоматически отпирается, при этом дверь остается в закрытом положении.

© ЗАО «ГСС»

ВИД ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА



© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ЗАМОК ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

Система «замок двери кабины экипажа» обеспечивает запирание, отпирание и блокирование замка двери кабины экипажа.

В состав системы входит:

- Электромеханический замок двери кабины экипажа
- Трехпозиционный переключатель, расположенный на центральном пульте в кабине экипажа
- Кнопка аварийного доступа в кабину экипажа, расположенная на переднем пульте бортпроводников в пассажирской кабине
- Звуковая сигнализация аварийного доступа.

Существуют два различных типа запроса на доступ в кабину экипажа: «обычный» и «аварийный».

Кнопка аварийного доступа в кабину экипажа используется бортпроводниками в случае недееспособности летного экипажа.

Трехпозиционный переключатель используется экипажем для отпирания по запросу на вход или блокировки в запертом положении замка двери кабины экипажа для исключения возможности несанкционированного входа в кабину экипажа.

Специфическая звуковая сигнализация срабатывает после нажатия кнопки аварийного доступа в кабину экипажа и звучит пока кнопка нажата, предупреждая о попытке несанкционированного входа.

Звуковая сигнализация прекращается:

- как только кнопка аварийного доступа будет отпущена, или
- как только экипаж заблокирует дверной замок или,
- в случае недееспособности экипажа, после того, как замок будет отперт

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

КНОПКА АВАРИЙНОГО ДОСТУПА



Кнопка-табло аварийного доступа в кабину экипажа

Для аварийного входа в кабину экипажа

UNLK : Надпись светится зеленым цветом при отпертом положении замка двери кабины экипажа.

Замок отпирается:
-экипажем с центрального пульта в течение 10 сек или
-автоматически после временной задержки 30 сек после нажатия кнопки для аварийного входа в кабину экипажа

BLKD : Надпись светится красным цветом при заблокированном в запертом положении замке двери кабины экипажа

Экипаж блокирует электрический сигнал на открытие двери, инициируемый кнопкой аварийного доступа, исключая доступ в кабину экипажа в течение 10мин

© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ЗАМКА ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА



Переключатель замка двери кабины экипажа [CKPT DOOR]

Управляет положением замка двери кабины экипажа

BLKD : запертое положение замка двери кабины экипажа Аварийный доступ заблокирован в течение временной задержки 10 минут *отсчитывается от момента возврата переключателя в нейтральное положение AUTO LKD*.

AUTO LKD (нейтральное положение) : запертое положение замка двери кабины экипажа. Аварийный доступ для бортпроводников возможен.

UNLK : отпертое положение замка двери кабины экипажа для санкционированного входа. Переключатель устанавливается и удерживается в данном положении до тех пор, пока дверь не будет открыта. Замок двери остается отпертым в течение 10 секунд (*отсчитывается от момента возврата переключателя в нейтральное положение AUTO LKD)*

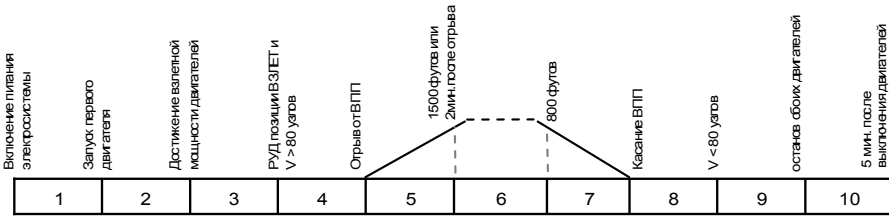
Примечание: 1.Если положение BLKD не было использовано пилотами в течение 30 секунд бортпроводники имеют возможность использовать процедуру аварийного доступа для входа в кабину экипажа.
2. Перевод переключателя в положение UNLK отменяет любое другое ранее выбранное положение и отпирает дверь.
3. В случае отказа системы электроснабжения, замок двери автоматически отпирается. При этом дверь остается в закрытом положении.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



Примечание: **Сообщение не индицируется до установки кнопки аварийного доступа на переднем пульте бортпроводника.*

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
DOOR COCKPIT UNLOCKED Дверь кабины экипажа открыта или не заперта	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3, 4, 5 ,7 ,8
DOOR COCKPIT LOCK FAULT Отказ замка кабины экипажа				
DOOR COCKPIT EMER ACCESS* Инициирована процедура аварийного доступа в кабину экипажа	Специфическая звуковая сигнализация			нет
COCKPIT DOOR BLOCKED Дверь кабины экипажа заблокирована и отсутствует возможность открыть ее по процедуре аварийного доступа в течение 10 мин	нет	нет		

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

25.30 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Потребители	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Замок двери кабины экипажа		R DC		

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

25.40 АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Аварийно-спасательное оборудование предназначено для аварийной эвакуации и спасения пассажиров и экипажа на суше и воде.

В состав аварийно-спасательного оборудования входят:

- средства аварийной эвакуации;
- средства спасения на воде;
- переносное аварийное оборудование.

Примечание: Часть аварийно-спасательного оборудования является готовыми покупными изделиями со своей эксплуатационной документацией, которой необходимо руководствоваться в комплексе с данным подразделом.

АВАРИЙНЫЕ ВЫХОДЫ

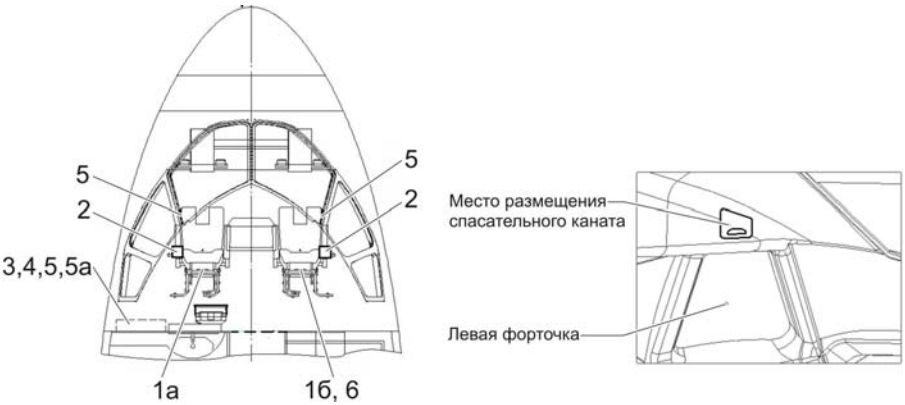
На случай аварийной эвакуации на суше или вынужденной посадки на воду для пассажиров и экипажа на самолете предусмотрены следующие аварийные выходы:

для летного экипажа	:	– передние и задние входные и служебные двери – правая и левая форточки в кабине экипажа
для пассажиров и бортпроводников	:	– передние и задние входные и служебные двери

© ЗАО «ГСС»

РАЗМЕЩЕНИЕ АВАРИЙНО- СПАСАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

КАБИНА ЭКИПАЖА



1а Спасательные жилеты для экипажа (2шт)

1б Спасательный жилет для экипажа

2 Спасательный канат

3 Аварийный топор

4 Бортовая медицинская аптечка для экипажа

5 Аварийный осветительный фонарь

5а Осветительный фонарь (опция)

6 Радиостанция

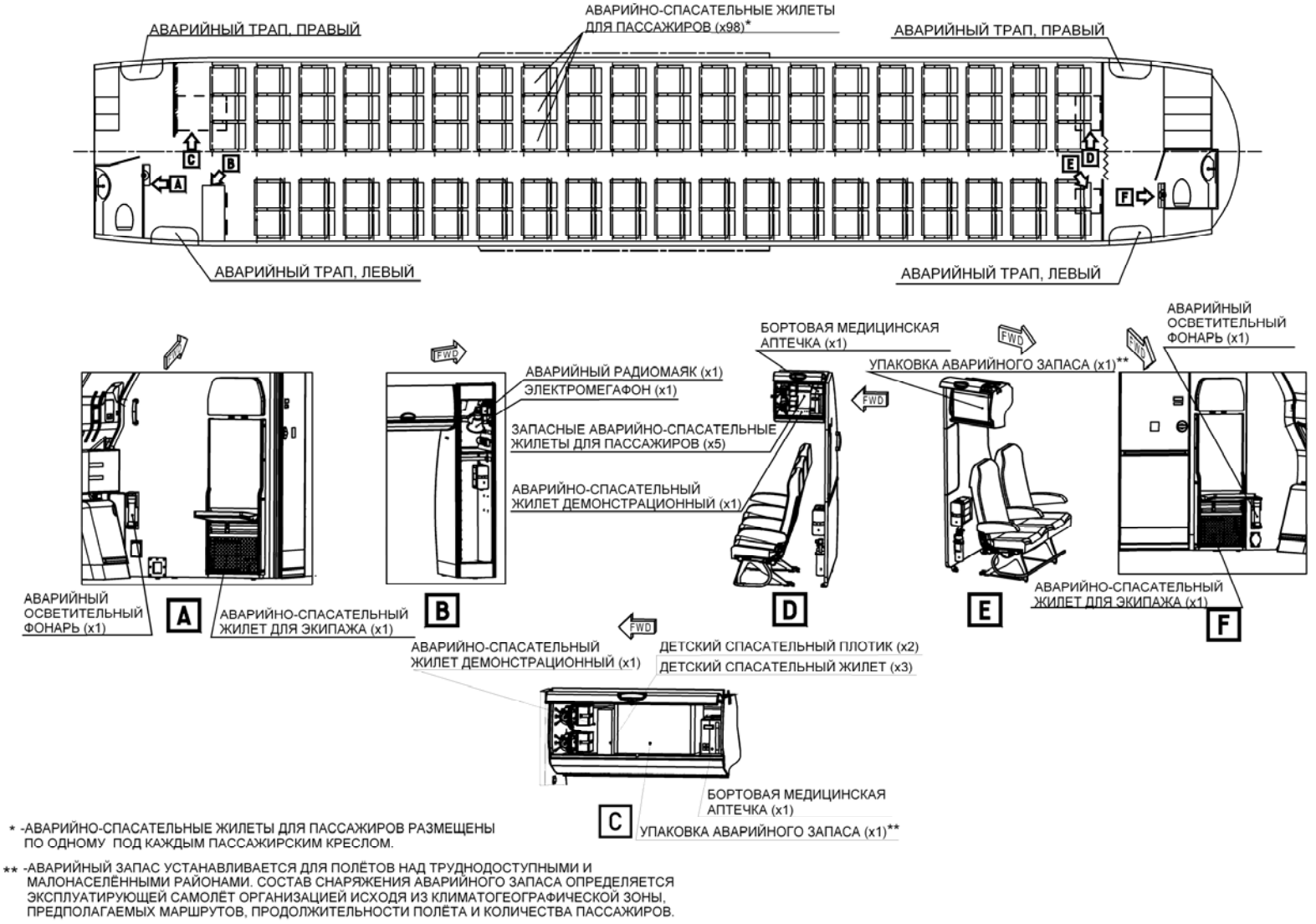
© ЗАО «ГСС»

ПАССАЖИРСКАЯ КАБИНА

Для типовой конструкции самолета разработано несколько вариантов компоновок пассажирской кабины с размещаемым аварийно-спасательным оборудованием.

Компоновка T7.92.7500.001.000.01

Компоновка пассажирского салона на 98 пассажирских мест разработана для самолета 95007. Минимальный состав кабинного экипажа при наличии пассажиров - два бортпроводника.



* -АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ РАЗМЕЩЕНЫ ПО ОДНОМУ ПОД КАЖДЫМ ПАССАЖИРСКИМ КРЕСЛОМ.

** -АВАРИЙНЫЙ ЗАПАС УСТАНАВЛИВАЕТСЯ ДЛЯ ПОЛЁТОВ НАД ТРУДНОДОСТУПНЫМИ И МАЛОНАСЕЛЁННЫМИ РАЙОНАМИ. СОСТАВ СНАРЯЖЕНИЯ АВАРИЙНОГО ЗАПАСА ОПРЕДЕЛЯЕТСЯ ЭКСПЛУАТИРУЮЩЕЙ САМОЛЁТ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ИСХОДЯ ИЗ КЛИМАТОГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ЗОНЫ, ПРЕДПОЛАГАЕМЫХ МАРШРУТОВ, ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА И КОЛИЧЕСТВА ПАССАЖИРОВ.

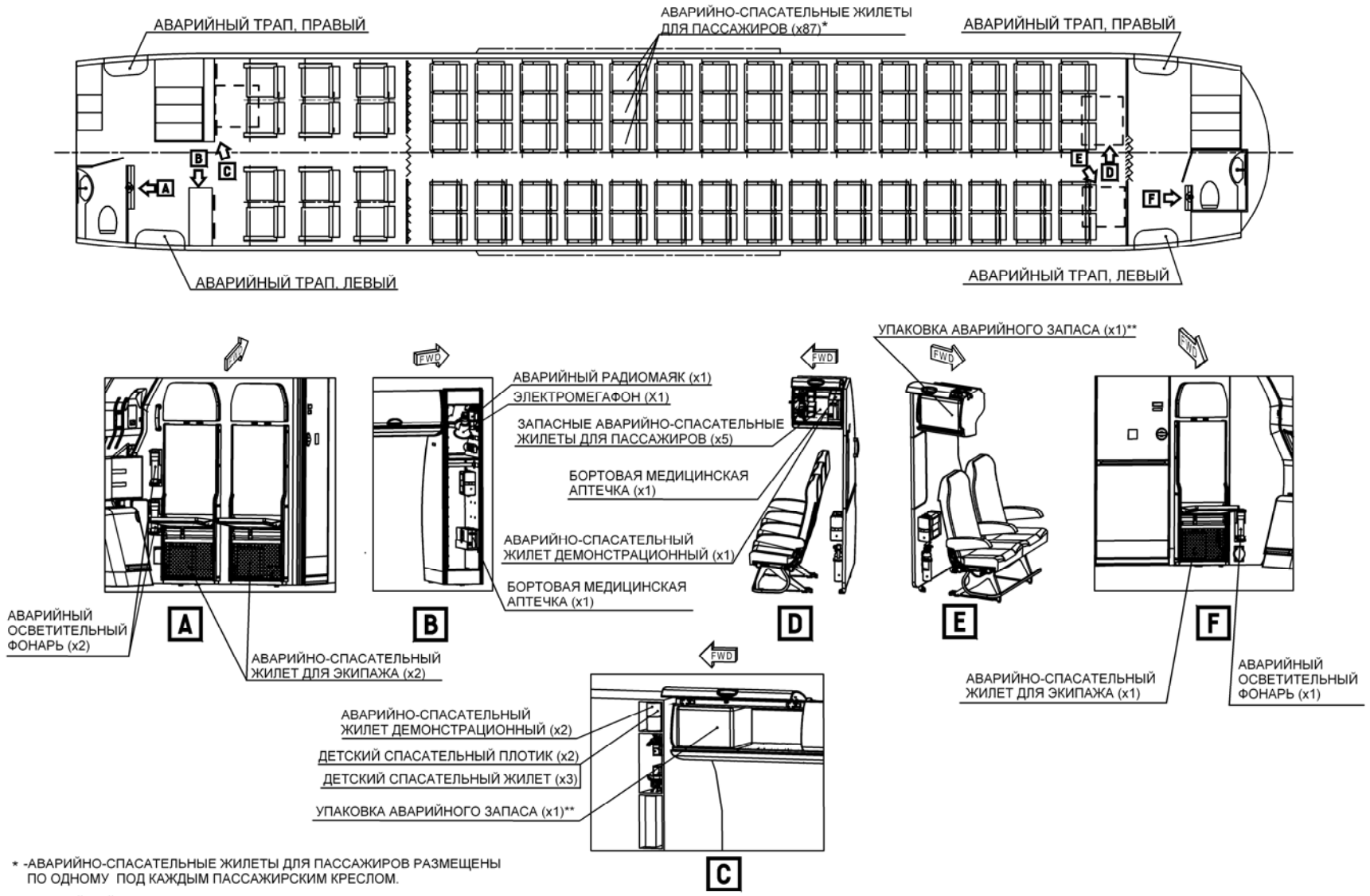
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Компоновка Т7.92.7500.213.000.01

Компоновка пассажирского салона на 87 пассажирских мест разработана для самолетов 95008, 95010-95018. Минимальный состав кабинного экипажа при наличии пассажиров – три бортпроводника



* -АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ РАЗМЕЩЕНЫ ПО ОДНОМУ ПОД КАЖДЫМ ПАССАЖИРСКИМ КРЕСЛОМ.

** -АВАРИЙНЫЙ ЗАПАС УСТАНАВЛИВАЕТСЯ ДЛЯ ПОЛЁТОВ НАД ТРУДНОДОСТУПНЫМИ И МАЛОНАСЕЛЁННЫМИ РАЙОНАМИ. СОСТАВ СНАРЯЖЕНИЯ АВАРИЙНОГО ЗАПАСА ОПРЕДЕЛЯЕТСЯ ЭКСПЛУАТИРУЮЩЕЙ САМОЛЁТ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ИСХОДЯ ИЗ КЛИМАТОГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ЗОНЫ, ПРЕДПОЛАГАЕМЫХ МАРШРУТОВ, ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА И КОЛИЧЕСТВА ПАССАЖИРОВ.

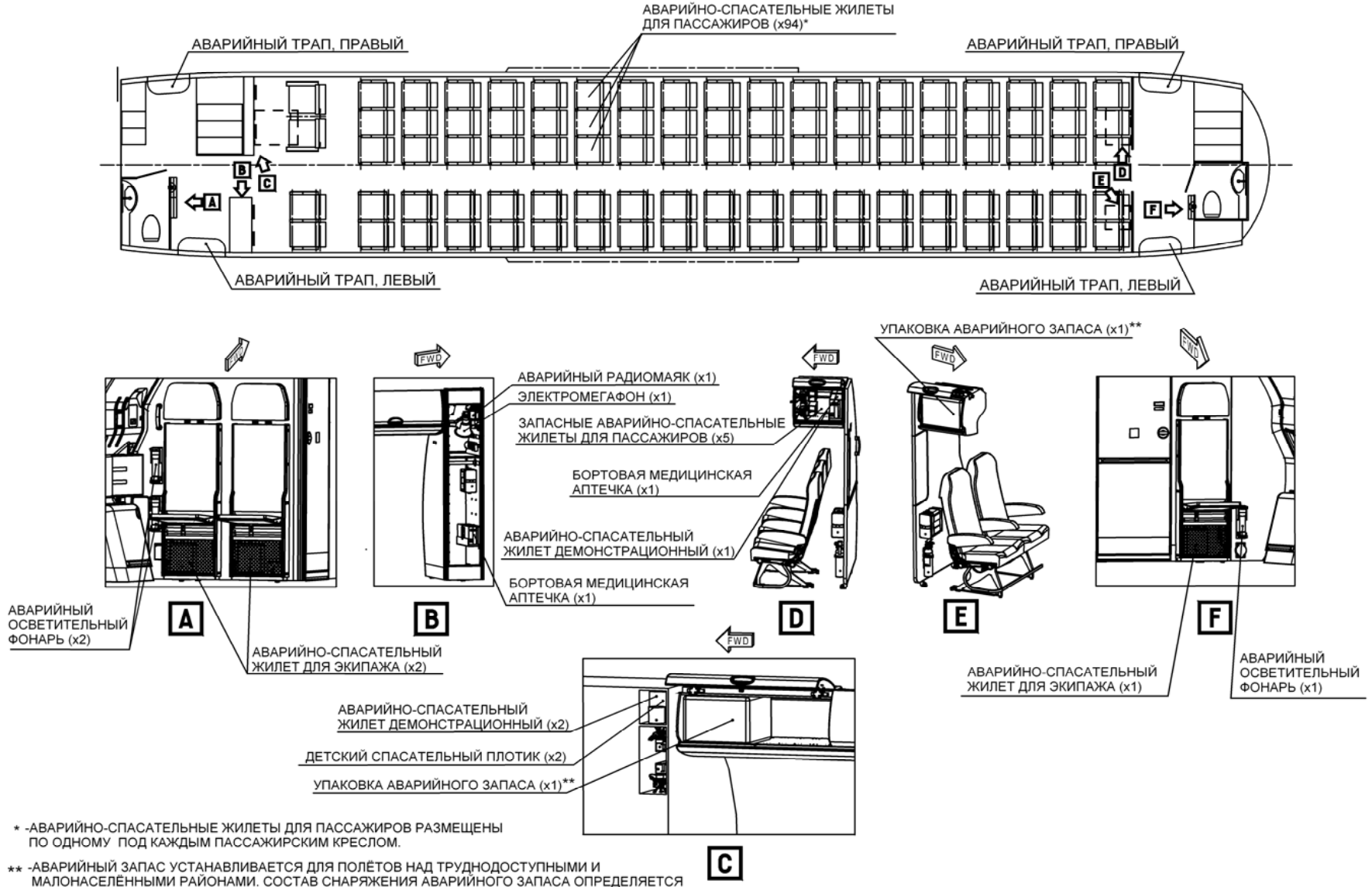
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Компоновка Т7.92.7500.212.000.01

Компоновка пассажирского салона на 94 пассажирских места разработана для самолета 95009. Минимальный состав кабинного экипажа при наличии пассажиров – три бортпроводника



* -АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ РАЗМЕЩЕНЫ ПО ОДНОМУ ПОД КАЖДЫМ ПАССАЖИРСКИМ КРЕСЛОМ.

** -АВАРИЙНЫЙ ЗАПАС УСТАНАВЛИВАЕТСЯ ДЛЯ ПОЛЁТОВ НАД ТРУДНОДОСТУПНЫМИ И МАЛОНАСЕЛЁННЫМИ РАЙОНАМИ. СОСТАВ СНАРЯЖЕНИЯ АВАРИЙНОГО ЗАПАСА ОПРЕДЕЛЯЕТСЯ ЭКСПЛУАТИРУЮЩЕЙ САМОЛЁТ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ИСХОДЯ ИЗ КЛИМАТОГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ЗОНЫ, ПРЕДПОЛАГАЕМЫХ МАРШРУТОВ, ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА И КОЛИЧЕСТВА ПАССАЖИРОВ.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СРЕДСТВА АВАРИЙНОЙ ЭВАКУАЦИИ

АВАРИЙНЫЕ ТРАПЫ

Автоматические аварийные трапы являются вспомогательными средствами для каждого аварийного выхода –входной/служебной двери - и применяется при эвакуации пассажиров и членов экипажа из самолета на земле.

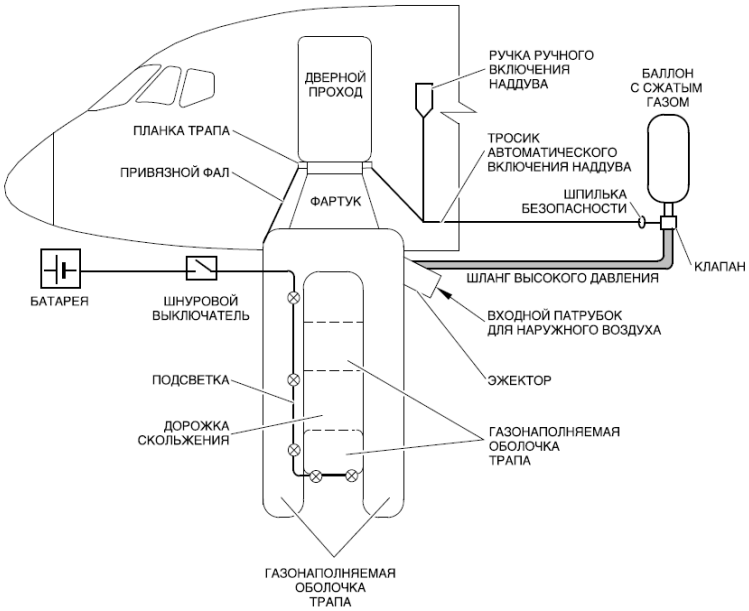
Аварийный трап представляет собой надувную оболочку, на которой крепится система наддува с системой включения наддува и система аварийного освещения. Аварийный трап, уложенный в контейнер, устанавливается на входных и служебных дверях.

Время установки аварийного трапа в рабочее положение не более 10 сек с момента начала открытия двери.

Аварийный трап приводится в действие автоматически при открытии двери, если ручка селектора аварийного трапа в положении ARMED. Предусмотрено принудительное открытие трапа с использованием ручки ручного включения наддува трапа PULL.

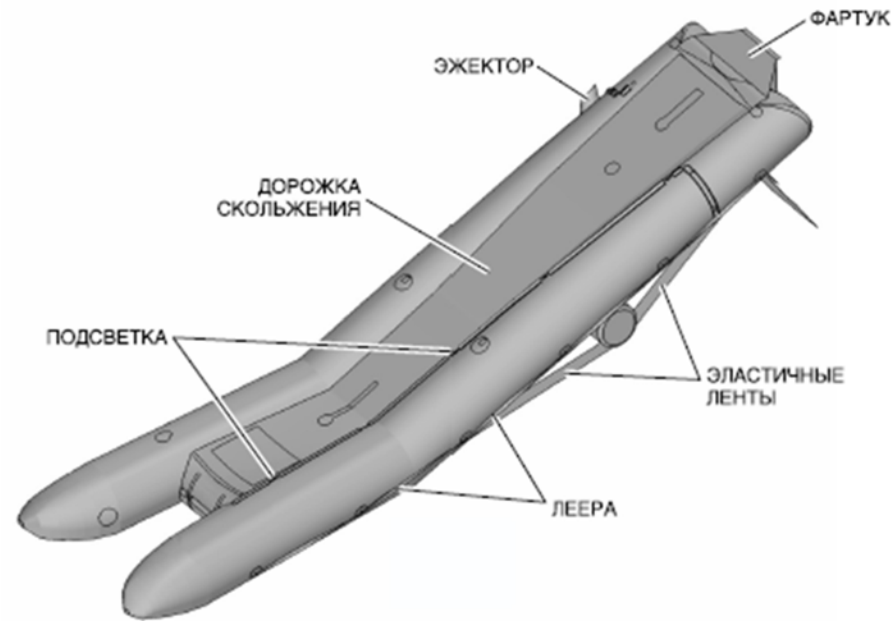
Аварийный трап обладает положительной плавучестью и может служить вспомогательным плавсредством, позволяющим людям, находящимся в воде, удерживаться за леер трапа.

СХЕМА АВАРИЙНОГО ТРАПА



© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНЫЙ ТРАП



© ЗАО «ГСС»

СПАСАТЕЛЬНЫЕ КАНАТЫ

Спасательные канаты являются вспомогательными средствами для эвакуации в аварийной ситуации на земле пилотов и инспектора из кабины экипажа через проемы сдвижных форточек.

Спасательный канат изготовлен из капронового шнура диаметром 10 мм, по всей длине с шагом около 450 мм располагаются узлы диаметром около 30 мм для облегчения захвата канатов руками. Длина каната 4.906 м.

В кабине экипажа спасательный канат закреплен к каркасу самолета над проемом каждой сдвижной форточки. В убранном положении канат свернут в бухту и размещен в отсеке над сдвижной форточкой, который закрыт крышкой.

Для приведения спасательного каната в рабочее положение необходимо:

- снять крышку отсека, где расположен канат
- размотать бухту каната и выбросить канат в проем сдвижной форточки.

СНАРЯЖЕНИЕ СО СРЕДСТВАМИ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ЛЮДЕЙ И АВАРИЙНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ (УПАКОВКА АВАРИЙНОГО ЗАПАСА)

Для аварийной эвакуации экипажа и пассажиров на земле после аварийной посадки самолета вне аэродрома при выполнении полетов над пустынными, арктическими или тропическими районами на самолете предусмотрена возможность размещения:

- снаряжения со средствами жизнеобеспечения людей и аварийной сигнализации (упаковка аварийного запаса), соответствующими условиям района, над которым осуществляется полет. Упаковка аварийного запаса располагается в легкодоступном месте.

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

Предусмотрено место для размещения по одной упаковке - в передней и задней части пассажирского салона на багажных полках в отсеках для дополнительного оборудования.

Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

Предусмотрено место для размещения по одной упаковке - в шкафу кухонного модуля G4 и задней части пассажирского салона в отсеках для дополнительного оборудования.

© ЗАО «ГСС»

СРЕДСТВА СПАСЕНИЯ НА ВОДЕ

СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ

Самолет комплектуется спасательными жилетами следующих типов:

- для членов экипажа - красного цвета – уложены в отделения кресел пилотов и под креслами бортпроводников
- для пассажиров, взрослых и подростков, - желтого цвета - уложены в специальные карманы под пассажирскими креслами. Запасные жилеты уложены в задней по полету багажной полке по правому борту в отсеках для дополнительного оборудования;
- демонстрационные жилеты

Для компоновок Т7.92.7500.001.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

Самолет комплектуется спасательными жилетами для детей весом менее 35 фунтов (16 кг).

Перед полетом над водным пространством старший бортпроводник раздает детские спасательные жилеты пассажирам с детьми и проводит инструктаж по их применению.

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

Детские спасательные жилеты* и один демонстрационный жилет размещены в передней по полету багажной полке по правому борту и один демонстрационный жилет - в задней по полету багажной полке по правому борту.

*Примечание: *Общее количество детских спасательных жилетов и детских спасательных плотиков, размещаемых на борту, составляет 5 штук.*

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

Три детских спасательных жилета и два демонстрационных жилета размещены в шкафу кухонного модуля G4 и один демонстрационный жилет - в задней по полету багажной полке по правому борту.

Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

Один демонстрационный жилет размещен в передней по полету багажной полке по правому борту и один демонстрационный жилет - в задней по полету багажной полке по правому борту.

© ЗАО «ГСС»

Приведение в действие спасательного жилета

- надеть жилет на шею, застегнуть ремень
- потянуть за ручки включения наддува – газ из баллончиков заполнит оболочку.

Предусмотрена возможность наддува жилета непосредственно через трубки поддува.

На спасательном жилете имеется сигнальный световой маячок, который автоматически активируется при взаимодействии с водой.

Приведение в действие детского спасательного жилета

- просунуть руки ребенка в отверстие спасательного жилета
- разместить спасательный жилет вокруг шеи ребенка, застегнуть застежки-липучки и ремень
- потянуть за ручки включения наддува – газ из баллончиков заполнит оболочку

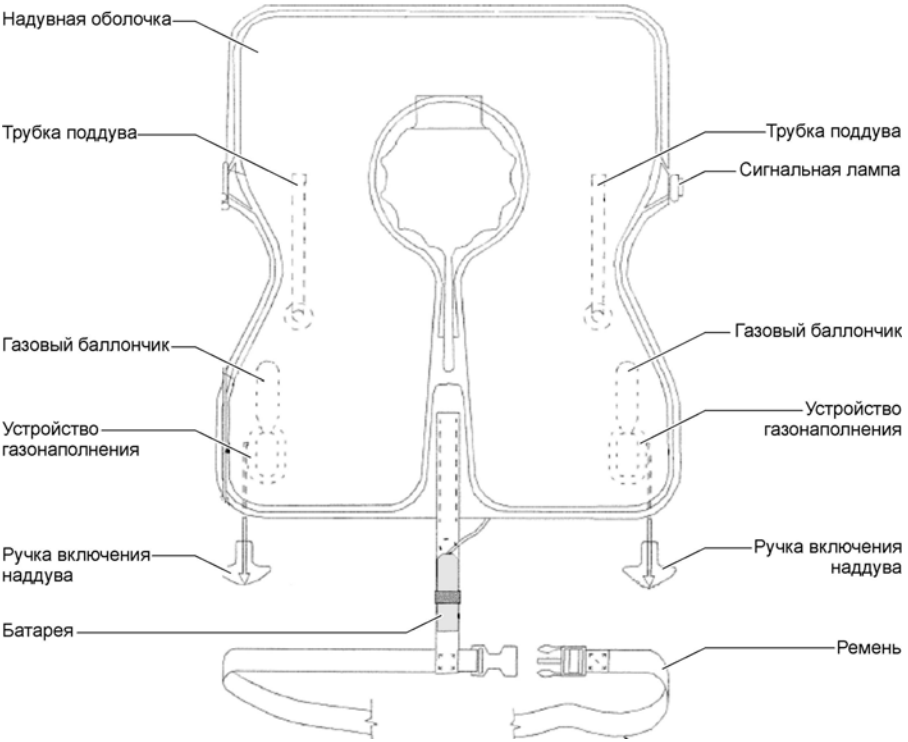
Предусмотрена возможность наддува жилета непосредственно через трубку поддува. Жилет снабжен аварийным фонарем с батареей, срабатывающей при попадании в воду, а также ремнем крепления. На жилете установлена подъемная ручка, позволяющая переносить ребенка.

ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПРОВЕРКА

Проверить наличие спасательных жилетов

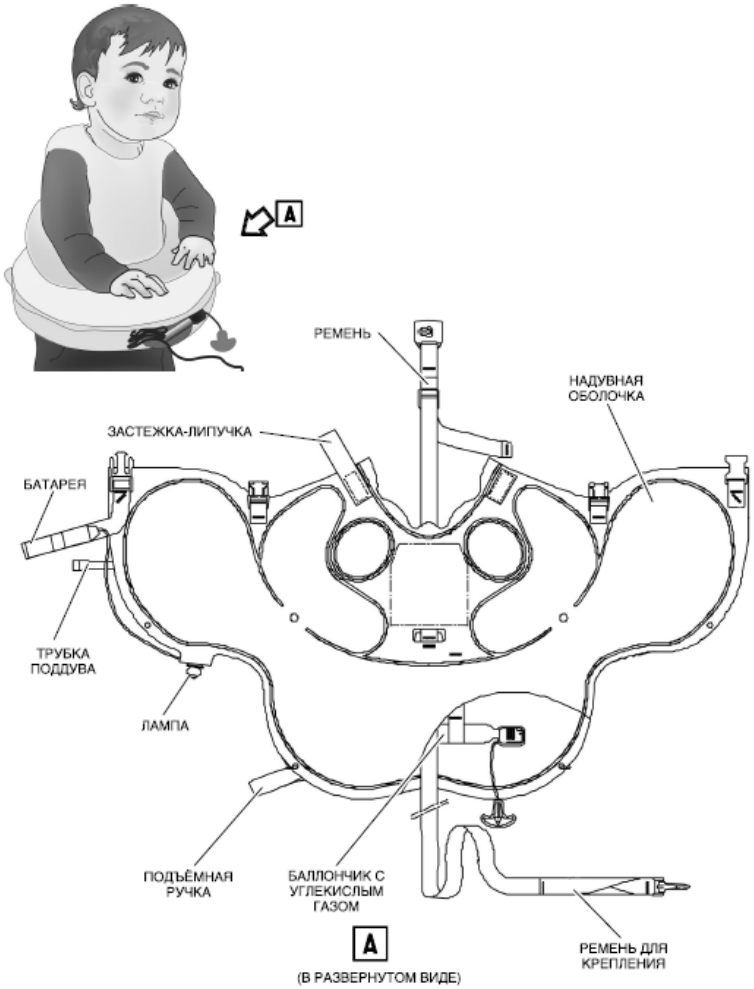
© ЗАО «ГСС»

СХЕМА СПАСАТЕЛЬНОГО ЖИЛЕТА



© ЗАО «ГСС»

СХЕМА ДЕТСКОГО СПАСАТЕЛЬНОГО ЖИЛЕТА



© ЗАО «ГСС»

ДЕТСКИЙ СПАСАТЕЛЬНЫЙ ПЛОТИК

Перед полетом над водным пространством старший бортпроводник раздает детские спасательные плотики пассажирам с детьми и проводит инструктаж по их применению

Детский спасательный плотик, ярко желтого цвета, предназначен для спасения детей весом менее 35 фунтов (16 кг).

Спасательный плотик удерживается на поверхности воды и обеспечивает размещение в нем одного ребенка.

Жилетик с привязной системой, установленный на спасательном плотике, предназначен для фиксации ребенка в плотике. Плотик открывается при помощи застежки –молнии. По периметру плотика установлены четыре окошка для постоянного наблюдения за ребенком. Плотик снабжен двумя вентиляционными отверстиями.

На спасательном плотике имеются буксировочный фал и световой маячок, который автоматически активируется при взаимодействии с водой.

Для приведения в действие детского спасательного плотика необходимо потянуть за ручку включения наддува - газ из баллончика заполнит оболочку. Предусмотрена возможность наддува плотика непосредственно через трубку поддува

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

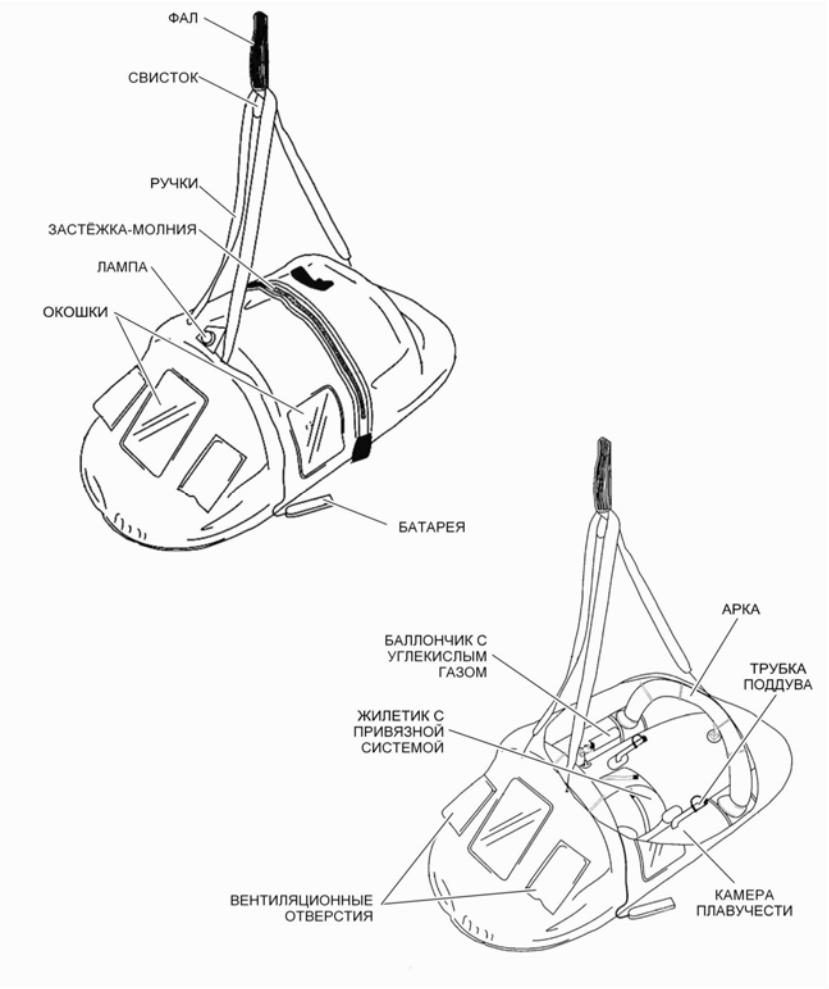
Детские спасательные плотики* размешены в передней по полету багажной полке по правому борту.

*Примечание: *Общее количество детских спасательных плотиков и детских спасательных жилетов, размещаемых на борту, составляет 5 штук.*

Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

Два детских спасательных жилета размешены в шкафу кухонного модуля G4.

© ЗАО «ГСС»



ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПРОВЕРКА

Проверить наличие детских спасательных плотиков

© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕНОСНОЕ АВАРИЙНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ЭЛЕКТРОМЕГАФОН

Портативный электромегафон с автономным питанием предназначен для подачи команд во время аварийной эвакуации.

Электромегафон легкодоступен для бортпроводника, ответственного за аварийную эвакуацию пассажиров.

ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПРОВЕРКА

Нажать кнопку включения мегафона и постучать по микрофону.

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК ADT 406S

Радиомаяк ADT 406S предназначен для передачи цифрового сигнала бедствия на частоте 406 МГц на спутники системы КОСПАС-САРСАТ для определения координат места аварии. Дополнительно радиомаяк передает тональные сигналы на частотах 121,5 МГц и 243 МГц для привода поисково-спасательных групп к месту аварии.

Эксплуатация радиомаяка ADT 406S разрешается вне самолета после аварийной посадки.

Радиомаяк ADT 406S автономный, переносной, приводится в действие в автоматически при попадании в воду. Для включения радиомаяка на суше переключатель режима работы перевести в положение ON.

Примечание: При одновременной работе радиомаяка ADT 406S и радиостанции Р-855А1 на одной частоте возможны помехи связи.

Эксплуатационный диапазон температур……от – 20° до + 55° С

Продолжительность непрерывной работы:

- в режиме КОСПАС-САРСАТ на частоте 406 МГц……24 ч
- на частоте 121,5 МГц и 243 МГц ……60 ч

© ЗАО «ГСС»

Порядок использования аварийного радиомаяка в аварийной ситуации:

- открепите липучку и снимите радиомаяк с кронштейна в гардеробе;
- для включения радиомаяка вручную снимите с него пластиковый кожух и переведите переключатель «ON/OFF/ARMED» в положение «ON» (для этого переключатель потяните вверх и передвиньте);
- автоматическое включение осуществляется, если переключатель «ON/OFF/ARMED» установлен в положение «ARMED» и радиомаяк опущен в воду для этого при установке радиомаяка на самолет переключатель «ON/OFF/ARMED» радиомаяка должен быть установлен в положение «ARMED»;
- антенна должна быть развернута, радиомаяк перенесите на открытое пространство;
- радиомаяк и радиостанцию включайте в работу поочередно (первым включайте радиомаяк на двое суток, затем радиостанцию в режиме «радиомаяк»);
- при работе радиостанции в режиме голосовой связи (в случае выхода на голосовую связь с поисковыми силами) для исключения радиопомех отключайте радиомаяк на период работы радиостанции

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ЕСЛИ РАДИОМАЯК АКТИВИРОВАН СЛУЧАЙНО, ОТКЛЮЧИТЕ ЕГО (ПОСТАВЬТЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ON/OFF/ARMED» В ПОЛОЖЕНИЕ «OFF») И НЕМЕДЛЕННО СООБЩИТЕ ОБ ЭТОМ В БЛИЖАЙШУЮ ПОИСКОВО-СПАСАТЕЛЬНУЮ СЛУЖБУ ИЛИ НА КДП АЭРОПОРТА

© ЗАО «ГСС»

РАДИОСТАНЦИЯ Р- 855А1

Радиостанция Р-855А1 обеспечивает двухстороннюю радиосвязь на фиксированных частотах 121,5 МГц и 243 МГц с радиостанциями поисково-спасательных средств и их привод к месту аварии.

Радиостанция Р-855А1 ультракоротковолновая, переносная, малогабаритная.

Радиостанция Р-855А1 имеет два режима работы:

- режим ПРИЕМ – ПЕРЕДАЧА - для ведения радиотелефонной связи
- режим МАЯК - для использования в качестве радиомаяка

Примечание: При одновременной работе радиостанции Р-855А1 и радиомаяка ADT 406S на одной частоте возможны помехи связи. При работе радиостанции в режиме голосовой связи отключить радиомаяк на период работы радиостанции.

Инструкция по работе с радиостанцией Р-855А1 нанесена на корпусе радиостанции.

Эксплуатационные ограничения

Продолжительность непрерывной работы при использовании одной батареи:

- в режиме МАЯК……..……..……24 ч
- в режиме ПРИЕМ- ПЕРЕДАЧА……..……..……..…60 ч

Цикличность работы в режиме ПРИЕМ – ПЕРЕДАЧА:

- передача……..….. не более 1 мин
- прием ……..……3 мин

АПТЕЧКА МЕДИЦИНСКАЯ

Аптечка медицинская предназначена для оказания первой медицинской помощи членам экипажа и пассажирам.

Аптечка состоит из запираемого и пломбируемого чемодана с ручкой и уложенных в его секции медикаментов. Медикаменты разложены в соответствии с надписями у секций чемодана.

На самолете имеются аптечки медицинские двух типов:

- аптечка медицинская АБ-3 для членов экипажа.
- аптечка медицинская P/N 6240-45 для пассажирского салона.

ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПРОВЕРКА

Проверить наличие и количество на борту

АВАРИЙНЫЙ ТОПОР

Аварийный топор предназначен для использования в качестве вспомогательного средства после аварийной эвакуации. Аварийный топор используется как шанцевый инструмент при обустройстве лагеря после аварийной эвакуации

© ЗАО «ГСС»

Аварийный топор цельнометаллический. Рукоятка топора имеет резиновую изоляцию для защиты от поражения электрическим током.

АВАРИЙНЫЙ ОСВЕТИТЕЛЬНЫЙ ФОНАРЬ

Аварийный осветительный фонарь EF-1 предназначен для освещения при аварийной эвакуации.

Аварийные осветительные фонари установлены:

- в кабине экипажа - по одному у каждого пилота;
- в пассажирском салоне - по одному около кресла каждого бортпроводника.

Корпус фонаря EF-1 водонепроницаемый и выполнен таким образом, что фонарь может удерживаться на поверхности воды в вертикальном положении.

Фонарь EF-1 хранится на специальном кронштейне.
Фонарь EF-1 включается при снятии его с кронштейна и выключается при установке на кронштейн автоматически.
Для контроля заряда батареи имеется светодиод, по кратности мигания которого определяется степень заряда

Эксплуатационный диапазон температур…… от –40°C до +70 C
Продолжительность непрерывной работы……4 ч

ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПРОВЕРКА

Фонарь должен быть установлен в держатель.

Убедиться, что аккумулятор заряжен (светодиод должен мигать с интервалом не более 8 секунд).

ОСВЕТИТЕЛЬНЫЙ ФОНАРЬ (ОПЦИЯ)

Осветительный фонарь EF-3 предназначен для использования в качестве устройства света в кабине экипажа и пассажирском салоне.

Осветительный фонарь установлен:

- в кабине экипажа – на стойке инспектора;
- в пассажирском салоне – по одному около кресла каждого бортпроводника.

Корпус фонаря EF-3 водонепроницаемый и выполнен таким образом, что фонарь может удерживаться на поверхности воды.
Фонарь EF-3 хранится на специальном кронштейне.
Для включения и отключения фонарика используется выключатель.
Выключатель также предотвращает перекатывание фонарика на ровной поверхности.

Эксплуатационный диапазон температур……от –20°C до +54 C

Продолжительность непрерывной работы……2 ч

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

25.50 ПАССАЖИРСКАЯ КАБИНА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Пассажирская кабина располагается в верхней части фюзеляжа непосредственно за кабиной экипажа. Пассажирская кабина включает в себя пассажирский салон, передние и задние вестибюли.

В пассажирском салоне расположены пассажирские кресла, панели обслуживания пассажира и багажные полки.

В переднем и заднем вестибюлях установлены рабочие места бортпроводников, туалетные и кухонные модули.

Вход в пассажирскую кабину осуществляется через две входные двери, расположенные по левому борту фюзеляжа спереди и сзади.

КОМПОНОВКА ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ

Для типовой конструкции самолета RRJ-95B разработаны три варианта компоновок пассажирской кабины с размещаемым в нем оборудованием:

- компоновка Т7.92.7500.001.000.01 для самолета 95007
- компоновка Т7.92.7500.213.000.01 для самолетов 95008, 95010 -95018
- компоновка Т7.92.7500.212.000.01 для самолета 95009

ВНИМАНИЕ
ПЕРЕОБОРУДОВАНИЕ ОДНОГО ВАРИАНТА КОМПОНОВКИ В ДРУГОЙ, СИЛАМИ ЭКСПЛУАТИРУЮЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ, ЗАПРЕЩЕНО.

КОМПОНОВКА Т7.92.7500.001.000.01

Пассажирский салон - на 98 пассажирских мест экономического класса.

В пассажирском салоне установлено 39 блоков кресел модели 980 “Spectrum:

- 19 двойных блоков кресел по левому борту
- 20 тройных блоков кресел по правому борту

Шаг установки блоков кресел: 812,8 мм (32”).

Пассажирский салон отделён от переднего вестибюля перегородкой и гардеробом(S), от заднего вестибюля - двумя перегородками.

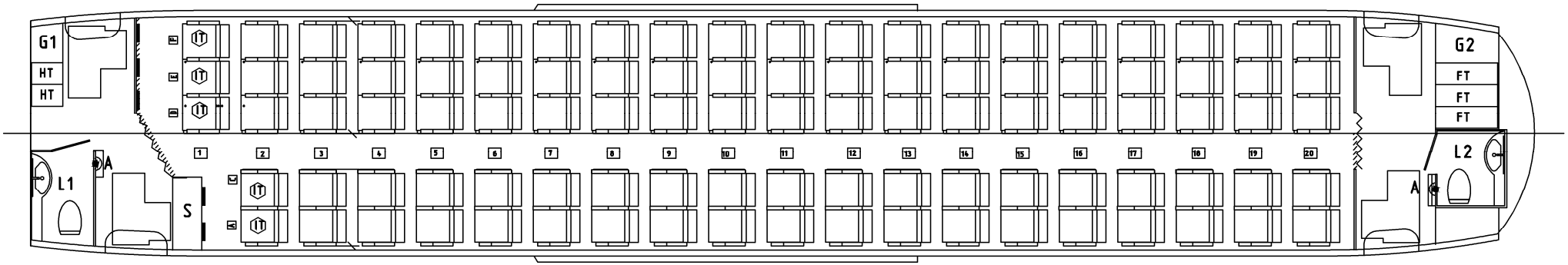
В переднем вестибюле пассажирской кабины располагаются рабочее место бортпроводника (A), передний туалетный модуль (L1), кухонный модуль (G1) и гардероб бортпроводников (S) .

В заднем вестибюле располагаются рабочее место бортпроводника (A), кухонный модуль (G2) и задний туалетный модуль (L2).

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»



- IT - Столик в подлокотнике кресла
- A - Место бортпроводника
- G - Кухонный модуль
- L - Туалет
- S - Гардероб
- FT - Полноразмерная тележка
- HT - Полутележка
- Соединение напольных покрытий
- Терминал связи
- Пульт бортпроводника

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

КОМПОНОВКА Т7.92.7500.213.000.01

Пассажирский салон - на 87 пассажирских мест экономического класса,

Передняя часть пассажирского салона отделена от задней части пассажирского салона мягким разделителем.

В передней части пассажирского салона установлено 6 блоков кресел модели 987 “Spectrum First:

- 3 двойных блока по правому борту

- 3 двойных блока по левому борту

Шаг установки блоков кресел: 965,2 мм (38”)

В задней части пассажирского салона установлено 30 блоков кресел модели 980 “Spectrum:

- 15 двойных блоков кресел по левому борту

- 15 тройных блоков кресел по правому борту

Шаг установки блоков кресел: 787,4 мм (31”)

Пассажирский салон отделён от переднего вестибюля кухонным модулем (G4) и гардеробом(S), от заднего вестибюля - двумя перегородками.

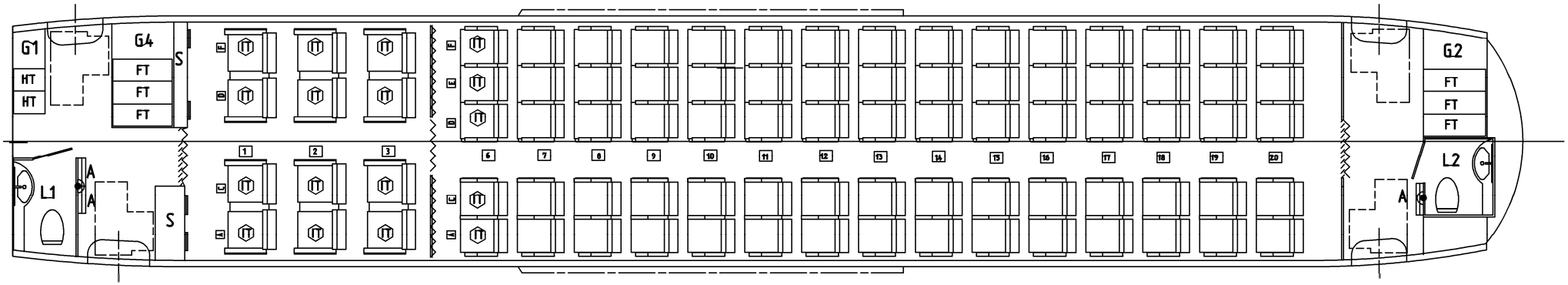
В переднем вестибюле пассажирской кабины располагаются два кресла бортпроводников и передний пульт бортпроводника (A), передний туалетный модуль (L1), кухонный модуль (G1), кухонный модуль (G4) и гардероб бортпроводников (S) .

В заднем вестибюле располагаются одно кресло бортпроводника и задний пульт бортпроводника (A), кухонный модуль (G2) и задний туалетный модуль (L2)

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»



IT - Столик в подлокотнике кресла

A - Место бортпроводника

G - Кухонный модуль

L - Туалет

S - Гардероб

FT - Полноразмерная тележка

HT - Полутележка

- Соединение напольных покрытий

- Терминал связи

- Пульт бортпроводника

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

КОМПОНОВКА Т7.92.7500.212.000.01

Пассажирский салон - на 94 пассажирских мест экономического класса,

В пассажирском салоне установлено 38 блоков кресел, из них 1 двойной блок кресел первого ряда по правому борту модели 987 “Spectrum First и 37 блоков кресел модели 980 “Spectrum:

- 1 двойной блок кресел по правому борту
- 19 двойных блоков кресел по левому борту
- 18 тройных блоков кресел по правому борту

Шаг установки блоков кресел переменный: 787,4 мм (31”), 762,0 мм (30”)

Пассажирский салон отделён от переднего вестибюля кухонным модулем (G4) и гардеробом(S), от заднего вестибюля - двумя перегородками.

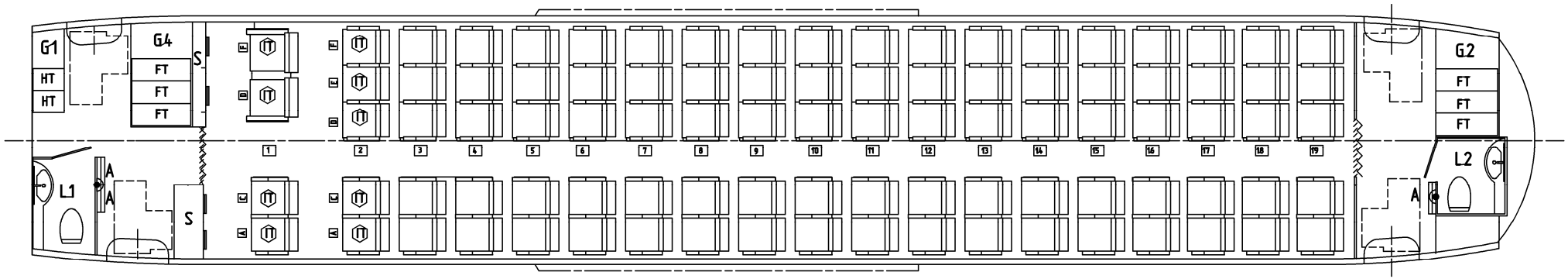
В переднем вестибюле пассажирской кабины располагаются два кресла бортпроводников и передний пульт бортпроводника (A), передний туалетный модуль (L1), кухонный модуль (G1), кухонный модуль (G4) и гардероб бортпроводников (S) .

В заднем вестибюле располагаются одно кресло бортпроводника и задний пульт бортпроводника (A), кухонный модуль (G2) и задний туалетный модуль (L2).

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»



IT - Столик в подлокотнике кресла

A - Место бортпроводника

G - Кухонный модуль

L - Туалет

S - Гардероб

FT - Полноразмерная тележка

HT - Полутележка

- Соединение напольных покрытий

- Терминал связи

- Пульт бортпроводника

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН

ПАССАЖИРСКОЕ КРЕСЛО

Пассажирские кресла установлены в пассажирском салоне по направлению полета.

Все кресла имеют мягкие сиденья и спинки с чехлами. При необходимости сиденье кресла может быть использовано как дополнительное средство плавучести.

Под каждым креслом имеется пространство для размещения багажа. Кресло оснащено ограничительным устройством для предотвращения самопроизвольного перемещения багажа.

Под сидением каждого кресла находятся карманы для спасательных жилетов, на спинках каждого кресла - карманы для литературы: индивидуальные инструкции по безопасности для пассажиров, гигиенические пакеты и рекламная продукция. Для пассажиров первого ряда кресел по левому борту карманы для литературы установлены на стенке гардероба.

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

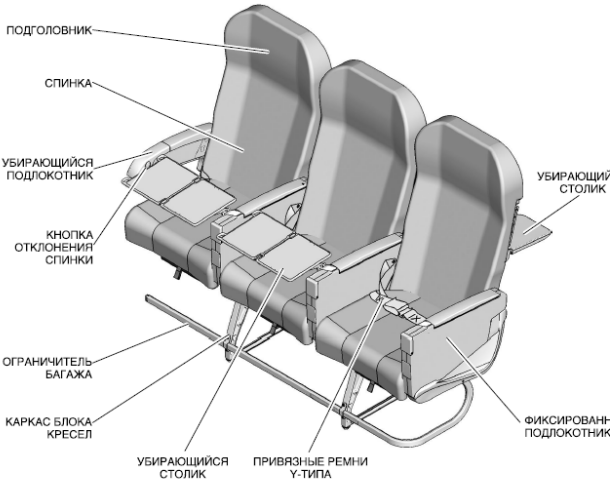
Для пассажиров первого ряда кресел по правому борту карманы для литературы установлены на перегородке.

Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

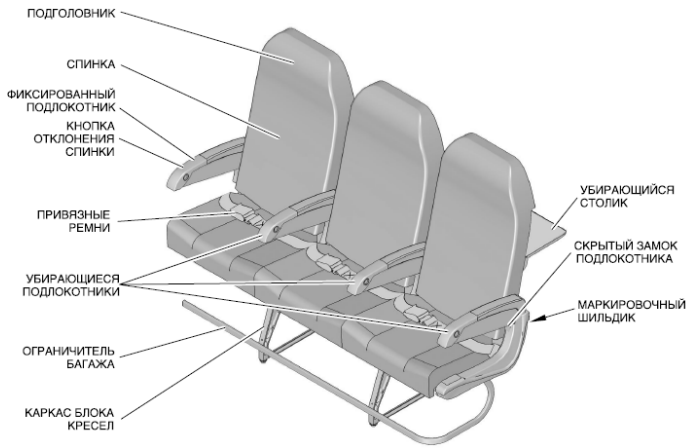
Для пассажиров первого ряда кресел по правому борту карманы для литературы установлены на стенке кухонного модуля G4.

© ЗАО «ГСС»

ТРОЙНОЙ БЛОК КРЕСЕЛ (СТОЛИКОМ УБИРАЕТСЯ В ПОДЛОКОТНИК)



ТРОЙНОЙ БЛОК КРЕСЕЛ (СТОЛИКОМ УБИРАЕТСЯ В СПИНКУ КРЕСЛА)



РАСПОЛОЖЕНИЕ СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ ДЛЯ ДВУХМЕСТНОГО БЛОКА КРЕСЕЛ ИДЕНТИЧНО ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ КОЛИЧЕСТВА МЕСТ

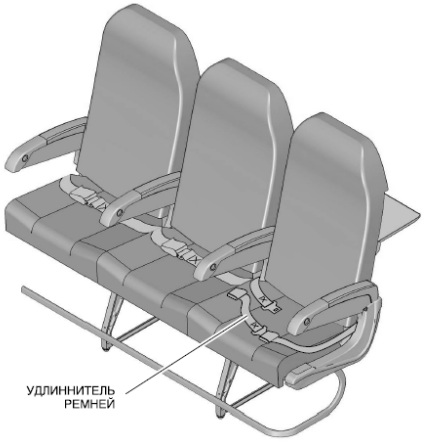
Примечание: Расположение составных частей для двойного блока кресел идентично за исключением количества мест

© ЗАО «ГСС»

РЕГУЛИРОВКА ПАССАЖИРСКОГО КРЕСЛА

Привязная система

Кресло оборудовано регулируемыми поясными ремнями безопасности. Поясной ремень имеет индивидуальную ручную подгонку по длине. Длина поясного ремня может быть увеличена использованием удлинителя ремней. Удлинитель ремней не входит в состав поставляемых элементов кресла. Кресла первого ряда имеют привязные ремни Y- типа, которые отличаются от поясных ремней кресел последующих рядов способом крепления.



Регулировка подлокотника

Все подлокотники поднимаются вверх, кроме подлокотника со стороны окна. Подлокотник со стороны окна – фиксированный, подлокотник со стороны прохода - с защелкой.

Регулировка спинки

Для удобства пассажира в полёте угол наклона спинки кресла регулируется. В подлокотнике кресла находится кнопка регулирования наклона спинки.

Убирающийся столик

На каркасе кресла установлен убирающийся столик. Столик убирается в спинку впереди стоящего кресла.

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

Столик убирается в подлокотник у кресел первого ряда.

© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

Столик убирается в подлокотник у кресел первого, второго и третьего ряда в передней части пассажирского салона и у кресел первого ряда в задней части пассажирского салона.

Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

Столик убирается в подлокотник у кресел первого и второго ряда.

ПАНЕЛЬ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПАССАЖИРА

Панели обслуживания пассажира установлены под багажными полками над каждым блоком кресел. Пассажир, сидя в кресле и застёгнут ремнями, может свободно пользоваться размещенным на панелях оборудованием.

На панелях обслуживания пассажира размещены:

- -светильник индивидуального освещения и выключатель светильника индивидуального освещения,
- -кнопка и индикатор вызова бортпроводника,
- -динамик,
- -светосигнальные табло «Не курить / Застегнуть ремни»
- -аварийный кислородный контейнер.

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

По правому борту самолета установлены панели обслуживания для трех пассажиров, по левому борту – для двух пассажиров.

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

В передней части пассажирского салона по правому и левому борту самолета установлены панели обслуживания для двух пассажиров.

В задней части пассажирского салона панели обслуживания для трех пассажиров установлены по правому борту, для двух пассажиров – по левому борту.

Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

Панели обслуживания для двух пассажиров установлены:

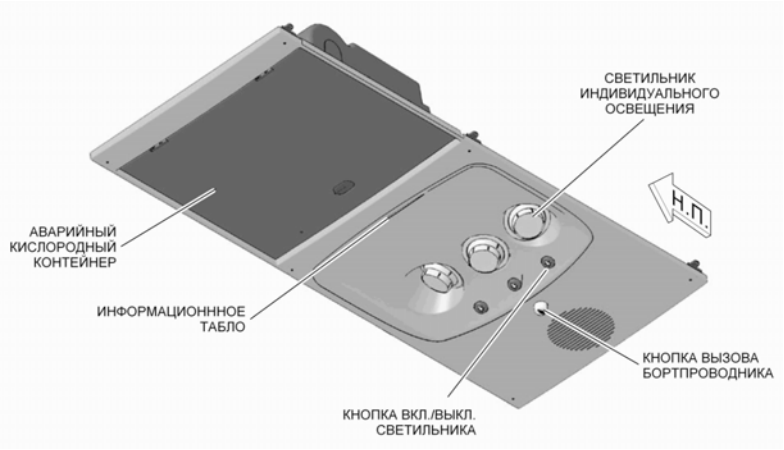
- по левому борту и

- по правому борту только для пассажиров первого ряда кресел

Панели обслуживания для трех пассажиров установлены по правому борту начиная со второго ряда кресел.

© ЗАО «ГСС»

ПАНЕЛЬ ОБСЛУЖИВАНИЯ ДЛЯ ТРЕХ ПАССАЖИРОВ



ПАНЕЛЬ ОБСЛУЖИВАНИЯ ДЛЯ ДВУХ ПАССАЖИРОВ



© ЗАО «ГСС»

Вызов бортпроводника

Для вызова бортпроводника нажать на кнопку вызова бортпроводника, загорается индикатор вызова.

На сводной панели световой сигнализации бортпроводника в переднем (заднем) вестибюле загорается индикатор голубого цвета «Вызов из пассажирского салона» сопровождающийся звуковой сигнализацией.

Для сброса вызова бортпроводника повторно нажать на кнопку вызова бортпроводника, индикатор вызова гаснет. На сводной панели световой сигнализации бортпроводника в переднем (заднем) вестибюле гаснет индикатор голубого цвета «Вызов из пассажирского салона» и прекращается звуковая сигнализация.

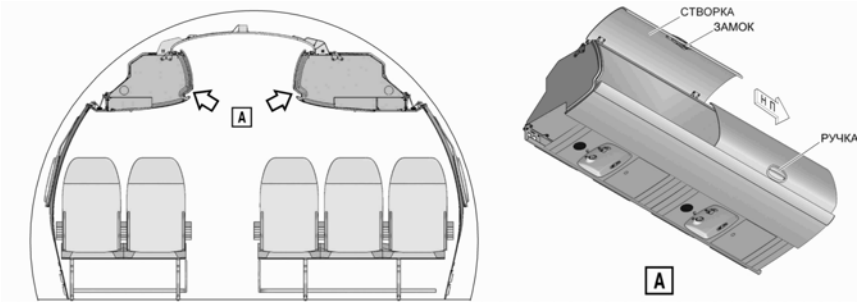
Бортпроводник с пульта бортпроводника также может отключить кнопку вызова бортпроводника нажатием кнопки сброса вызова бортпроводника.

БАГАЖНЫЕ ПОЛКИ

Багажные полки располагаются в пассажирском салоне по правому и левому борту над пассажирскими креслами. По длине салона багажные полки разбиты на секции длиной от 50 см до 2 метров. Объем багажных полок по левому борту меньше объема полок по правому борту. Каждая секция имеет одну или две створки, открывающиеся вверх и запирающиеся на замок в закрытом положении.

Багажные полки предназначены для размещения ручного багажа пассажиров из расчета 10 кг на человека. Объем полок позволяет размещать дорожные сумки на колесах. Допустимая масса багажа, размещённого в багажной полке, указана на трафарете и варьируется, в зависимости от её размеров

В багажных полках размещается переносное аварийно-спасательное и кислородное оборудование.



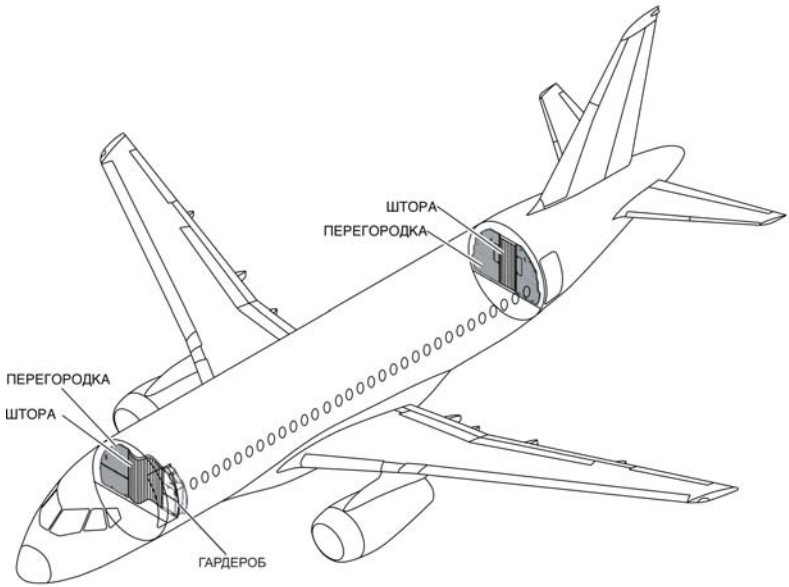
© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕГОРОДКИ И ШТОРЫ

Жесткие перегородки и шторы отделяют пассажирский салон от переднего и заднего вестибюля.

На перегородках установлены поручни рядом с входными и служебными дверями. На перегородках в заднем вестибюле имеются откидные панели.

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01



© ЗАО «ГСС»

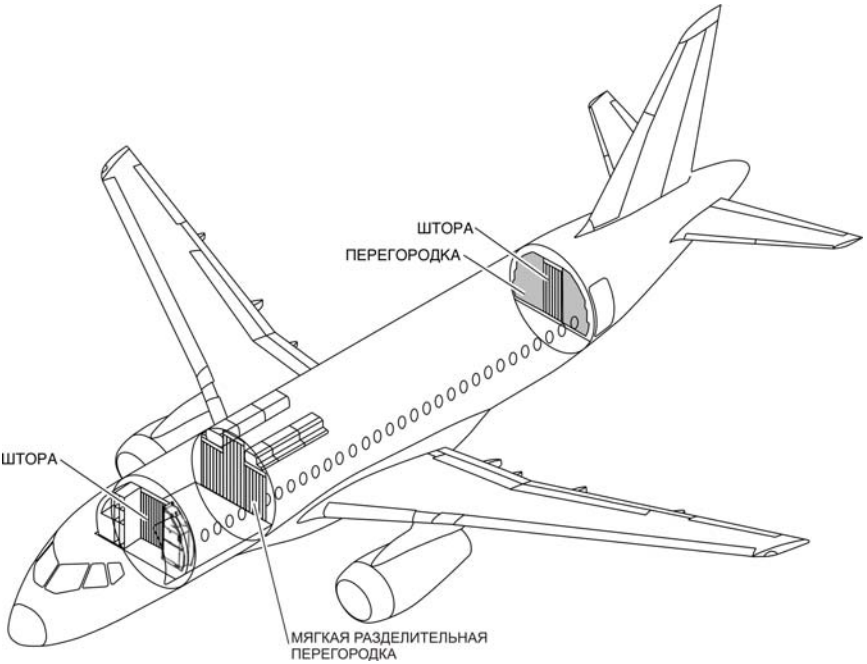
Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

Перегородка в переднем вестибюле не устанавливается.

Передняя часть пассажирского салона отделена от кресел задней части пассажирского салона «мягкой разделительной перегородкой».

Мягкая перегородка трехсекционная. Каждая секция состоит из верхней жесткой части и нижней текстильной части (шторы). Шторы перекрывают визуальный просвет от боковой стенки одного борта до боковой стенки другого борта пассажирского салона.

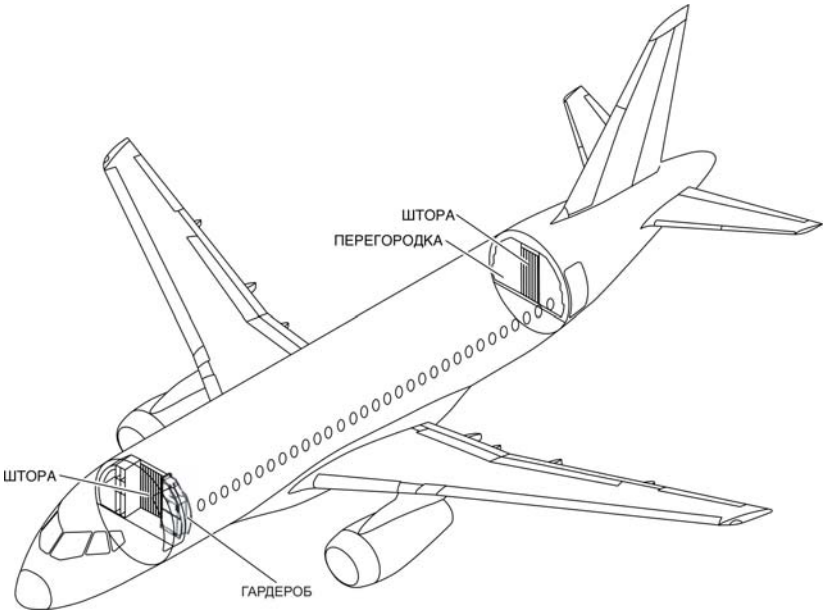
На жесткой части мягкого разделителя установлены светосигнальные табло и надписи для борпроводников и пассажиров.



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

Перегородка в переднем вестибюле не устанавливается.



© ЗАО «ГСС»

ГАРДЕРОБ

Гардероб отделяют пассажирский салон от переднего вестибюля.

В гардеробе размещается верхняя одежда бортпроводников и переносное аварийно-спасательное и кислородное оборудование.

Со стороны переднего вестибюля на стенке гардероба установлен поручень рядом с входной дверью

ПЕРЕДНИЙ ВЕСТИБЮЛЬ

В переднем вестибюле на потолочной панели устанавливаются:

— светильники освещения переднего вестибюля,

— светильники освещения рабочей зоны бортпроводника,

— светильники аварийного освещения,

— динамик системы оповещения,

— сводная панель световой сигнализации,

— блоки питания аварийного освещения,

— датчик высоты,

— кислородные контейнеры,

— светосигнальные табло ВЫХОД (EXIT) И ТУАЛЕТ ЗАНЯТ (LAVATORY OCCUPIED)

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

Дополнительный светильник освещения рабочей зоны третьего бортпроводника и камера видеонаблюдения над входом в кабину экипажа установлены на потолочной панели

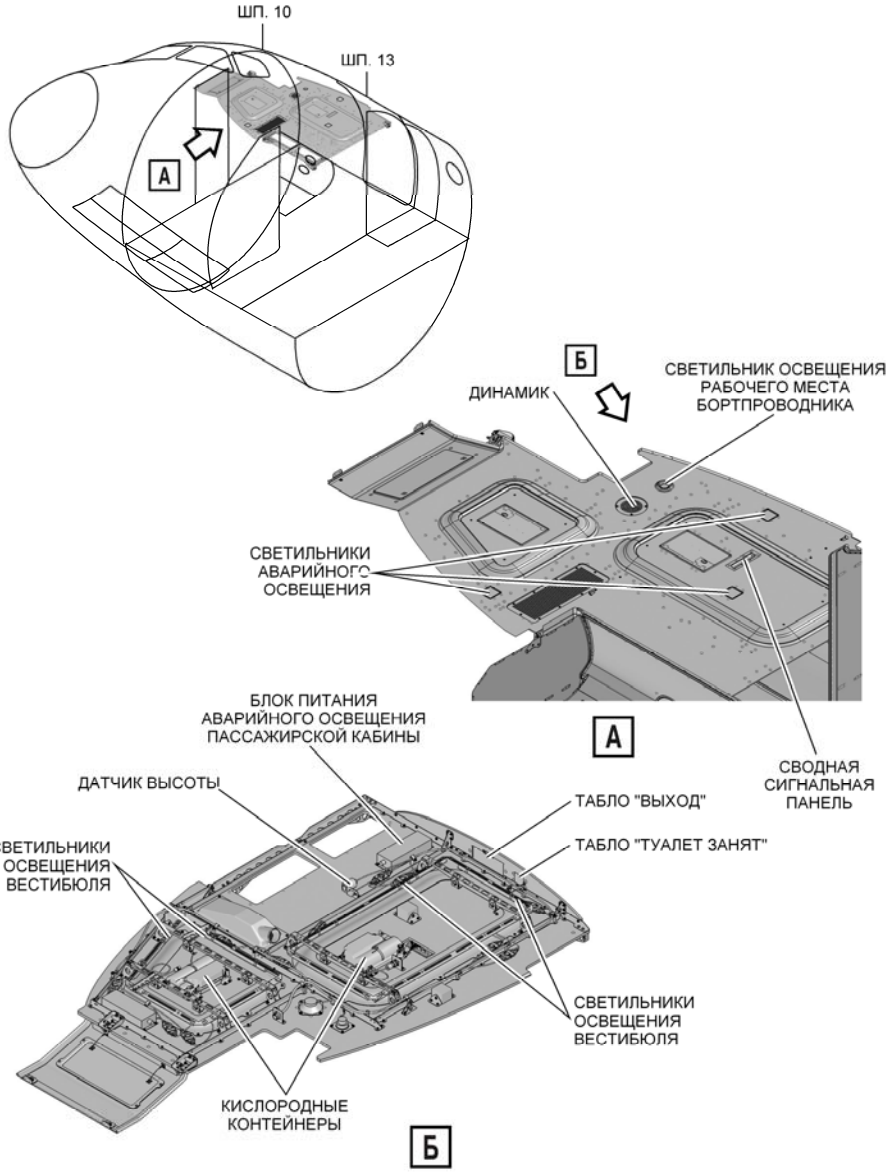
Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

Дополнительный светильник освещения рабочей зоны третьего бортпроводника установлен на потолочной панели.

© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

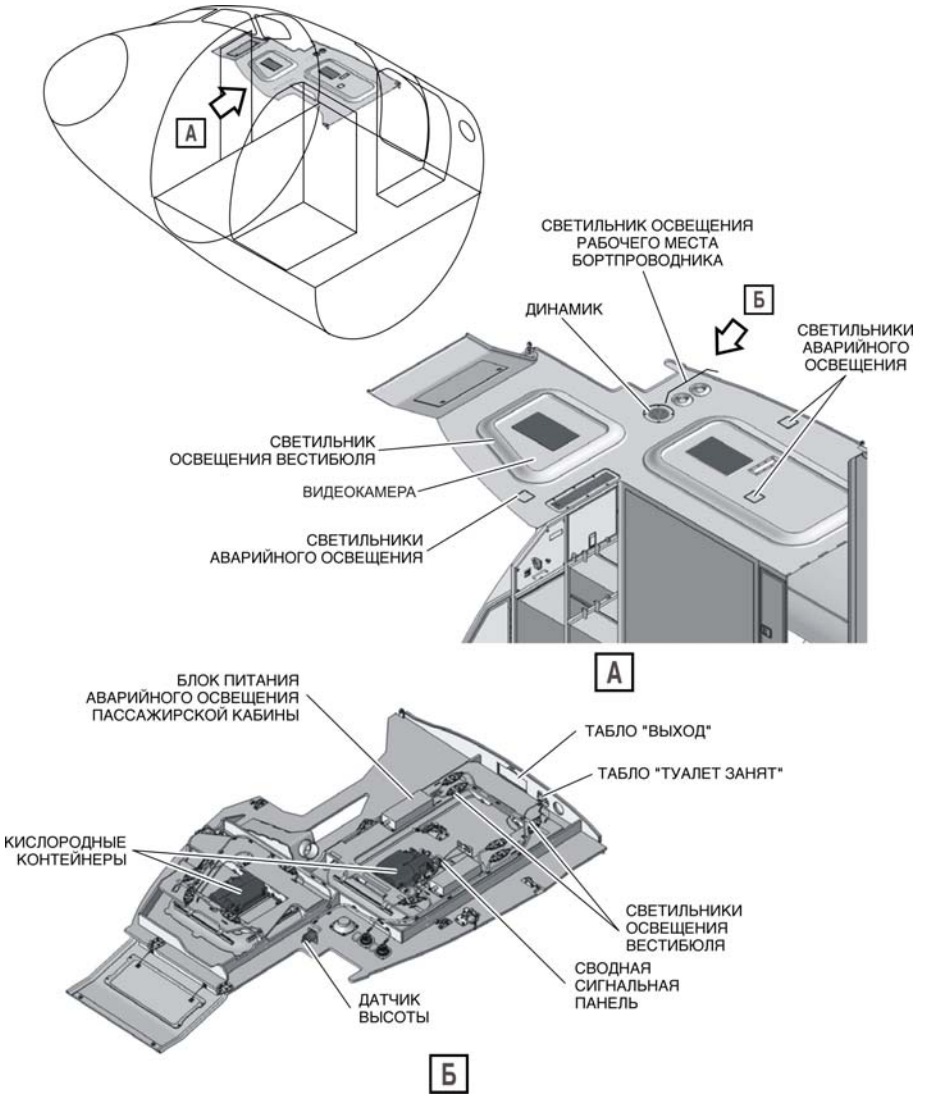
ПЕРЕДНИЙ ВЕСТИБЮЛЬ



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

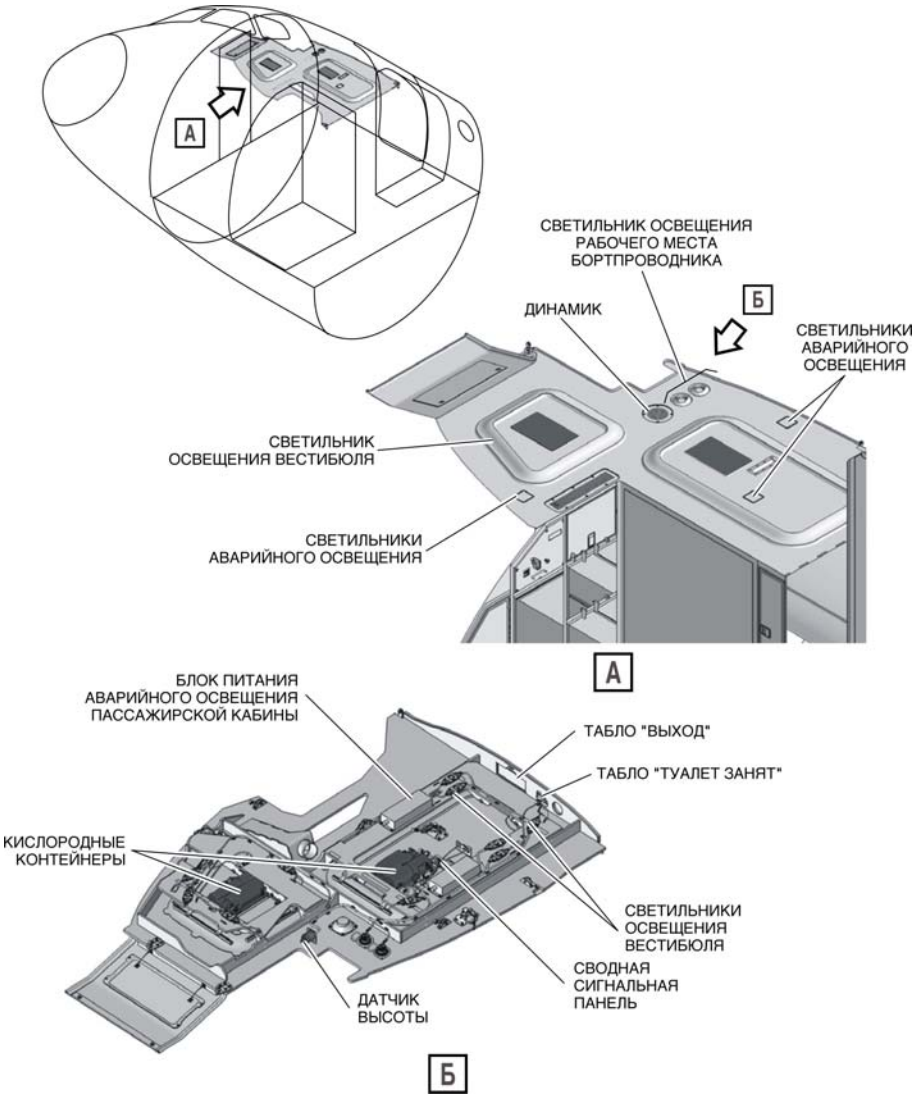
ПЕРЕДНИЙ ВЕСТИБЮЛЬ



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

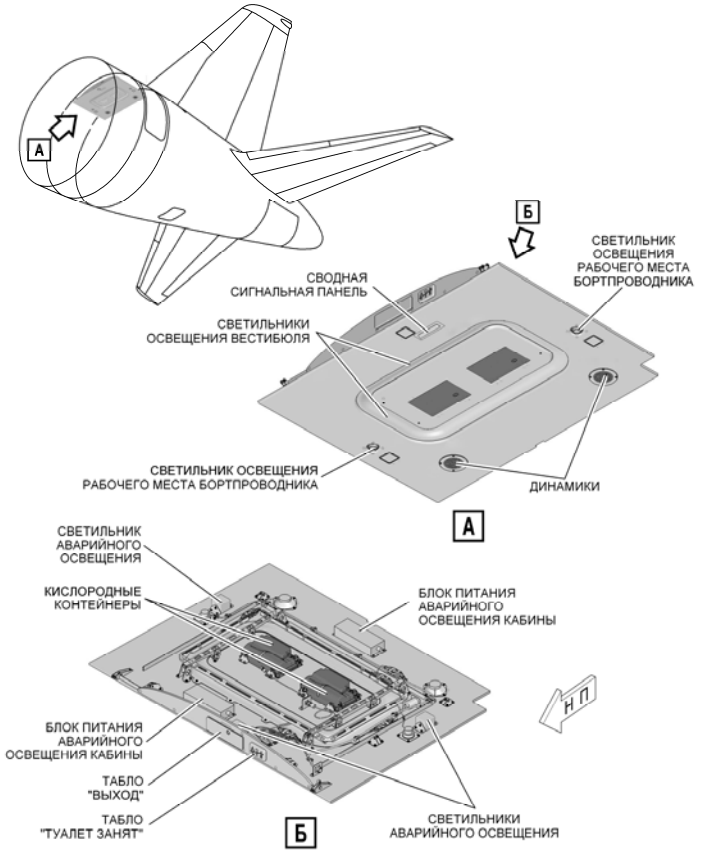
ПЕРЕДНИЙ ВЕСТИБЮЛЬ



© ЗАО «ГСС»

ЗАДНИЙ ВЕСТИБЮЛЬ

В заднем вестибюле на потолочной панели устанавливаются:
— светильники освещения заднего вестибюля,
— светильники освещения рабочей зоны бортпроводника,
— светильники аварийного освещения,
— громкоговорители системы оповещения,
— сводная сигнальная панель,
— блоки питания аварийного освещения,
— датчик высоты,
— кислородные контейнеры,
— светосигнальные табло ВЫХОД (EXIT) и ТУАЛЕТ ЗАНЯТ (LAVATORY OCCUPIED)



© ЗАО «ГСС»

РАБОЧЕЕ МЕСТО БОРТПРОВОДНИКА

Рабочие места бортпроводников установлены в переднем и заднем вестибюлях вблизи входных дверей.

В состав рабочего места бортпроводника входят:

—кресло бортпроводника,

—пульт бортпроводника.

Пульты и кресла бортпроводников крепятся на стенке туалетного модуля L1 и L2.

В переднем вестибюле бортпроводник (бортпроводники) размещается в кресле лицом против направления полета, в заднем вестибюле бортпроводник размещается в кресле лицом по направлению полета.

Для обеспечения связи бортпроводников с кабиной экипажа, для ведения переговоров между бортпроводниками, а также для оповещения пассажиров используются два терминала связи, которые расположены:

- в передней вестибюле (передний терминал связи бортпроводника)
- в заднем вестибюле (задний терминал связи бортпроводника)

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

Пульт и одно кресло бортпроводника крепятся на стенке туалетного модуля L1 в переднем вестибюле

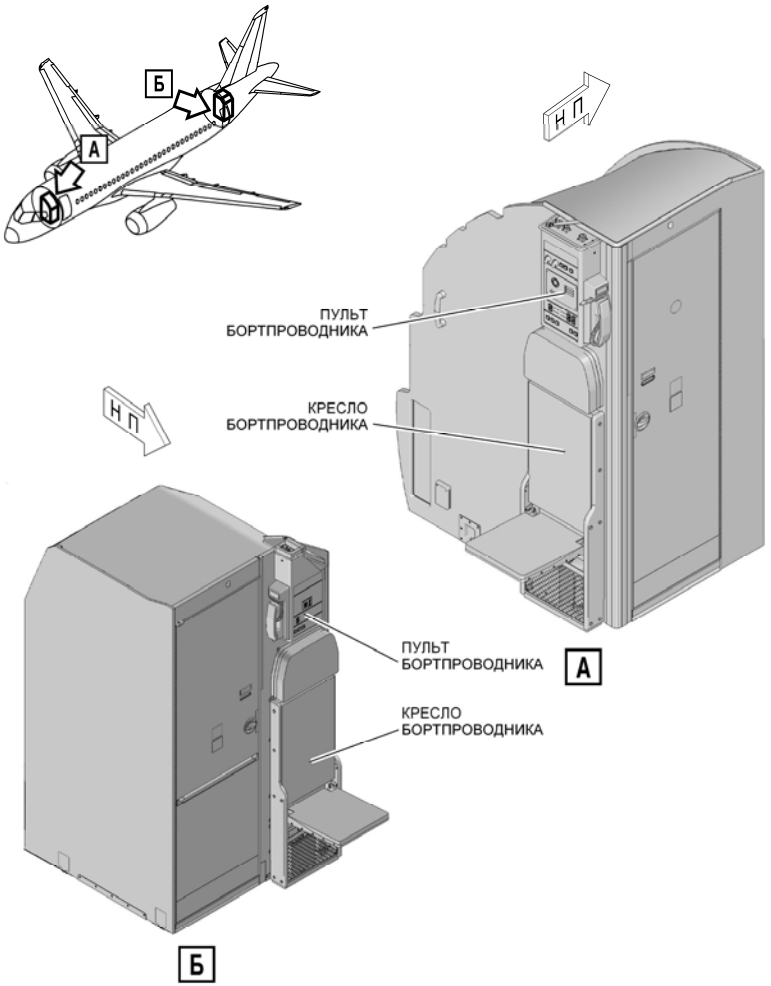
Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

Пульт и два кресла бортпроводника крепятся на стенке туалетного модуля L1 в переднем вестибюле

© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

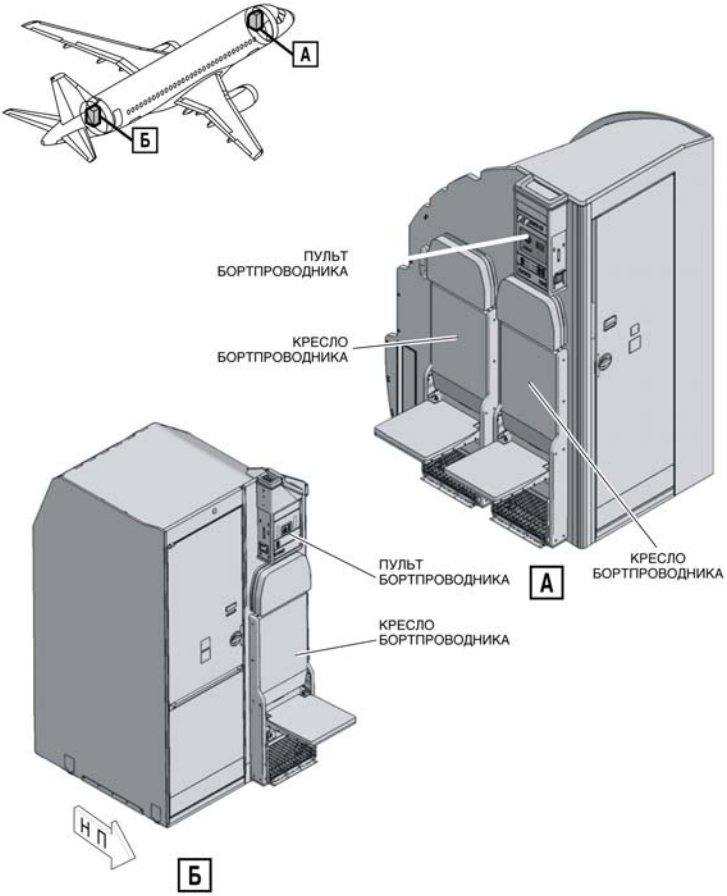
РАБОЧИЕ МЕСТА БОРТПРОВОДНИКОВ



© ЗАО «ГСС»

Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

РАБОЧИЕ МЕСТА БОРТПРОВОДНИКОВ



© ЗАО «ГСС»

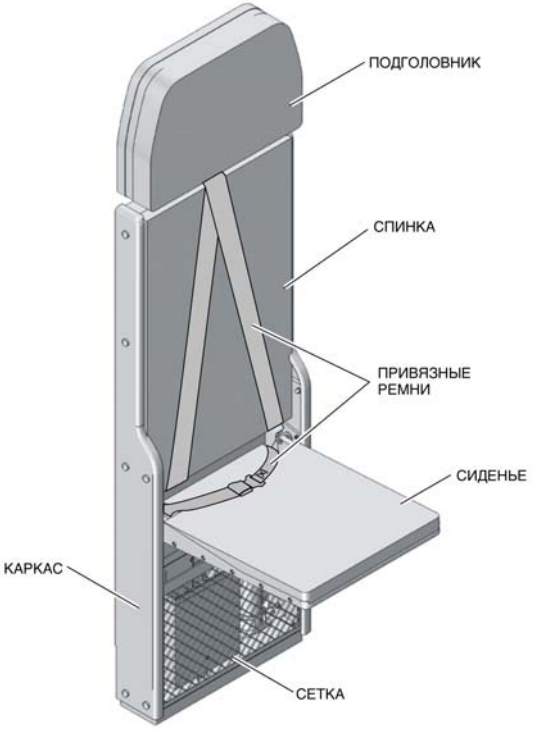
КРЕСЛО БОРТПРОВОДНИКА

Каждое кресло бортпроводника оборудовано плечевыми и поясными ремнями безопасности.

Откидное сиденье каждого кресла под действием пружины устанавливается в вертикальное положение. В горизонтальное положение сиденье устанавливается в ручную..

Над каждым рабочим местом бортпроводника установлены кислородные контейнеры с кислородными масками. Под сиденьем находится ниша, ограниченная сеткой, в которой хранится спасательный жилет для бортпроводника

КРЕСЛО БОРТПРОВОДНИКА В РАБОЧЕМ ПОЛОЖЕНИИ



© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ БОРТПРОВОДНИКА

ПЕРЕДНИЙ ПУЛЬТ БОРТПРОВОДНИКА

На переднем пульте бортпроводника размещается:

- панель управления освещением:
- панель пожарной защиты туалета
- регулятор подачи воздуха в пассажирский салон
- кнопка включения и выключения подачи теплого воздуха в зону передней кухни
- кнопка сброса вызова бортпроводника
- кнопка аварийного доступа в кабину экипажа
- передний терминал связи

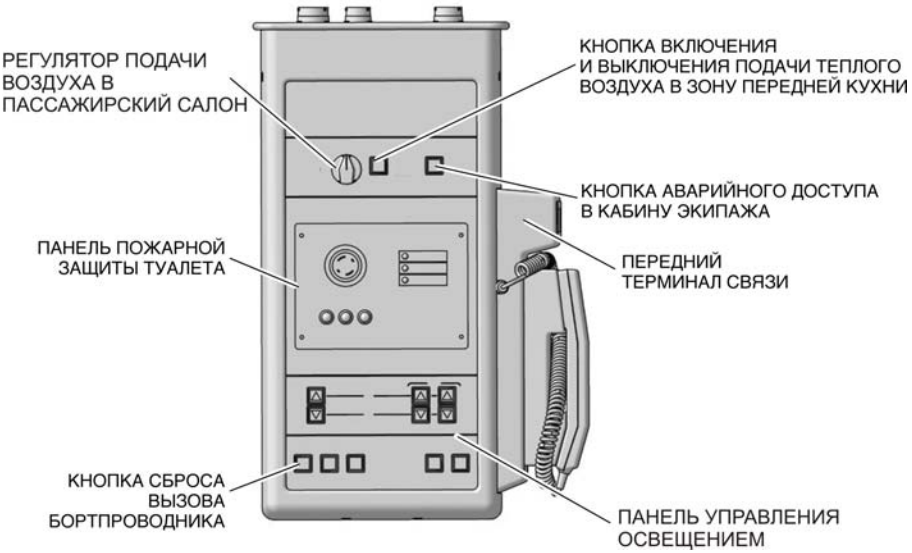
Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

На переднем пульте бортпроводника дополнительно размещен регулятор подачи воздуха в переднюю часть пассажирского салона.

© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

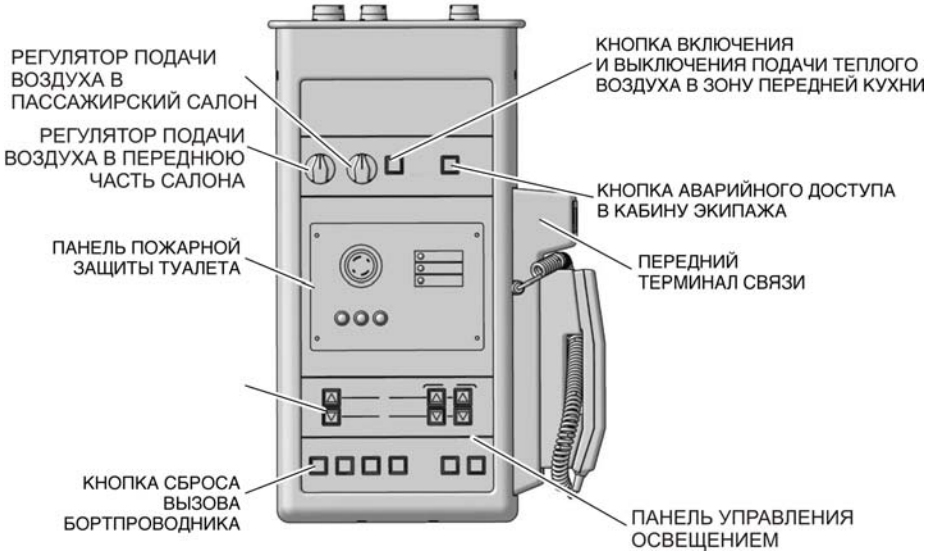
ПЕРЕДНИЙ ПУЛЬТ БОРТПРОВОДНИКА



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

ПЕРЕДНИЙ ПУЛЬТ БОРТПРОВОДНИКА



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

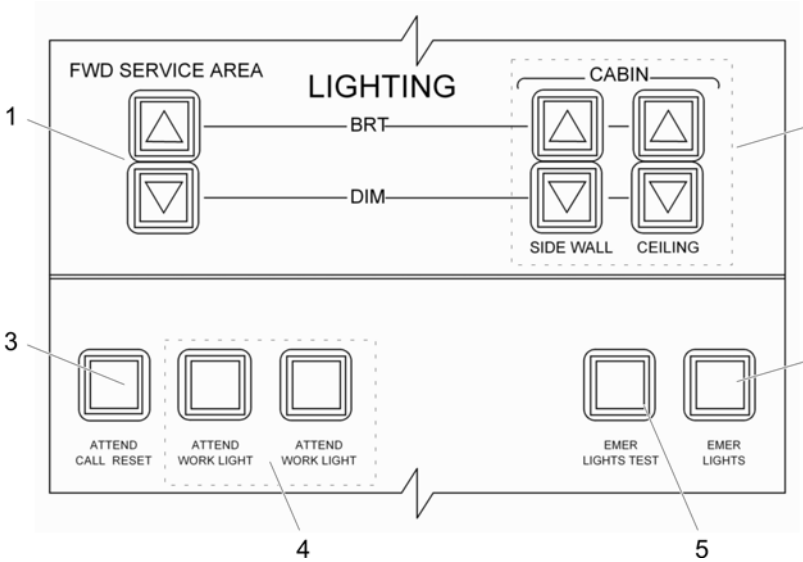
ПЕРЕДНИЙ ПУЛЬТ БОРТПРОВОДНИКА



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ



1 FWD SERVICE AREA

Регулирование яркости освещения

в переднем вестибюле. Для регулировки яркости нажать и удерживать кнопку

BRT	:	максимальный уровень яркости
DIM	:	пониженный уровень яркости

2 CABIN

Регулирование яркости основного освещения пассажирского салона. Для регулировки нажать и удерживать кнопку:

SIDE WALL	:	регулирование яркости бокового освещения
CEILING	:	регулирование яркости потолочного освещения
BRT	:	максимальный уровень яркости
DIM	:	пониженный уровень яркости

© ЗАО «ГСС»

3 ATTEND CALL RESET

Кнопка сброса вызова бортпроводника

4 ATTEND WORK LIGHT

Кнопки включения/ отключения освещения рабочего места бортпроводника в переднем вестибюле

5 EMER LIGHTS TEST

Тестирование включения аварийного освещения

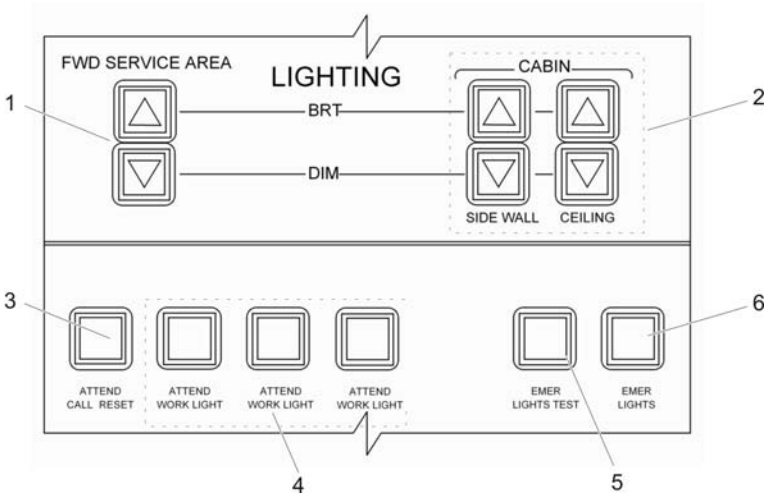
6 EMER LIGHTS TEST

Включение аварийного освещения

© ЗАО «ГСС»

Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ



1 FWD SERVICE AREA

Регулирование яркости освещения

в переднем вестибюле. Для регулировки яркости нажать и удерживать кнопку

BRT	:	максимальный уровень яркости
DIM	:	пониженный уровень яркости

2 CABIN

Регулирование яркости основного освещения пассажирского салона. Для регулировки нажать и удерживать кнопку:

SIDE WALL	:	регулирование яркости бокового освещения
CEILING	:	регулирование яркости потолочного освещения
BRT	:	максимальный уровень яркости
DIM	:	пониженный уровень яркости

© ЗАО «ГСС»

3 ATTEND CALL RESET

Кнопка сброса вызова бортпроводника

4 ATTEND WORK LIGHT

Кнопки включения/ отключения освещения рабочих мест бортпроводников переднем вестибюле

5 EMER LIGHTS TEST

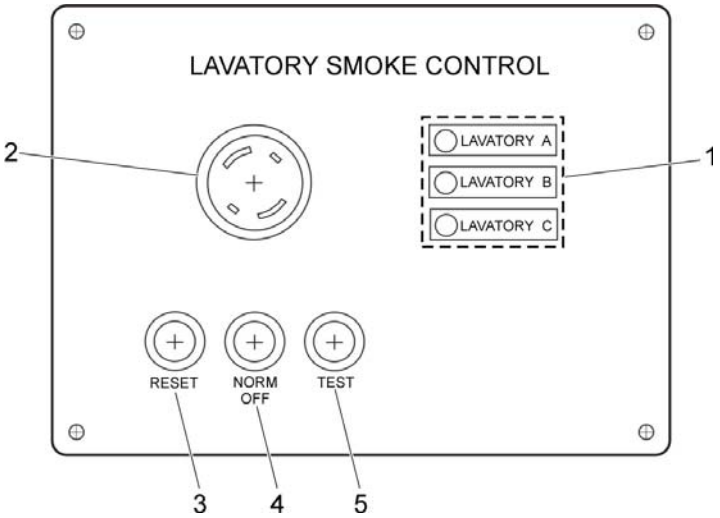
Тестирование включения аварийного освещения

6 EMER LIGHTS

Включение аварийного освещения

© ЗАО «ГСС»

ПАНЕЛЬ ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ ТУАЛЕТА



1 Табло сигнализации дыма в туалете (3шт.),

2 Звуковой сигнализатор (сирена),

3 RESET

Кнопка сброса сигнализации

4 NORM OFF

Кнопка отключения сирены

5 TEST

Проверка ламп сигнализации

© ЗАО «ГСС»

КНОПКА АВАРИЙНОГО ДОСТУПА В КАБИНУ ЭКИПАЖА

Примечание: Подробное описание кнопки аварийного доступа приведено в гл. 2.25 «Кабина экипажа и аварийно-спасательное оборудование», разделе 2.25 .40 «Дверь кабины экипажа» стр.4

ПЕРЕДНИЙ ТЕРМИНАЛ СВЯЗИ БОРТПРОВОДНИКА

Примечание: Подробное описание терминала связи бортпроводников приведено в гл. 2.23 «Связное оборудование», разделе 2.23 .

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

РЕГУЛЯТОР ПОДАЧИ ВОЗДУХА В ПЕРЕДНЮЮ ЧАСТЬ САЛОНА



FWD CABIN TEMP

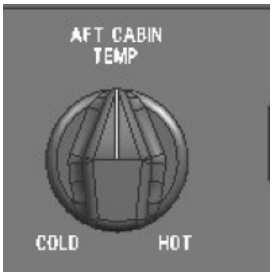
Регулятор подачи воздуха в переднюю часть салона

COLD : максимальное охлаждение температуры воздуха в салон
град

HOT максимальный нагрев воздуха в салоне до 30 град

© ЗАО «ГСС»

РЕГУЛЯТОР ПОДАЧИ ВОЗДУХА В ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН



AFT CABIN TEMP

Регулятор подачи воздуха в заднюю часть салона

COLD : максимальное охлаждение температуры во
град

HOT : максимальный нагрев воздуха в салоне до

КНОПКА ВКЛЮЧЕНИЯ И ВЫКЛЮЧЕНИЯ ПОДАЧИ ТЕПЛОГО ВОЗДУХА В ЗОНУ ПЕРЕДНЕЙ КУХНИ G1



КНОПКА-ТАБЛО GALLEY HEAT

Включение и выключение подачи теплого воздуха в зону передней кухни

ON : подача теплого воздуха в зону передней ку

Примечание: Автоматическое отключение подачи тепло передней кухни выполняется при температу град.

© ЗАО «ГСС»

Задний пульт бортпроводника

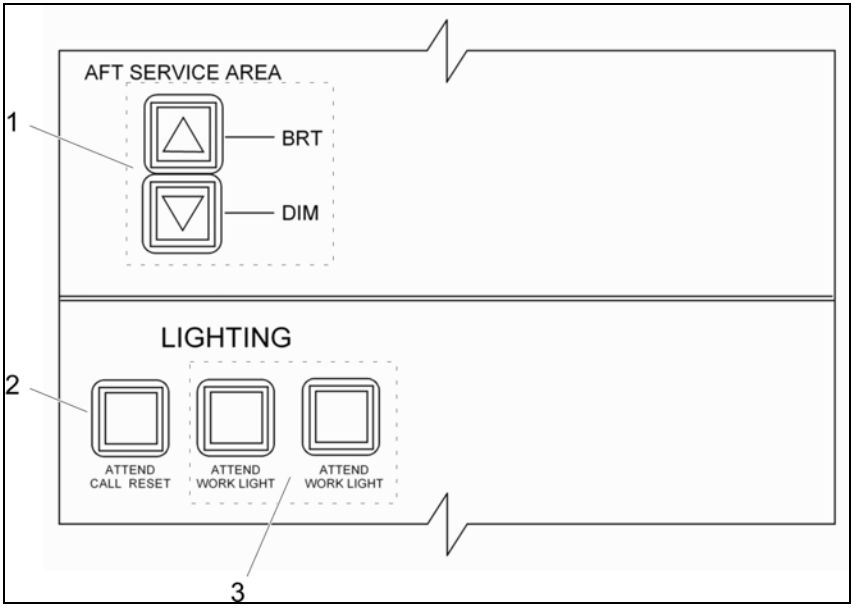
На заднем пульте бортпроводника размещается:

- панель управления освещением
- панель состояния систем водоснабжения и удаления отходов
- кнопка сброса вызова бортпроводника



© ЗАО «ГСС»

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ



1 AFT ERVICE AREA

Регулирование яркости освещения

в заднем вестибюле. Для регулировки яркости нажать и удерживать кнопку

BRT	:	максимальный уровень яркости
DIM	:	пониженный уровень яркости

2 ATTEND CALL RESET

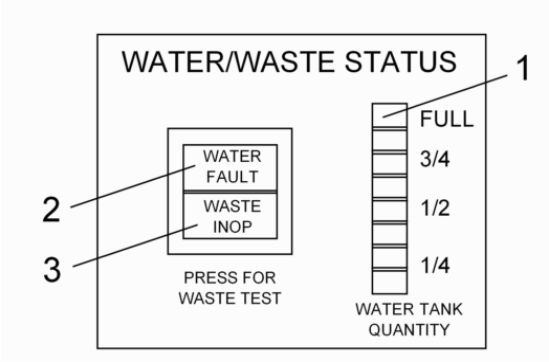
Кнопка сброса вызова бортпроводника

3 ATTEND WORK LIGHT

Кнопки включения / отключения освещения рабочего места бортпроводника в заднем вестибюле

© ЗАО «ГСС»

ПАНЕЛЬ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ ВОДОСНАБЖЕНИЯ И УДАЛЕНИЯ ОТХОДОВ



1 WATER TANK QUANTATY

Светодиодная шкала (зелёного цвета) из восьми индикаторов, отображающих количество воды в баке питьевой воды;

¼ - четверть

½ - половина

¾ - больше половины

FULL – по□ный

2 WATER FAULT

Индикатор отказа системы водоснабжения

3 WASTE INOP

Кнопка-индикатор отказа системы удаления отходов.

ЗАДНИЙ ТЕРМИНАЛ СВЯЗИ БОРТПРОВОДНИКА

Примечание: Подробное описание терминала связи бортпроводников приведено в гл. 2.23 «Связное оборудование», разделе 2..23 .20 «Внутрисамолетная связь» стр.15

КУХНИ

Два кухонных модуля установлены по правому борту самолета: кухонный модуль G1 - в переднем вестибюле, кухонный модуль G2 – в заднем вестибюле

Примечание: Доставка и загрузка продуктов питания осуществляется через передние и задние служебные двери, расположенные по правому борту

Кухонные модули подключены к системе электроснабжения, системе кондиционирования и системе водоснабжения и удаления отходов.

Кухонные модули оборудованы приточно-вытяжной вентиляцией, обеспечивающей нормальную температуру и предотвращающую распространение пара и запахов в пассажирский салон.

ВНИМАНИЕ:
ВЕНТИЛЯЦИОННЫЕ РЕШЕТКИ КУХОНЬ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ЧИСТЫМИ И ОБЕСПЕЧИВАТЬ СВОБОДНУЮ ПОДАЧУ ВОЗДУХА.

Перекрывные краны, установленные в кухнях G1 и G2, позволяют экипажу, в случае необходимости, вручную перекрыть подачу воды к раковинам.

Электропитание кухонных модулей и установленного в них электрооборудования осуществляется от системы электроснабжения переменного тока напряжением 115 В и частотой 400 Гц.

Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

Дополнительный кухонный модуль G4 установлен по правому борту самолета в переднем вестибюле, Кухонный модуль G4 подключен к системе электроснабжения и системе кондиционирования.

Кухонный модуль G4оборудован приточно-вытяжной вентиляцией, обеспечивающей нормальную температуру и предотвращающую распространение пара и запахов в пассажирский салон.

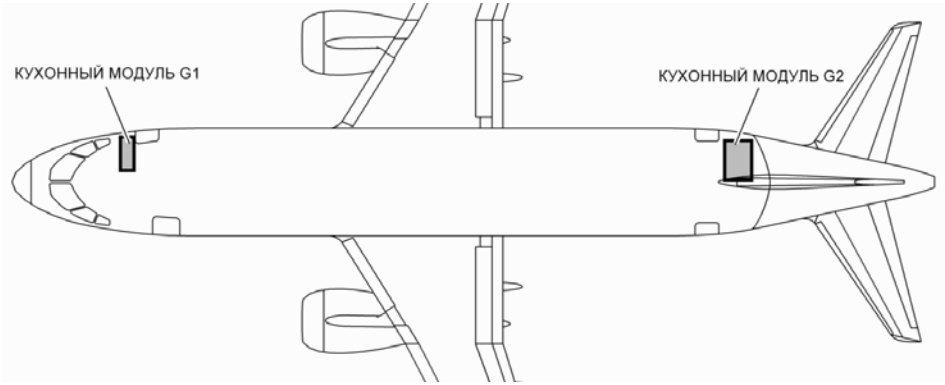
Электропитание кухонного модуля G4 и установленного в нем электрооборудования осуществляется от системы электроснабжения переменного тока напряжением 115 В и частотой 400 Гц.

Кухонный модуль G4 не подключен к системе водоснабжения и удаления отходов.

© ЗАО «ГСС»

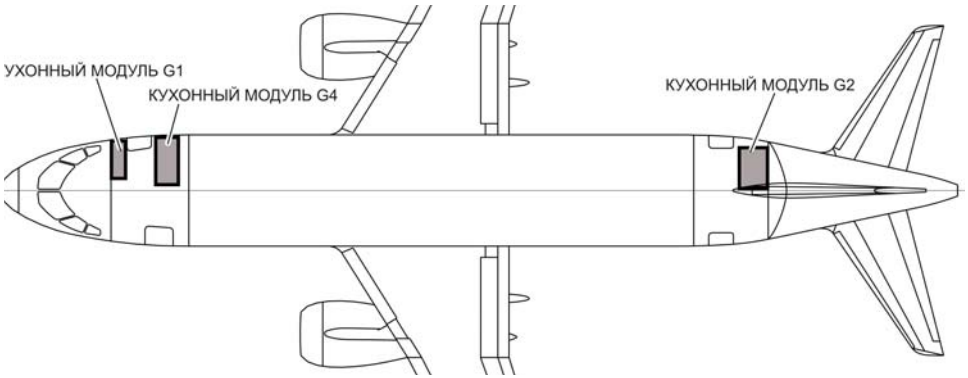
Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01

РАЗМЕЩЕНИЕ КУХОННЫХ МОДУЛЕЙ



Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

РАЗМЕЩЕНИЕ КУХОННЫХ МОДУЛЕЙ

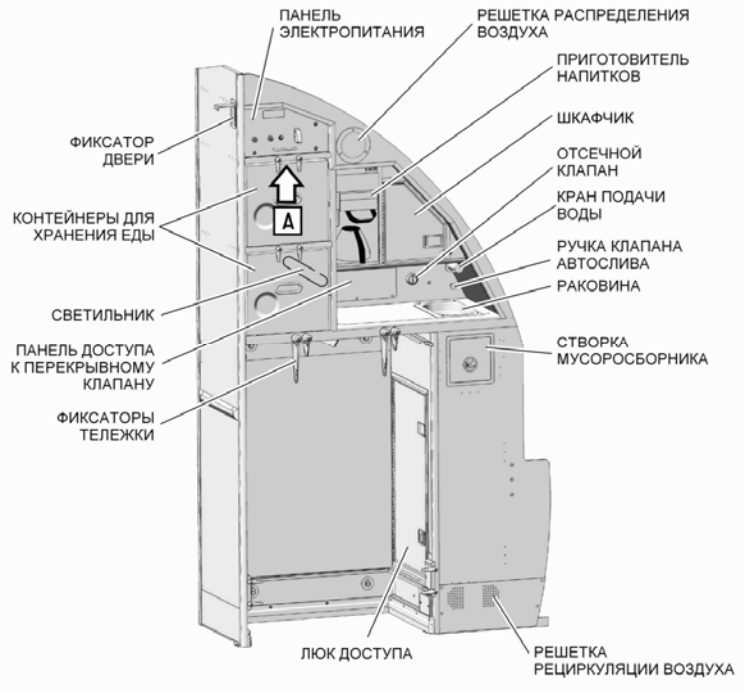


© ЗАО «ГСС»

КУХОННЫЙ МОДУЛЬ G1

Кухонный модуль G1 стандарта ATLAS предназначен для хранения продуктов питания и приготовления горячих напитков

В кухонном модуле G1 установлены полутележки для обслуживания пассажиров, стандартные контейнеры и приготовитель напитков.

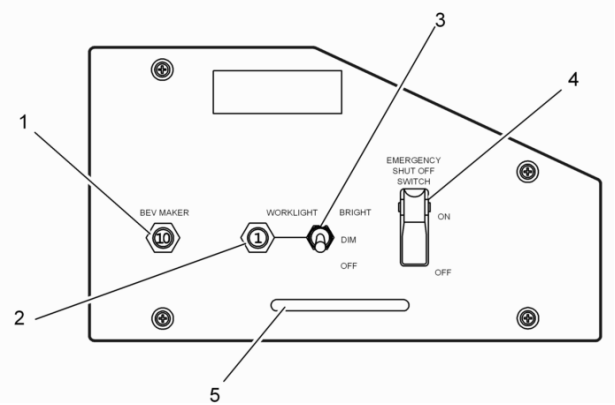


СОСТАВ ОБОРУДОВАНИЯ КУХОННОГО МОДУЛЯ G1

Тип оборудования	Количество
Стандартный контейнер	2шт
Приготовитель напитков	1 шт
Полуразмерная тележка	2шт

© ЗАО «ГСС»

КОНТРОЛЬНАЯ ПАНЕЛЬ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КУХНИ G1



- АЗС приготовителя напитков

1

ВНИМАНИЕ
В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ПРЕДОХРАНИТЕЛЕЙ, ПРЕДОХРАНИТЕЛИ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НЕ ВОЗВРАЩАТЬ! О НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛОЖИТЬ ЭКИПАЖУ

2 АЗС светильника

ВНИМАНИЕ
В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ПРЕДОХРАНИТЕЛЕЙ, ПРЕДОХРАНИТЕЛИ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НЕ ВОЗВРАЩАТЬ! О НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛОЖИТЬ ЭКИПАЖУ

3 Переключатель светильника рабочей зоны бортпроводника (трехпозиционный)

Освещение рабочей зоны бортпроводника в кухонном модуле G1

BRT	:	максимальный уровень яркости
DIM	:	пониженный уровень яркости
OFF	:	освещение выключено

© ЗАО «ГСС»

4 Аварийный выключатель электропитания кухни (под защитной крышкой)

ON : нормальное функционирование кухонного оборудования

OFF : аварийное выключение электропитания кухонного оборудования

ВНИМАНИЕ:

ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ПОЛЕТУ, УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ НАХОДИТЬСЯ В ПОЛОЖЕНИИ ON. В СЛУЧАЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ПОЖАРА В ЗОНЕ КУХОННОГО МОДУЛЯ, ЗАЩИТНУЮ КРЫШКУ ПОДНЯТЬ И ПЕРЕВЕСТИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ В ПОЛОЖЕНИЕ OFF.

5 Ручка

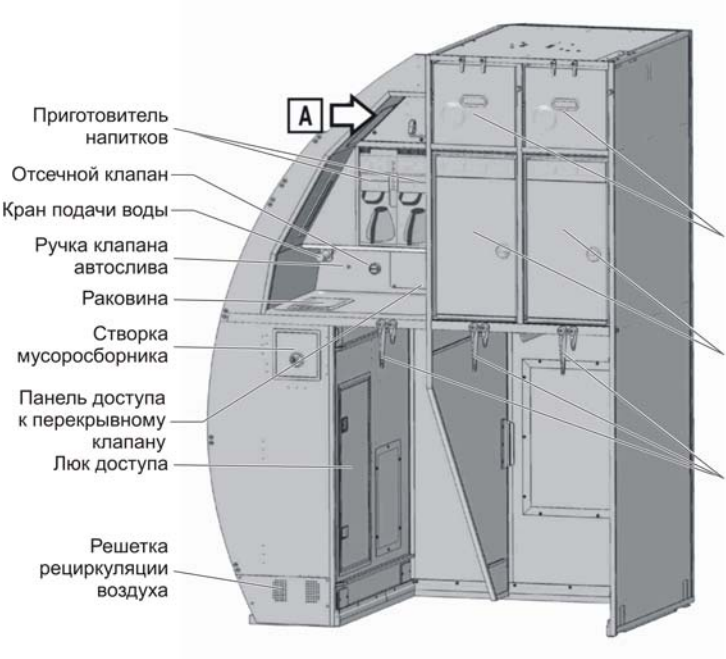
Ручка предназначена для демонтажа панели электропитания (выполняется наземными службами) .

© ЗАО «ГСС»

КУХОННЫЙ МОДУЛЬ G2

Кухонный модуль G2 стандарта ATLAS предназначен для хранения и разогревания продуктов питания, а также приготовления горячих напитков.

В кухонном модуле G2 установлены полноразмерные тележки для обслуживания пассажиров, стандартные контейнеры, приготовители напитков и печи стандарта Atlas.

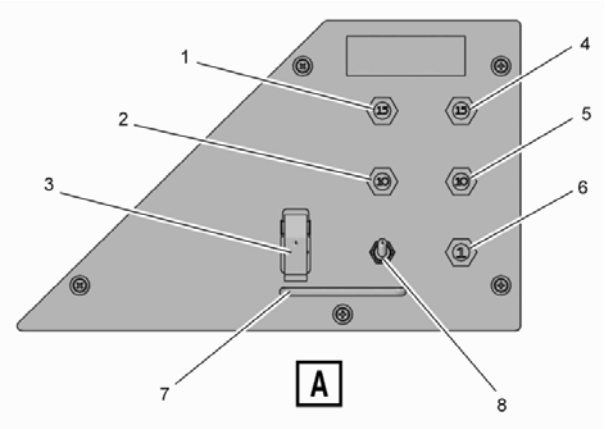


СОСТАВ ОБОРУДОВАНИЯ КУХОННОГО МОДУЛЯ G2

Тип оборудования	Количество
Стандартный контейнер	4 шт
Конвекционная печь на 32 порции	2 шт
Приготовитель напитков	2 шт
Полноразмерная тележка	3шт

© ЗАО «ГСС»

КОНТРОЛЬНАЯ ПАНЕЛЬ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КУХНИ G2



1,4 АЗС конвекционной печи №1,2

ВНИМАНИЕ

В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ПРЕДОХРАНИТЕЛЕЙ, ПРЕДОХРАНИТЕЛИ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НЕ ВОЗВРАЩАТЬ! О НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛОЖИТЬ ЭКИПАЖУ

2,5 АЗС приготовителя напитков №1,2

ВНИМАНИЕ

В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ПРЕДОХРАНИТЕЛЕЙ, ПРЕДОХРАНИТЕЛИ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НЕ ВОЗВРАЩАТЬ! О НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛОЖИТЬ ЭКИПАЖУ

3 Аварийный выключатель электропитания кухни (под защитной крышкой)

ON : нормальное функционирование кухонного оборудования

OFF : аварийное выключение электропитания кухонного оборудовани

ВНИМАНИЕ:

ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ПОЛЕТУ, УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ НАХОДИ□ЬСЯ В ПОЛОЖЕНИИ ON. В СЛУЧАЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ПОЖАРА В ЗОНЕ КУХОННОГО МОДУЛЯ, ЗАЩИТНУЮ КРЫШКУ ПОДНЯТЬ И ПЕРЕВЕСТИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ В ПОЛОЖЕНИЕ О□F.

© ЗАО «ГСС»

6 АЗС светильника

ВНИМАНИЕ

В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ПРЕДОХРАНИТЕЛЕЙ, ПРЕДОХРАНИТЕЛИ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НЕ ВОЗВРАЩАТЬ! О НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛОЖИТЬ ЭКИПАЖУ

7 Ручка

Ручка предназначена для демонтажа панели электропитания (выполняется наземными службами).

8 Переключатель светильник рабочей зоны бортпроводника (трехпозиционный

Освещение рабочей зоны бортпроводника в кухонном модуле G2

BRT : максимальный уровень яркости

DIM : пониженный уровень яркости

OFF : освещение выключено

© ЗАО «ГСС»

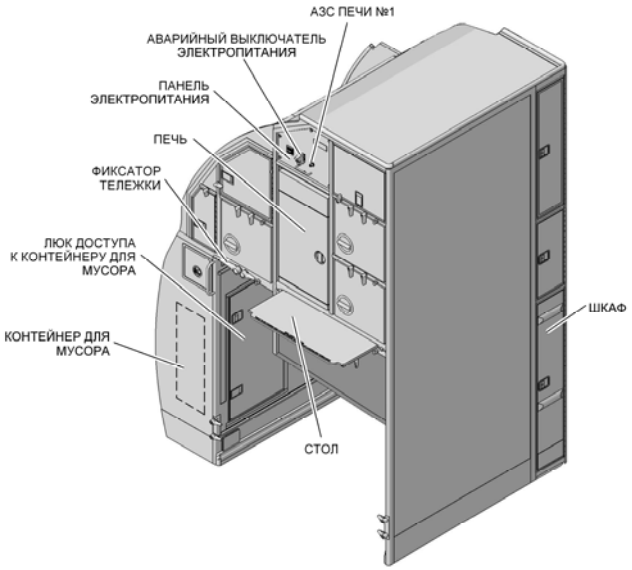
Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

КУХОННЫЙ МОДУЛЬ G4

Кухонный модуль G4 стандарта Atlas предназначен для хранения и разогревания продуктов питания,

В кухонном модуле G4 установлены полноразмерные тележки для обслуживания пассажиров, стандартные контейнеры и печь стандарта Atlas.

В шкафу кухонного модуля G4 размещается аварийно-спасательного и кислородное оборудование. Предусмотрено место для размещения упаковки аварийного запаса.



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

СОСТАВ ОБОРУДОВАНИЯ КУХОННОГО МОДУЛЯ G4

Тип оборудования	Производитель, количество
Стандартный контейнер	4 шт
Конвекционная печь на 32 порции	1 шт
Полноразмерная тележка	3шт

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

СОСТАВ ОБОРУДОВАНИЯ КУХОННОГО МОДУЛЯ G4

Тип оборудования	Производитель, количество
Стандартный контейнер	4 шт
Конвекционная печь на 32 порции	, 1 шт
Полноразмерная тележка	3шт
Контейнер для льда	2 шт
Полуразмерная тележка с мусорным контейнером	2 шт
Складная тележка	1 шт

© ЗАО «ГСС»

КОНТРОЛЬНАЯ ПАНЕЛЬ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КУХНИ G4

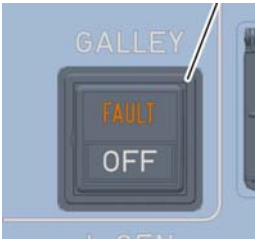
ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА

КНОПКА – ТАБЛО GALLEY НА ПУЛЬТЕ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ELEC



Кнопка-табло GALLEY

FAULT : Надпись светится желтым цветом, перегрузка генераторов

OFF : Надпись светится белым цветом, шина кухни отключена

© ЗАО «ГСС»

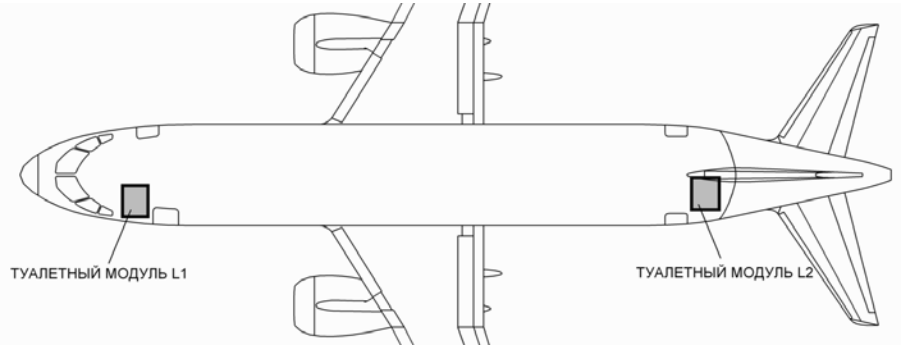
ТУАЛЕТЫ

На самолете в переднем и заднем вестибюлях по левому борту установлены два туалетных модуля L1 и L2. Туалетные модули оснащены необходимым санитарно-техническим оборудованием.

Каждый туалетный модуль подключен к системам самолета:

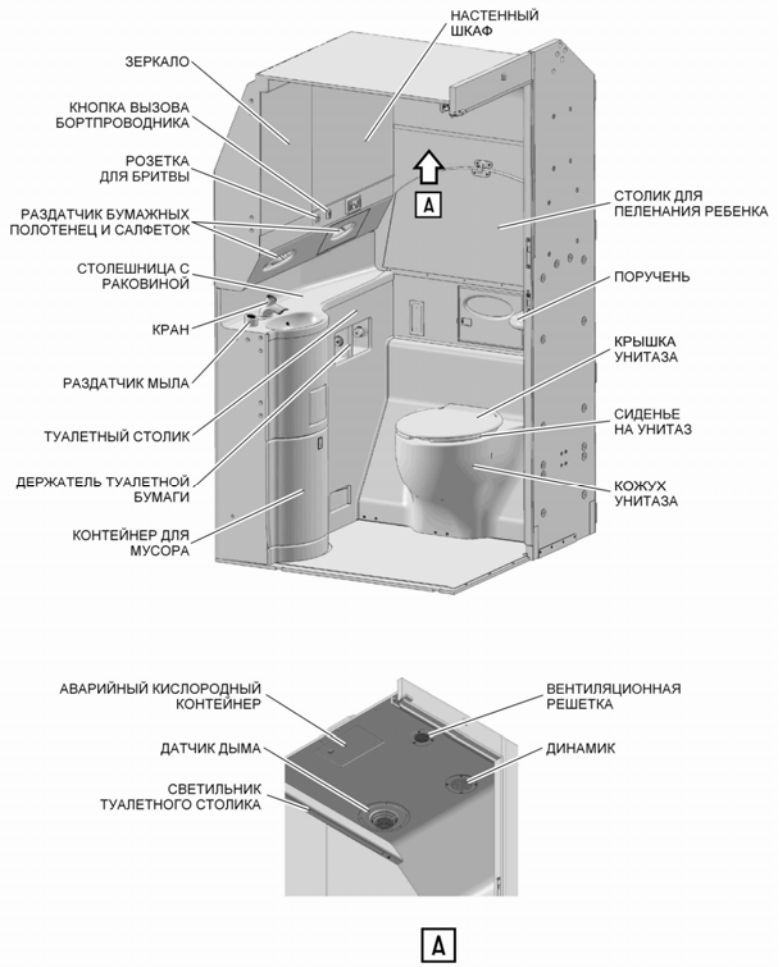
- Электроснабжения
- Кондиционирования воздуха
- Водоснабжения и удаления отходов
- Противопожарной системе

Перекрывные краны, установленные в туалетах, позволяют экипажу в случае необходимости вручную перекрыть подачу воды к раковинам и унитазам. Краны оборудованы указателями открытого и закрытого положения.



© ЗАО «ГСС»

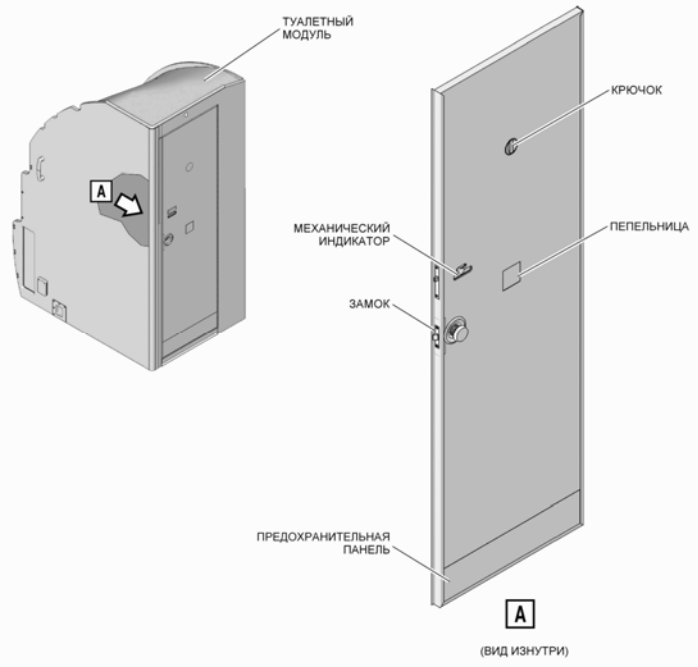
ТУАЛЕТНЫЙ МОДУЛЬ L1 (L2)



ДВЕРЬ ТУАЛЕТНОГО МОДУЛЯ

Туалеты оборудованы открывающимися наружу дверьми. Все двери туалетов имеют наружную индикацию свободно/занято (VACANT/OCCUPIED).

Двери туалетов оснащены замками, которые могут быть открыты / закрыты снаружи без использования специального инструмента.



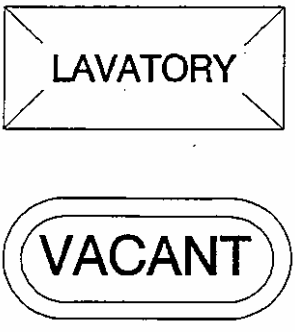
© ЗАО «ГСС»

Открытие /закрытие изнутри двери

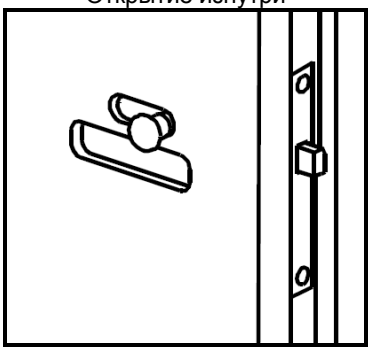
Чтобы закрыть дверь поверните ручку и закройте верхний замок на задвижку.

Чтобы открыть дверь передвиньте задвижку в открытое положение, поверните ручку двери и толкните дверь наружу..

Открытие снаружи

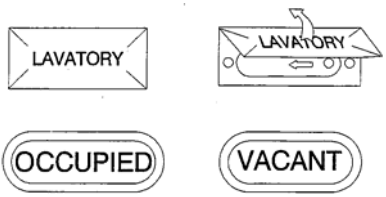


Открытие изнутри



АВАРИЙНОЕ ОТКРЫТИЕ ДВЕРИ

Поднимите крышку «LAVATORY» над индикатором «OCCUPIED» и переведите задвижку, пока индикатор не поменяется на «VACANT».



© ЗАО «ГСС»

СОСТАВ ОБОРУДОВАНИЯ ТУАЛЕТНОГО МОДУЛЯ

В каждом туалетном модуле установлены:

- Вакуумный унитаз в сборе с контролируемой системой слива
- Зеркало
- Раковина с системой защиты от перелива
- Подогреватель воды в туалете
- Контейнер для мусора со встроенным автоматическим огнетушителем
- Пепельницы на входной двери (с внешней и внутренней стороны двери)
- Розетка для бритв 110/220 В 50-60Hz
- Держатель для туалетной бумаги
- Раздатчик мыла,
- Раздатчик бумажных полотенец,
- Раздатчик бумажных салфеток
- Крючок для одежды или сумки
- Индикатор“ VACANT/OCCUPIED ”
- Сервисная панель
- Динамик системы связи с пассажирской кабиной
- Лампа освещения туалетного столика,
- Потолочный светильник,
- Датчик дыма
- Аварийный кислородный контейнер с кислородными масками

Дополнительно задний туалет оборудован поручнем и столиком для пеленания детей.

Столик для пеленания:

Столик для пеленания установлен в заднем туалете над унитазом и закреплен на стенке модуля в сложенном виде. Для его использования необходимо разблокировать замок и опустить столик в горизонтальное положение.

Поручень

Поручень установлен в заднем туалете для удобства использования столика для пеленания.

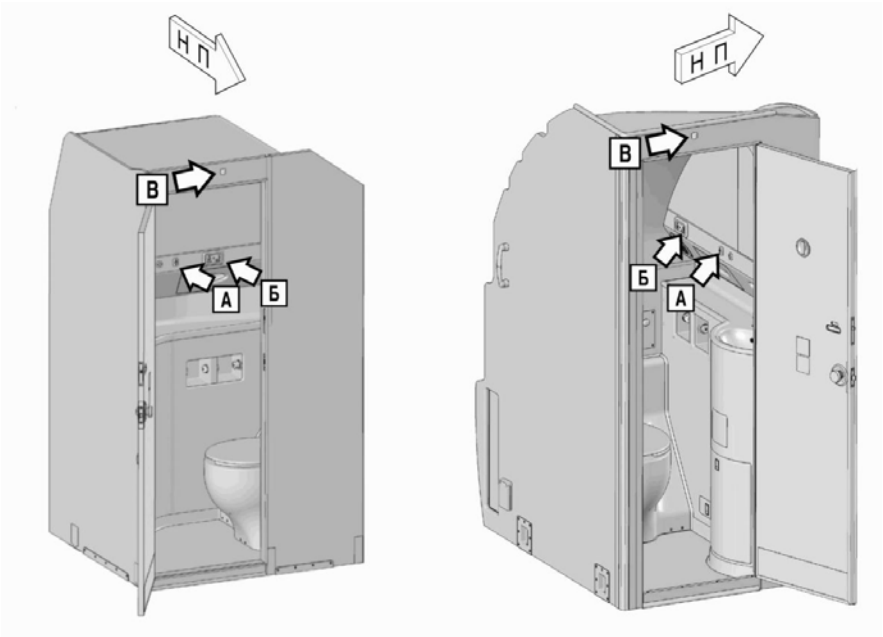
© ЗАО «ГСС»

СЕРВИСНАЯ ПАНЕЛЬ В ТУАЛЕТЕ

На сервисной панели в туалете установлены:

- кнопка вызова бортпроводника.
- светосигнальное табло «Вернитесь на место»
- индикатор вызова бортпроводника на внешней стороне туалетного модуля. Загорается при нажатии на кнопку вызова.





© ЗАО «ГСС»

Вызов бортпроводника

Для вызова бортпроводника нажать на кнопку вызова бортпроводника, загорается индикатор вызова на внешней стороне туалетного модуля.

На сводной панели световой сигнализации бортпроводника в переднем/заднем вестибюле загорается индикатор янтарного цвета «Вызов из туалета», сопровождающийся звуковой сигнализацией.

Для сброса вызова бортпроводника повторно нажать на кнопку вызова бортпроводника, при этом индикатор вызова на внешней стороне туалетного модуля гаснет.

На сводной панели световой сигнализации бортпроводника в переднем/заднем вестибюле отключается индикатор «Вызов из туалета», и звуковая сигнализация

Бортпроводник с пульта бортпроводника также может отключить кнопку вызова бортпроводника нажатием кнопки сброса вызова бортпроводника

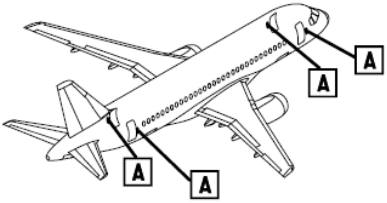
© ЗАО «ГСС»

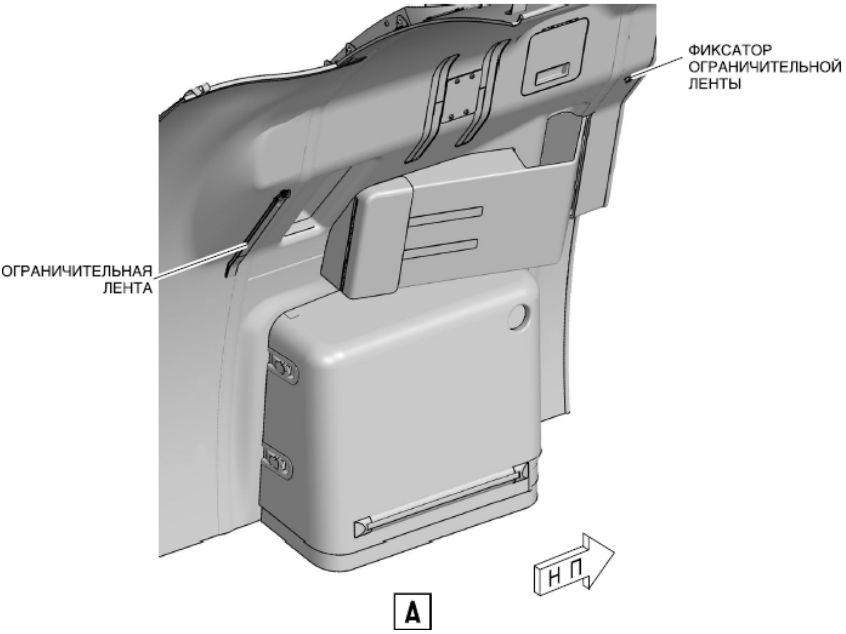
ПРОЧЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫЕ ЛЕНТЫ

Ограничительные ленты, установленные с внутренней стороны самолета, обеспечивают безопасность на земле при выполнении работ в пассажирском кабине с открытыми входными и служебными дверьми.

При закрытых дверях ограничительные ленты висят вдоль проемов дверей.





© ЗАО «ГСС»

25.60 ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ

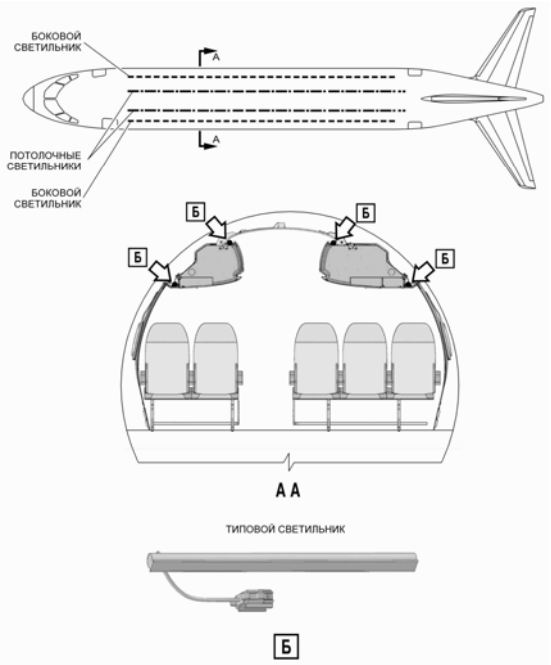
ОСВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРСКОГО САЛОНА

Основное освещение пассажирского салона выполнено по типу «заливающего света» на основе светодиодных светильников, которые установлены по всей длине пассажирского салона в виде четырех «световых линеек»:

- две - потолочного освещения устанавливаются сверху по всей длине багажных полок по правому и левому борту вдоль продольного прохода пассажирского салона и

-две - бокового освещения устанавливаются по правому и левому борту между багажными полками и боковыми панелями.

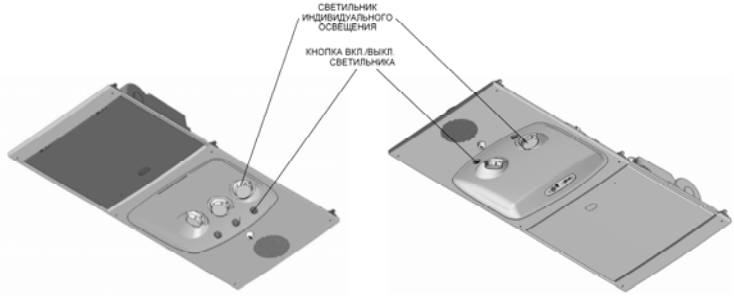
Управление потолочным и боковым освещением раздельное с переднего пульта бортпроводника. Переход к дежурному (ночному) освещению осуществляется плавным изменением интенсивности основного освещения с переднего пульта бортпроводника.



ИНДИВИДУАЛЬНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ

Светодиодные индивидуальные источники освещения для пассажиров расположены на панелях обслуживания пассажиров.

Над каждым пассажирским местом расположен один светильник индивидуального освещения с выключателем.



.

Включение / выключение светильника индивидуального освещения

Для включения/выключения светильников индивидуального освещения нажать кнопку включения /выключения светильника.

© ЗАО «ГСС»

ОСВЕЩЕНИЕ ПЕРЕДНЕГО И ЗАДНЕГО ВЕСТИБЮЛЕЙ

Освещение переднего и заднего вестибюлей выполнено светодиодными источниками света, вмонтированными в плафоны, расположенными на потолочных панелях вестибюлей.

Управление освещением переднего и заднего вестибюлей осуществляется с соответствующего пульта бортпроводника.

В полете при открытии двери кабины экипажа, свет в переднем вестибюле полностью гаснет . При закрытии двери, яркость освещения восстанавливается в установленный режим на пульте бортпроводника. На земле при обжатом шасси яркость освещения в переднем вестибюле не меняется.

Освещение рабочего места бортпроводника в переднем вестибюле обеспечивается двумя светильниками: один по левому борту - на потолочной панели, другой по правому борту - на зашивке дверного проема.

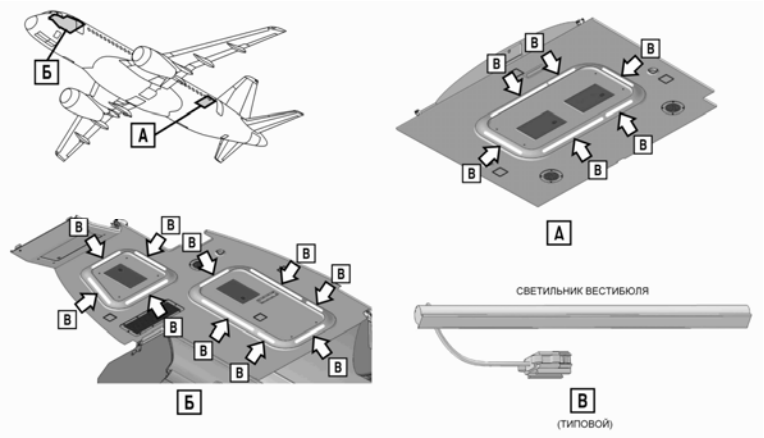
Освещение рабочего места бортпроводника в заднем вестибюле обеспечивается двумя потолочными светильниками по левому и правому борту.

Управление светильниками рабочего места бортпроводника раздельное с соответствующего пульта бортпроводника.

Дополнительное освещение рабочей зоны обеспечивает светильник кухонного модуля G1(G2) с трехпозиционным переключателем на контрольной панели электропитания кухни G1(G2).

Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

При размещении двух бортпроводников в переднем вестибюле на потолочной панели в переднем вестибюле устанавливается дополнительный светильник освещения рабочего места бортпроводника.

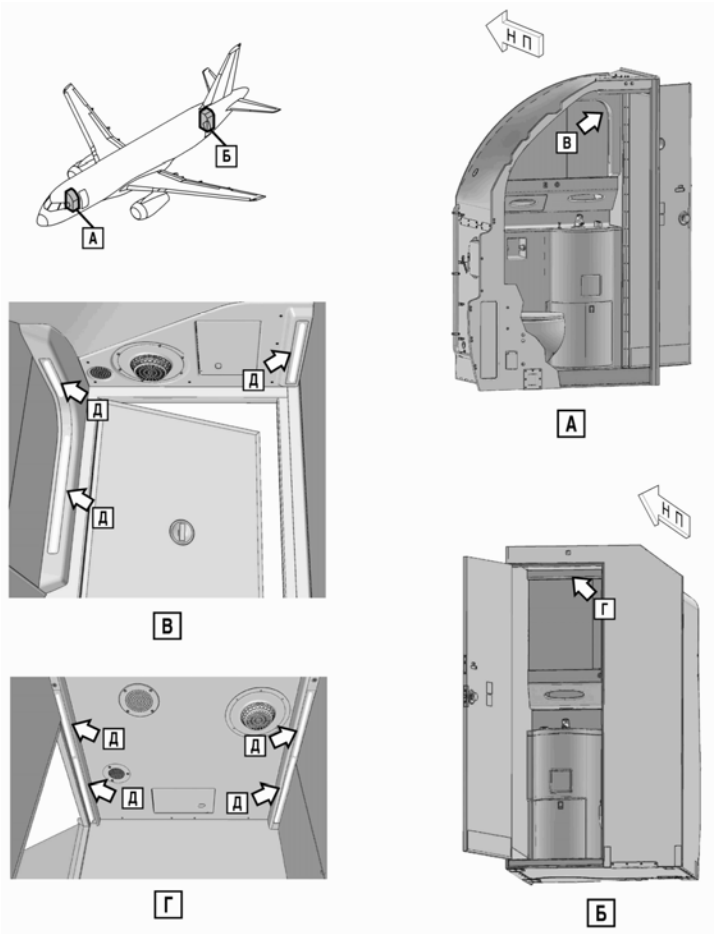


© ЗАО «ГСС»

ОСВЕЩЕНИЕ ТУАЛЕТНЫХ МОДУЛЕЙ

Освещение туалетных модулей обеспечивается светодиодными источниками света.

При переводе задвижки на двери туалета в положение «OCCUPIED» освещение переходит из дежурного режима в основной режим. Одновременно снаружи на потолочных панелях в начале или в конце пассажирского салона загорается табло «Туалет занят».



© ЗАО «ГСС»

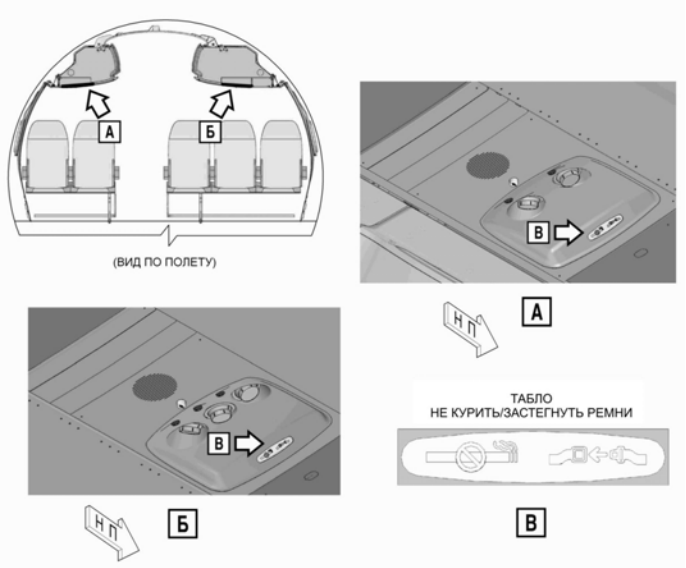
ПАССАЖИРСКИЕ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО

СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ», «ВЕРНИСЬ НА МЕСТО»

Светосигнальное табло «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ», «ВЕРНИСЬ НА МЕСТО» позволяют осуществить связь между кабиной экипажа и пассажирской кабиной.

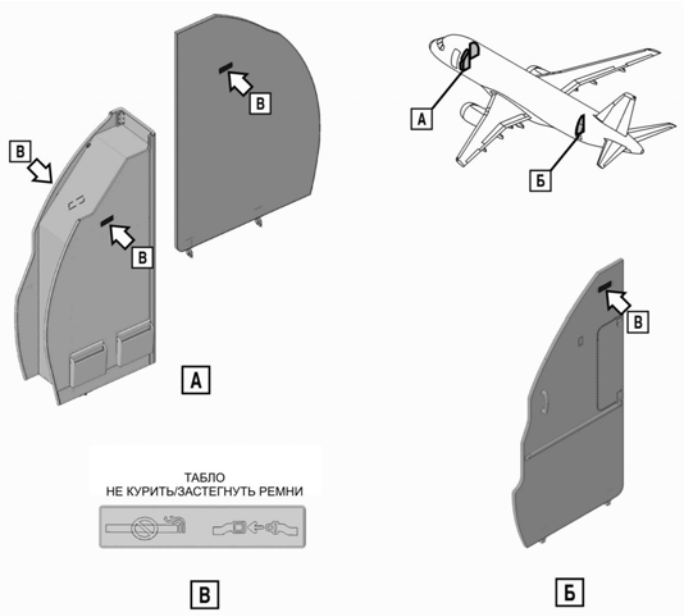
Включение табло осуществляется из кабины экипажа для оповещения пассажиров при взлете и посадке, а также в отдельных случаях по усмотрению экипажа.

В пассажирском салоне светосигнальное табло «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ» входят в состав панелей обслуживания пассажира.



© ЗАО «ГСС»

Для пассажиров первого ряда дополнительные табло «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ» установлены на стенке гардероба по левому борту и на перегородке по правому борту. Для бортпроводников табло «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ» установлены в переднем вестибюле на стенке гардероба по левому борту и на перегородке по правому борту и на перегородках в заднем вестибюлях.



Для компоновок Т7.92.7500.212.000.01 и Т7.92.7500.213.000.01

Светосигнальное табло «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ» для пассажиров первого ряда по правому борту в передней части пассажирского салона установлены на стенке кухонного модуля G4.

© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

На жесткой части мягкого разделителя

- средней зоны надписи «ВО ВРЕМЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ ШТОРЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ОТКРЫТЫ И ЗАКРЕПЛЕНЫ/CURTAIN MUST BE OPEN AND SECURED FOR TAKE OFF AND LANDING»;

-на жесткой части правой и левой зоны со стороны заднего салона – электрические светосигнальные табло «НЕ КУРИТЬ / ПРИСТЕГНУТЬ РЕМНИ» и 5 надписей «СПАСАТЕЛЬНЫЙ ЖИЛЕТ ПОД ВАШИМ КРЕСЛОМ / LIFE VEST UNDER YOUR SEAT», «НАХОДЯСЬ В КРЕСЛЕ ЗАСТЕГНИТЕ РЕМЕНЬ/FASTEN SEAT BELT WHILE SEATED» - 2 надписи для пассажиров правого борта и 3 надписи для пассажиров левого борта.

СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО «ВЕРНИСЬ НА МЕСТО»

Светосигнальное табло «ВЕРНИСЬ НА МЕСТО» размещено на сервисной панели каждого туалетного модуля. Светосигнальное табло «ВЕРНИСЬ НА МЕСТО» загораются одновременно с включением в пассажирском салоне «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ»



© ЗАО «ГСС»

СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО «ТУАЛЕТ ЗАНЯТ»

Светосигнальные табло «ТУАЛЕТ ЗАНЯТ» установлены на потолочных панелях в начале и конце пассажирского салона.

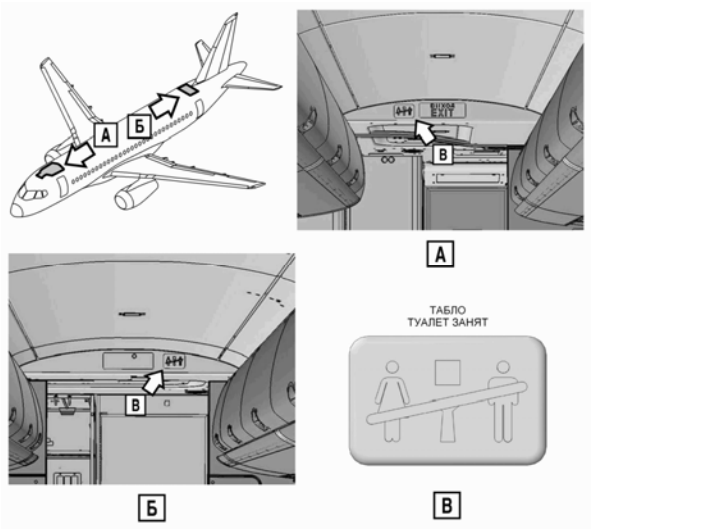
Светосигнальное табло «ТУАЛЕТ ЗАНЯТ» загораются, когда закрывается задвижка внутри соответствующего туалетного модуля.

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

Светосигнальные табло «ТУАЛЕТ ЗАНЯТ» дополнительно установлены на правой и левой секциях жесткой части мягкого разделителя со стороны задней части пассажирского салона.

Светосигнальное табло «ТУАЛЕТ ЗАНЯТ» в передней части пассажирского салона загорается, когда закрывается задвижка внутри туалетного модуля L1.

Светосигнальные табло «ТУАЛЕТ ЗАНЯТ» в задней части пассажирского салона и дополнительные светосигнальные табло «ТУАЛЕТ ЗАНЯТ» на жесткой части мягкого разделителя загораются, когда закрывается задвижка внутри туалетного модуля L2



© ЗАО «ГСС»

МАРКИРОВКА АВАРИЙНЫХ ВЫХОДОВ И ПУТИ ЭВАКУАЦИИ

В переднем вестибюле размещаются:

- светосигнальные табло маркировки аварийных выходов ВЫХОД (EXIT) на облицовке дверного проема сверху и сбоку по левому борту;
- светосигнальные табло маркировки аварийных выходов ВЫХОД (EXIT) на облицовке дверного проема сверху и на кухонном модуле G1 сбоку по правому борту.

В пассажирском салоне размещаются:

- фотолюминесцентная маркировка пути аварийного покидания на полу
- светосигнальные табло расположения аварийных выходов ВЫХОД (EXIT) на потолочных панелях в начале и конце салона.

В заднем вестибюле размещаются:

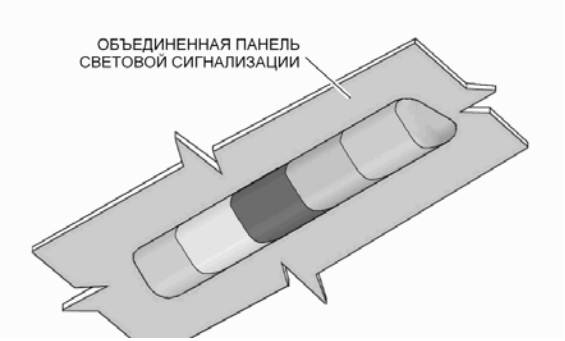
- светосигнальные табло маркировки аварийных выходов ВЫХОД (EXIT) на облицовках дверного проема сверху и сбоку.



© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

СВОДНАЯ ПАНЕЛЬ СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ БОРТПРОВОДНИКА В ПЕРЕДНЕМ И ЗАДНЕМ ВЕСТИБЮЛЕ



Янтарный цвет	:	Вызов из туалета
Розовый цвет	:	Вызов по переговорному устройству
Красный цвет	:	Экстренный вызов из кабины экипажа
Голубой цвет	:	Вызов из пассажирского салона
Янтарный цвет	:	Дым в туалете

Примечание: Световой сигнал сопровождается звуковой сигнализацией

© ЗАО «ГСС»

25.70 ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ

ПОДГОТОВКА ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ

■ Осмотр пассажирской кабины…….выполнить

Убедитесь в том , что:

-посторонние предметы в салоне отсутствуют;

-пассажирский салон, вестибюли, гардероб, багажные полки, кресла, шторы находятся в исправном состоянии, чистые;

-ковры закреплены металлическими профилями

-шторы, оконные шторки, литература, чехлы и подголовники на креслах имеются по норме

-привязные ремни на креслах исправны;

-убирающиеся столики на пассажирских креслах убраны

- индивидуальные инструкции по безопасности для пассажиров, гигиенические пакеты находятся в кармане каждого кресла

•Для конфигурации AF

Убедитесь в том, что:

-шторы, отделяющие переднюю часть пассажирского салона от задней части, открыты и закреплены

■ Осмотр кухни и туалетов……выполнить

Убедитесь в том, что:

- -кухни и туалеты чистые;
- -оборудование исправно (по внешнему виду), съемное оборудование надежно закреплено, комплект необходимых предметов имеется;

- столик для пеленания в заднем туалете закреплен в сложенном виде

- - вентиляционные решетки кухонь чистые и обеспечивают свободную подачу воздуха;

- перекрывные краны в туалетах и кухнях находятся в положении открыт

– **ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ НАГРЕВАТЕЛЯ ВОДЫ В ТУАЛЕТЕ В ПОЛОЖЕНИИ ON ……..….КОНТРОЛИРОВАТЬ**

КОНТРОЛЬНАЯ ПАНЕЛЬ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КУХНИ G1 И G 2

– **EMERGENCY SHUT OFF SWITCH……КОНТРОЛИРОВАТЬ ON**

Убедитесь, что аварийный выключатель электропитания кухни находиться в положении ON.

© ЗАО «ГСС»

■ Состояние системы водоснабжения и удаления отходов……..……..контролировать

ПАНЕЛЬ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ ВОДОСНАБЖЕНИЯ И УДАЛЕНИЯ ОТХОДОВ

- **КНОПКА WATER TANK QUANTATY……..……ПРОВЕРИТЬ**
- **КНОПКА WASTE INOP……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

Убедитесь в том, что:

-система водоснабжения заправлена;

-отказов системы удаления отходов нет

■ Состояние противопожарной системы……контролировать

ПАНЕЛЬ ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ ТУАЛЕТА

- **КНОПКА TEST……ON**

Убедитесь в том, что:

-табло сигнализации дыма в туалете на панели пожарной защиты включены;

-на сводной панели световой сигнализации бортпроводника в переднем и заднем вестибюле горит индикатор янтарного света и звучит звуковая сигнализация

- **По окончанию теста**
  - **КНОПКА RESET……..……ON**
  - **КНОПКА NORM OFF……ON**

■ Освещение пассажирской кабины…….контролировать

Убедитесь в том , что:

-освещение салона, вестибюлей, кухни, туалетов исправное

-контролируйте включение аварийного освещения

ВНИМАНИЕ: КОНТРОЛЬ ВКЛЮЧЕНИЯ АВАРИЙНОГО ОСВЕЩЕНИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПЕРЕД КАЖДЫМ ПОЛЕТНЫМ ДНЕМ

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ

- **КНОПКУ EMER LIGHTS TEST……..……ON**

Убедитесь в том, что

- аварийное освещение пассажирской кабины, аварийное освещение, кабины экипажа и внешнее аварийное освещение включилось

© ЗАО «ГСС»

- **Через 60 сек**
  - **ОТКЛЮЧЕНИЕ АВАРИЙНОГО ОСВЕЩЕНИЯ…….....КОНТРОЛИРОВАТЬ**

■ Внутрисамолетная связь и сигнализацию……контролировать

Выполняется совместно с летным экипажем

Убедитесь в том, что

- связь между кабиной экипажа и пассажирской кабины, между бортпроводниками, система оповещения пассажиров исправна

- на сводной панели световой сигнализации бортпроводника в переднем и заднем вестибюле горят индикаторы вызова и звучит звуковая сигнализация

-сигнализация вызова бортпроводника с панели обслуживания пассажиров исправна

– **ТАБЛО «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ»……...КОНТРОЛИРОВАТЬ**

Светосигнальное табло «НЕ КУРИТЬ/ПРИСТЕГНУТЬ РЕМНИ» горят

АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ, КИСЛОРОДНОЕ И ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Старший бортпроводник отвечает за выполнение проверки аварийно-спасательного, кислородного и пожарного оборудования.

– **ЭЛЕКТРОМЕГАФОН…….. ПРОВЕРИТЬ**

Нажать кнопку включения и постучать по микрофону

– **МЕДИЦИНСКАЯ АПТЕЧКА 2…….....ЗАКРЕПЛЕНА И ОПЛОМБИРОВАНА**

– **СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ ……...……...УБРАНЫ**

– **ДЕТСКИЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ/ПЛОТИКИ……...……...УБРАНЫ**

– **ДЕМОНСТРАЦИОННЫЕ И ЗАПАСНЫЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ ……..……УБРАНЫ**

– **АВАРИЙНЫЕ ФОНАРИ 2*…….....УБЕДИТЬСЯ В РАБОТОСПОСОБНОСТИ**

Убедиться в работоспособности по миганию светодиода красного цвета.

– **АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК……..……ПРОВЕРИТЬ НАЛИЧИЕ**

– **УПАКОВКА АВАРИЙНОГО ЗАПАСА 2** ……..……УБРАНЫ**

– **ДЫМОЗАЩИТНЫЙ КАПЮШОН 3…….....В КОНТЕЙНЕРЕ ОПЛОМБИРОВАН**

– **ПЕРЕНОСНЫЕ КИСЛОРОДНЫЕ БАЛЛОНЫ……..…ПРОВЕРИТЬ НАЛИЧИЕ И ТИП**

– **ДЕМОНСТРАЦИОННАЯ КИСЛОРОДНАЯ МАСКА ***……..УБРАНА**

© ЗАО «ГСС»

– **ОГНЕТУШИТЕЛЬ 3……ПРОВЕРИТЬ**

Закреплен и предохранительная чека установлена, указатель давления в зелёной зоне.

*Примечание: * Для конфигурации AF и AB, в пассажирской кабине три аврийно-спасательных фонаря.*
*** Только для полетов над пустынными, арктическими или тропическими районами*
**** Для конфигурации AF, в пассажирской кабине три демонстрационные маски*

•По окончании проверки аварийно-спасательного, кислородного и пожарного оборудования

– **ДОКЛАД КВС……ВЫПОЛНИТЬ**

ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ ИЛИ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕМ

•После команды КВС «ДВЕРИ В ПОЛОЖЕНИЕ ARMED»

Старший бортпроводник выполняет следующие действия на передних входной и служебной дверях, бортпроводник – на задних входной и служебной дверях.

Примечание: При наличии третьего бортпроводника, старший бортпроводник выполняет следующие действия на передней входной двери, третий бортпроводник – на передней служебной двери, бортпроводник – на задних входной и служебной дверях.

– **ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНУЮ ШПИЛЬКУ СЕЛЕКТОРА «ARMED-DISARMED»……ВЫНУТЬ**

– **СЕЛЕКТОР «ARMED-DISARMED» В ПОЛОЖЕНИЕ «ARMED» ……..……..ПЕРЕВЕСТИ**

– **ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНУЮ ШПИЛЬКУ СЕЛЕКТОРА «ARMED-DISARMED» НА МЕСТО ХРАНЕНИЯ……УЛОЖИТЬ**

Разместить, предохранительную шпильку селектора «ARMED-DISARMED» в специальный отсек, размещенный в кресле бортпроводника

– **ПАССАЖИРЫ ЗАСТЕГНУТЫ РЕМНЯМИ……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

– **БАГАЖНЫЕ ПОЛКИ В ЗАПЕРТОМ ПОЛОЖЕНИИ……..ПРОВЕРИТЬ**

– **ДЕМОНСТРАЦИЮ КИСЛОРОДНОЙ МАСКИ……..……ВЫПОЛНИТЬ**

ВНИМАНИЕ:
ДЕМОНСТРАЦИЯ КИСЛОРОДНОЙ МАСКИ МОЖЕТ ВЫПОЛНЯТЬСЯ ПОСЛЕ ВЗЛЕТА ТОЛЬКО В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ И ДОЛЖНА БЫТЬ ЗАКОНЧЕНА ДО ДОСТИЖЕНИЯ ВЫСОТЫ 2500FT (ПРИМЕРНО ЧЕРЕЗ 15МИН ПОСЛЕ ВЗЛЕТА). ПРИ ДЕМОНСТРАЦИИ КИСЛОРОДНОЙ МАСКИ ПОСЛЕ ВЗЛЕТА УЧИТЫВАТЬ МЕТЕРОЛОГИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ

© ЗАО «ГСС»

- **Перед полетом над водным пространством**

– **ДЕТСКИЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ / ПЛОТИКИ ПАССАЖИРАМ С ДЕТЬМИ .....РАЗДАТЬ**

– **ИНСТРУКТАЖ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ, ДЕТСКИХ СПАСАТЕЛЬНЫ ЖИЛЕТОВ / ПЛОТИКОВ.....ПРОВЕСТИ**

– **ДЕМОНСТРАЦИЮ СПАСАТЕЛЬНОГО ЖИЛЕТА.....ВЫПОЛНИТЬ**

ВНИМАНИЕ:

Демонстрация спасательного жилета и инструктаж по использованию детских спасательных жилетов/ плотиков может выполняться после взлета только в случае, если взлет не выполняется над водным пространством.

РУЛЕНИЕ

– **ДОКЛАД ЛЕТНОМУ ЭКИПАЖА .....ВЫПОЛНИТЬ**

Старший бортпроводник докладывает о готовности к взлёту.

– **РАБОЧИЕ МЕСТА .....ЗАНЯТЬ**

ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

Летный экипаж информирует кабинный экипаж о начале взлета.

КРЕЙСЕРСКИЙ ЭШЕЛОН

– **ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ КУХНИ .....ВКЛЮЧИТЬ**

ВНИМАНИЕ:

Запрещается оставлять электронагревательные приборы во включенном состоянии без контроля бортпроводника

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ КАКОГО-ЛИБО ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЬНОГО ПРИБОРА ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ НЕСРАБАТЫВАНИЯ ЛАМП ИНДИКАЦИИ ВКЛЮЧИТЕ. ПРИБОР ПОВТОРНО. ЕСЛИ НЕСРАБАТЫВАНИЕ ЛАМП ИНДИКАЦИИ ПОВТОРИТСЯ - ДОЛОЖИТЕ ЭКИПАЖУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ПРЕДОХРАНИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЬНОГО ПРИБОРА, НЕ ВОЗВРАЩАТЬ ИХ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ! О НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛОЖИТЬ ЭКИПАЖУ

– **СЛЕДИТЕ ЗА СВЕТОВЫМИ СИГНАЛАМИ ВЫЗОВА БОРТПРОВОДНИКА ЭКИПАЖЕМ И ПАССАЖИРАМИ .**

– **КОНТРОЛИРЙТЕ РАБОТУ СИСТЕМ С ПУЛЬТА БОРТПРОВОДНИКА**

– **ТЕМПЕРАТУРУ САЛОНА.....КОНТРОЛИРОВАТЬ**

© ЗАО «ГСС»

СНИЖЕНИЕ

– **ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ КУХНИ……..…ОТКЛЮЧИТЬ**
– **СЪЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КУХНИ……..ЗАКРЕПИТЬ**
– **СТОЛИК ДЛЯ ПЕЛЕНАНИЯ В ЗАДНЕМ ТУАЛЕТЕ»……..ПРОВЕРИТЬ**

Столик для пеленания закреплен в сложенном виде

– **ТАБЛО «НЕ КУРИТЬ/ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ»……КОНТРОЛИРОВАТЬ**

Светосигнальное табло «НЕ КУРИТЬ/ПРИСТЕГНУТЬ РЕМНИ» горят

– **ПАССАЖИРЫ ЗАСТЕГНУТЫ РЕМНЯМИ……...КОНТРОЛИРОВАТЬ**
– **БАГАЖНЫЕ ПОЛКИ В ЗАПЕРТОМ ПОЛОЖЕНИИ ……...ПРОВЕРИТЬ**

•Для конфигурации AF

Убедитесь в том, что:

-шторы, отделяющие переднюю часть пассажирского салона от задней части, открыты и закреплены

– **ДОКЛАД ЛЕТНОМУ ЭКИПАЖА ……..……ВЫПОЛНИТЬ**

Старший бортпроводник докладывает о готовности к посадке пассажирской кабины

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

•Когда шасси выпущены:

Летный экипаж информирует кабинный экипаж о посадке через 1-2 мин

– **РАБОЧИЕ МЕСТА ……..……..ЗАНЯТЬ**

– **ДОКЛАД ЛЕТНОМУ ЭКИПАЖА ……..……ВЫПОЛНИТЬ**

Старший бортпроводник докладывает о готовности кабинного экипажа к посадке

НА СТОЯНКЕ

•После команды КВС «ДВЕРИ В ПОЛОЖЕНИЕ DISARMED»

Старший бортпроводник выполняет следующие действия на передних входной и служебной дверях, бортпроводник – на задних входной и служебной дверях.

Примечание: При наличии третьего бортпроводника, старший бортпроводник выполняет следующие действия на передней входной двери, третий бортпроводник – на передней служебной двери, бортпроводник – на задних входной и служебной дверях.

– **СЕЛЕКТОР «ARMED-DISARMED» В ПОЛОЖЕНИЕ «DISARMED» ……..……ПЕРЕВЕСТИ**
– **ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНУЮ ШПИЛЬКУ СЕЛЕКТОРА «ARMED-DISARMED»……..……УСТАНОВИТЬ**

© ЗАО «ГСС»

25.80 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Потребители	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Сводная панель световой сигнализации в переднем вестибюле		R DC		
Сводная панель световой сигнализации в заднем вестибюле		R DC		
Вызов БП с места пассажира		R DC		
Вызов БП из туалета		R DC		
Табло "НЕ КУРИТЬ"				L DC ESS-3
Табло "ЗАСТЕГНИ РЕМНИ"				R DC ESS-4
Табло "ВЕРНИСЬ НА МЕСТО"				R DC ESS-4
Табло "ТУАЛЕТ ЗАНЯТ"		R DC		
Управление освещением в передней вестибюле		L DC		L DC
Освещение пассажирской кабины /Зона A правая		R DC		
Освещение пассажирской кабины/ Зона B левая		R DC		
Освещение пассажирской кабины Зона C правая		R DC		
Освещение пассажирской кабины Зона D левая		R DC		
Освещение пассажирской кабины /Зона E правая				L DC ESS-3

© ЗАО «ГСС»

Потребители	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Освещение пассажирской кабины /Зона F левая				L DC ESS-3
Освещение пассажирской кабины Зона H/I левая				R DC ESS-4
Освещение пассажирской кабины Зона G правая/				R DC ESS-4
Индивидуальное освещение/передняя часть левая сторона				L DC
Индивидуальное освещение/передняя часть правая сторона				R DC
Индивидуальное освещение/задняя часть левая сторона				L DC ESS-3
Индивидуальное освещение/задняя часть правая сторона				R DC ESS-4
Освещение заднего вестибюля		L DC		
Освещение туалета L1		R DC		
Освещение туалета L2		R DC		
Панель пожарной защиты туалета		L DC		
Управление смывом 2				L DC ESS-3
Управление системой водоснабжения				L DC

© ЗАО «ГСС»

Потребители	**Нормальное электрообеспечение**		**Аварийное электрообеспечение**	
	AC	DC	AC	DC
Регулятор подачи тёплого воздуха в зону передней кухни	R DC			
Вакуум-генератор	L AC			
Обогрев бака воды	L AC			
Кухня передняя/Galley 1	L AC			
Кухня передняя/Galley 4	R AC			
Кухня передняя/Galley 1	L AC			
Кухня передняя/Galley 4	R AC			
Медицинская розетка	R AC			
Медицинская розетка				L DC

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

26.00 СОДЕРЖАНИЕ

26.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

26.20 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ 1

ОПИСАНИЕ 1

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 4

СИГНАЛИЗАЦИЯ 7

26.30 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА APU 1

ОПИСАНИЕ 1

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 3

СИГНАЛИЗАЦИЯ 7

26.40 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ 1

ОПИСАНИЕ 1

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 3

СИГНАЛИЗАЦИЯ 5

26.50 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА ТУАЛЕТОВ 1

ОПИСАНИЕ 1

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 2

26.60 РУЧНЫЕ ОГНЕТУШИТЕЛИ 1

ОПИСАНИЕ 1

26.70 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

26.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Пожарное оборудование включает:

- средства обнаружения пожара, перегрева, сигнализации и ликвидации пожара в отсеках силовой установки
- средства обнаружения пожара, сигнализации и ликвидации пожара в отсеке APU
- средства обнаружения и сигнализации задымления в туалетах и ликвидации возгорания содержимого мусоросборников туалетов
- средства обнаружения, сигнализации и ликвидации пожара в багажно-грузовых отсеках
- средства ликвидации очагов пожара в отсеках, доступных экипажу в полете
- блок пожарной защиты FC-310, формирующий сигнал о пожаре или перегреве отсеков силовой установки, о пожаре в отсеке APU и багажно-грузовых отсеках

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

26.20 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

ОПИСАНИЕ

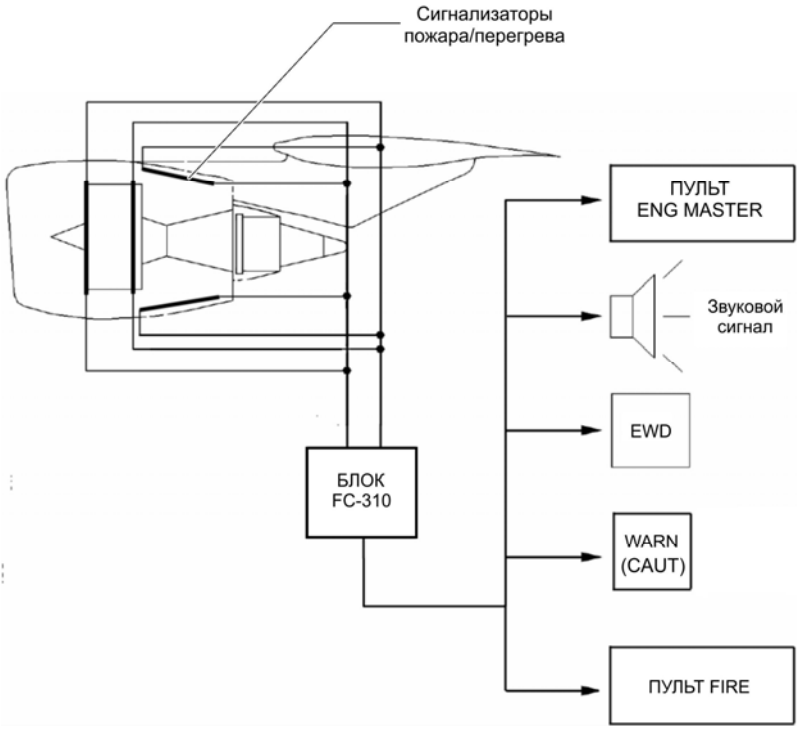
ОБНАРУЖЕНИЕ ПОЖАРА /ПЕРЕГРЕВА

В состав систем обнаружения пожара/перегрева входят два канала сигнализации

Каждый из двух каналов состоит из четырех сигнализаторов, установленных попарно в зонах вентилятора и камеры сгорания

При срабатывании сигнализатора в блок FC-310 поступает сигнал о перегреве или пожаре. При отказе одного из каналов исправный канал обеспечивает пожарную сигнализацию

СХЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ ПОЖАРА



© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНАЯ И ПРЕДУПРЕЖДАЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

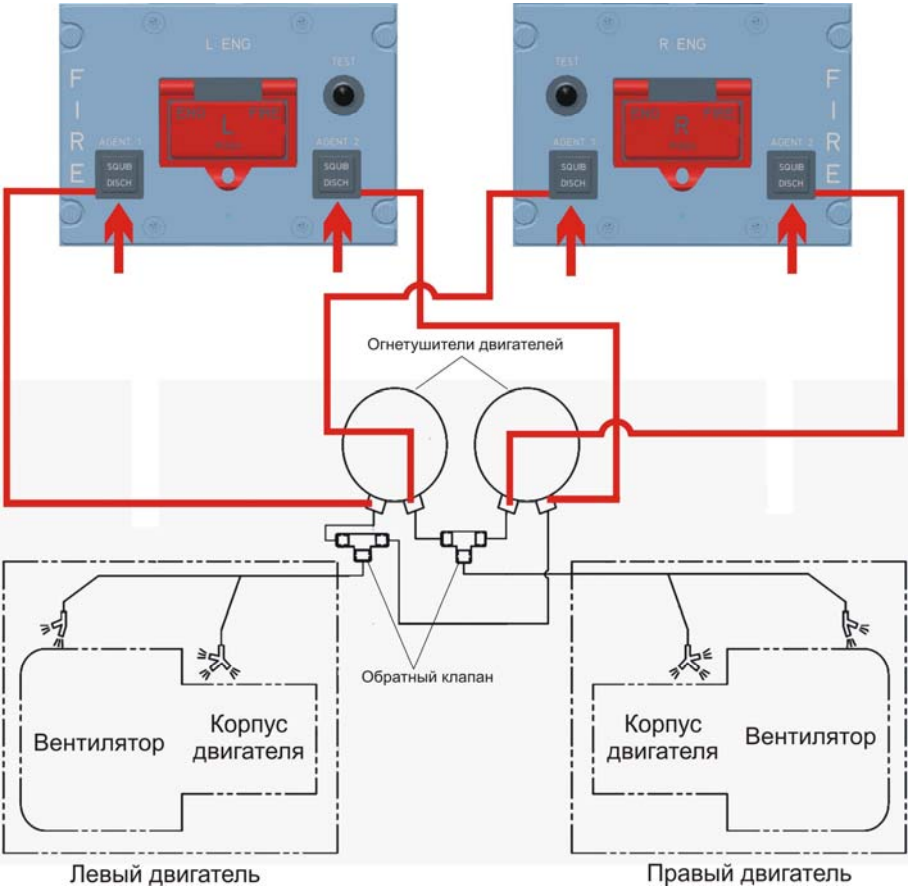
1. Аварийное текстовое сообщение индицируется в случае, если:
   - достигнут порог срабатывания хотя бы одним сигнализатором пожара в каждом из двух каналов
   - достигнут порог срабатывания сигнализации пожара одним каналом и перегрева другим
   - достигнут порог срабатывания сигнализации пожара одним каналом, при отказавшем другом канале
   - одновременном или с интервалом не более 5 сек отказе обоих каналов (при разрушении сигнализаторов или их электропроводки при нелокализованном разрушении роторов двигателя)
2. Предупреждающее текстовое сообщение индицируется в случае, если:
   - одновременно получен сигнал перегрева от двух каналов
   - получен сигнал перегрева от одного канала при отказе другого
3. Предупреждающее текстовое сообщение об отказе системы индицируется при отказе обоих каналов обнаружения пожара

ПОЖАРОТУШЕНИЕ В ОТСЕКЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Система пожаротушения:

- общие для двух двигателей огнетушители первой и второй очереди (по одному огнетушителю). Огнетушители оборудованы отдельными пиротехническими устройствами для подачи огнегасительного вещества к левому или правому двигателю
- системы пожаротушения левого и правого двигателя в состав которых входят:
  - обратный клапан, установленный за пиротехническими устройствами, для предотвращения попадания огнегасительного вещества второй очереди в разряженный ранее огнетушитель первой очереди
  - распылительные устройства
  - пульт управления средствами пожарной защиты ENG L(R) FIRE

© ЗАО «ГСС»


L ENG
R ENG
TEST
FIRE
AGENT 1
AGENT 2
SQUIB DISCH
Огнетушители двигателей
Обратный клапан
Вентилятор
Корпус двигателя
Корпус двигателя
Вентилятор
Левый двигатель
Правый двигатель

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТОЙ ДВИГАТЕЛЯ



1 Кнопка-табло L(R) ENG FIRE

Кнопка-табло защищена от непреднамеренного нажатия откидной защитной рамкой. Поле кнопки-табло высвечивается красным цветом при включении аварийной сигнализации пожара соответствующего двигателя

НАЖАТА :
- Выполняется останов двигателя
- Закрывается перекрывной кран топлива к двигателю
- Закрывается перекрывной противопожарный клапан
  - ГС 1- при пожаре отсеков левого двигателя
  - ГС 3- при пожаре отсеков правого двигателя
- Закрывается регулятор давления системы отбора воздуха от двигателя
- Отключается генератор
- Разблокируются кнопки включения очередей пожаротушения

© ЗАО «ГСС»

2 Кнопки-табло AGENT1(2)

При последовательном нажатии кнопок включается разряд соответствующего огнетушителя

SQUIB – Загорается белым цветом при включении разряда огнетушителя

DISCH – Загорается белым цветом при разряде огнетушителя

3 Кнопка TEST

Нажимная кнопка “TEST” предназначена для проверки сигнализации и индикации систем обнаружения пожара соответствующего двигателя

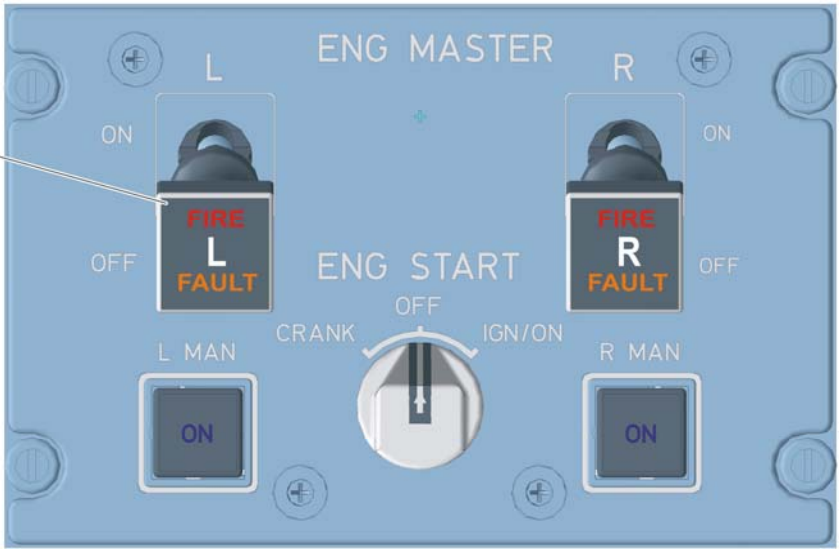
НАЖАТА
- Звучит аварийная звуковая сигнализация
- Включается световая сигнализация WARN
- На EWD высвечивается ENG L(R) FIRE
- На пульте управления высвечивается табло FIRE
- Высвечиваются SQUIB и DISCH на кнопках AGENT1(2)
- На пульте управления запуском двигателей высвечиваются табло FIRE L(R)

Примечание: В полете, при контроле кнопкой TEST, допускается появление сообщения FIRE DET AND IND FAULT. После завершения контроля сообщение снимается- средства пожарной защиты работоспособны

© ЗАО «ГСС»

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

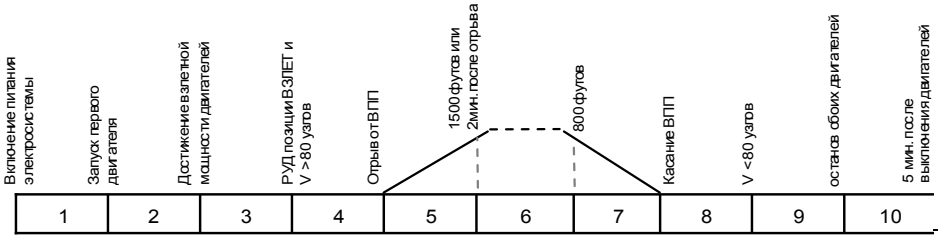


1 Рычажный выключатель ENG MASTER L(R)

FIRE – Высвечивается при включении аварийной сигнализации пожара соответствующего двигателя

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



Вид на дисплее [EWD], значение условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L (R)FIRE Пожар левого (правого) двигателя	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	Кнопка-табло FiRE L (R) push	нет
FIRE ENG L (R) OVERHEAT Перегрев левого (правого) двигателя *Если обнаружен пожар, сигнал по перегреву блокируется.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4;5;7;8
FIRE ENG L (R) DET FAULT Отказ системы обнаружения пожара левого (правого) двигателя	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4;5;7;8
FIRE ENG XTING FAULT Отказ системы пожаротушения двигателей				
FIRE DET AND IND FAULT Отказ системы обнаружения и индикации пожара по двум каналам.				
ENG FIRE BTL 1 (2) DISCH Огнетушитель силовой установки очередь 1(2) разряжен	нет	нет	Надпись DISCH на кнопке-табло AGENT1(2)	1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

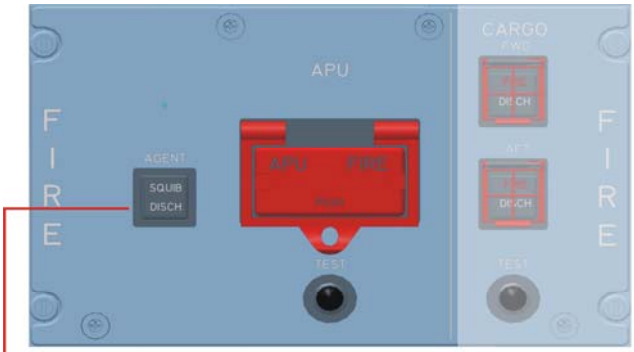
26.30 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА APU

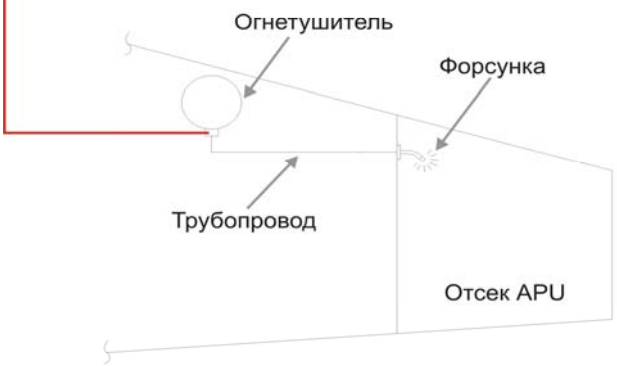
ОПИСАНИЕ

В состав системы обнаружения пожара в отсеке APU входят два сигнализатора пожара, образующих два дублирующих друг друга канала

Блок FC-310 включает аварийную сигнализацию при срабатывании двух каналов сигнализаторов

При отказе одного из каналов другой, исправный канал, обеспечивает сигнализацию о пожаре





© ЗАО «ГСС»

ПОЖАРОТУШЕНИЕ В ОТСЕКЕ APU

Система ликвидации пожара:

- огнетушитель
- распылительное устройство на пожарной перегородке
- пульт управления на потолочном пульте кабины экипажа
- пульт наземного (сервисного) обслуживания (останова APU и пожаротушения)

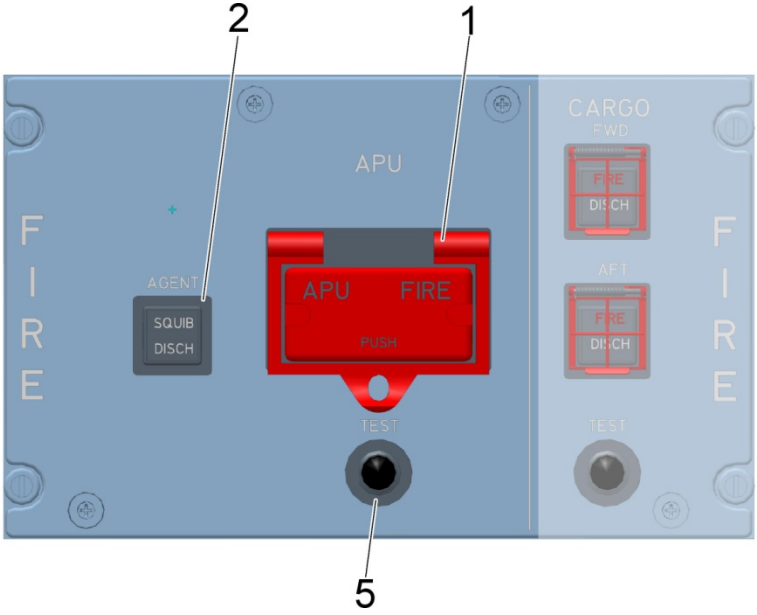
Пожаротушение осуществляется одной очередью. Включение пожаротушения выполняется с пульта пожарной защиты APU в кабине экипажа или с сервисного пульта наземного обслуживания.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТОЙ APU



1 Кнопка-табло APU FIRE

Кнопка-табло защищена от непреднамеренного нажатия откидной рамкой

Кнопка-табло высвечивается при включении аварийной сигнализации о пожаре в отсеке APU

НАЖАТА
- Выполняется останов APU и воздухозаборная створка отсека закрывается
- Закрывается перекрывной кран топлива
- Закрывается заслонка отбора воздуха от APU
- Отключается генератор
- Разблокируется кнопка включения пожаротушения AGENT

© ЗАО «ГСС»

2 Нажимная кнопка включения пожаротушения “AGENT

При нажатии кнопки включается разряд огнетушителя:

SQUIB – Загорается белым цветом при включении разряда огнетушителя

DISCH – Загорается белым цветом при разрядке огнетушителя

5 Нажимная кнопка «TEST»

НАЖАТА – Звучит аварийная звуковая сигнализация
– Включается световая сигнализация WARN
– На EWD высвечивается APU FIRE
– На пульте управления высвечивается табло APU FIRE

Примечание: В полете, при контроле кнопкой TEST, допускается появление сообщения FIRE DET AND IND FAULT.После завершения контроля сообщение снимается- средства пожарной защиты работоспособны

© ЗАО «ГСС»

СЕРВИСНЫЙ ПУЛЬТ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ



На пульте установлены:

Нажимная кнопка-табло APU FIRE

Кнопка-табло защищена от непреднамеренного нажатия откидной рамкой

Кнопка-табло высвечивается при включении аварийной сигнализации о пожаре в отсеке APU

НАЖАТА
- Выполняется останов APU и воздухозаборная створка отсека закрывается
- Закрывается перекрывной кран топлива
- Закрывается заслонка отбора воздуха от APU
- Отключается генератор
- Разблокируется кнопка включения пожаротушения AGENT

© ЗАО «ГСС»

Нажимная кнопка включения пожаротушения “AGENT

При нажатии кнопки включается разряд огнетушителя:

SQUIB – Загорается белым цветом при включении разряда огнетушителя

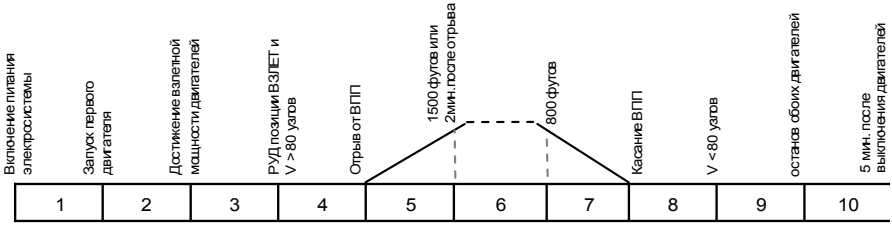
DISCH – Загорается белым цветом при разрядке огнетушителя

ПОЖАРОТУШЕНИЕ APU С СЕРВИСНОГО ПУЛЬТА НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

При пожаре откинуть защитную рамку и нажать кнопку-табло APU FIRE и через 10 сек. кнопку-табло AGENT

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на дисплее [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
APU FIRE Пожар APU	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	Кнопка-табло APU FIRE push	нет
FIRE APU DET FAULT Отказ системы сигнализации о пожаре APU	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4;5;7;8
FIRE APU XTING FAULT Отказ системы пожаротушения APU				
FIRE DET AND IND FAULT Отказ системы обнаружения и индикации пожара по двум каналам.				
APU FIRE BTL DISCH Огнетушитель APU разряжен	нет	нет	Надпись DISCH на кнопке-табло AGENT	1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

26.40 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ

ОПИСАНИЕ

Багажно-грузовые отсеки оборудованы сигнализаторами дыма/перегрева, установленными в нишах потолка. В переднем отсеке установлены четыре сигнализатора (по два в каждом канале), в заднем установлено шесть сигнализаторов (по три в каждом канале). Оба канала сигнализаторов подключены к блоку FC-310

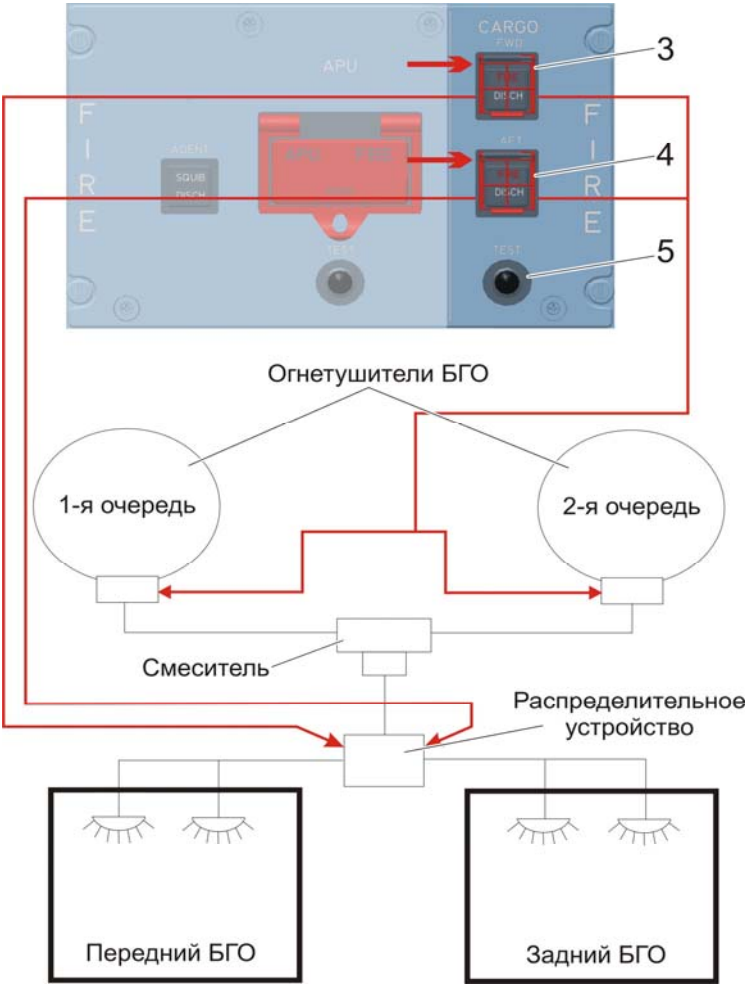
Блок FC-310 выдает аварийную сигнализацию о пожаре в соответствующем отсеке при срабатывании по дыму или температуре двух каналов сигнализаторов или одного канала при отказе другого

ПОЖАРОТУШЕНИЕ

Система пожаротушения:

- Огнетушитель первой очереди, для создания огнегасительной концентрации в одном из отсеков
- Огнетушитель второй очереди для поддержания огнегасительной концентрации в том же отсеке в течение 60 минут
- смеситель, установленный за пиротехническими устройствами баллонов, объединяющий и направляющий огнегасительное вещество в распределительное устройство
- распределительное устройство, установленное за смесителем и направляющее огнегасительное вещество к распылителям соответствующего отсека
- .пульт управления

© ЗАО «ГСС»


CARGO
FWD
APU
DISCH
AFT
DISCH
FIRE
FIRE
TEST
TEST
3
4
5
Огнетушители БГО
1-я очередь
2-я очередь
Смеситель
Распределительное устройство
Передний БГО
Задний БГО

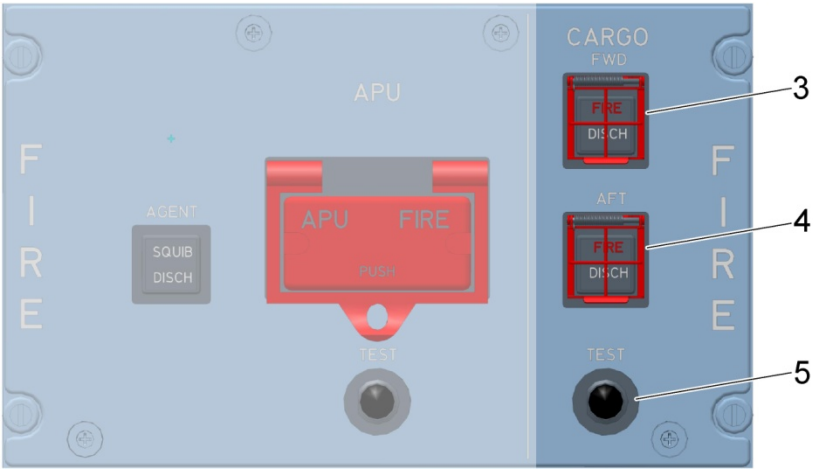
© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТОЙ БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ

Примечание: При включении электропитания на пульте управления пожарной защитой БГО допускается слабое подсвечивание табло FIRE. Табло DISCH при разряде огнетушителя не загорается. Разряд огнетушителей определять по сообщению CRGO BAY FIRE BTL 1(2) DISCH на EWD



3,4 Кнопки-табло CARGO FWD и AFT

Кнопки-табло защищены от непреднамеренного нажатия откидными рамками

FIRE – Сигнализация пожара соответствующего отсека

DISCH – Разряд огнетушителя первой очереди

НАЖАТА – Включаются огнетушители обеих очередей

– Включается распределительное устройство, направляющее огнегасительное вещество в соответствующий отсек

– Перекрываются заслонки вентиляции отсека

© ЗАО «ГСС»

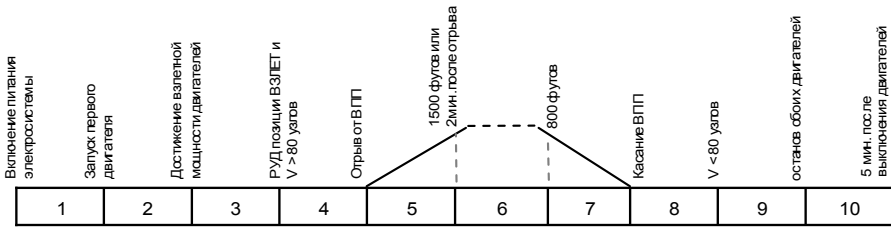
5 Кнопка TEST

НАЖАТА
- Звучит аварийная звуковая сигнализация
- Включается световая сигнализация WARN
- На EWD высвечиваются тексты FWD CRGO FIRE BAY и AFT CRGO FIRE BAY
- На пульте управления высвечиваются FIRE и DISCH

Примечание: В полете, при контроле кнопкой TEST, допускается появление сообщения FIRE DET AND IND FAULT.После завершения контроля сообщение снимается - средства пожарной защиты работоспособны

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на дисплее [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
FWD (AFT) CRGO FIRE BAY Пожар в переднем (заднем) багажно - грузовом отсеке	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	Надпись FIRE на кнопке-табло CARGO FWD (AFT)	нет
FIRE FWD (AFT) CRGO DET FAULT Отказ системы сигнализации о пожаре в переднем (заднем) багажно - грузовом отсеке	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3;4;5;7;8
FIRE CRGO XTING FAULT Отказ системы пожаротушения багажно – грузовых отсеков.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3;4;5;7;8
CRGO BAY FIRE BTL1 (2) DISCH Огнетушитель багажно – грузовых отсеков очередь 1 (2) разряжен	нет	нет	Надпись DISCH на кнопке-табло CARGO FWD(AFT)	нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

26.50 ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА ТУАЛЕТОВ

ОПИСАНИЕ

Пожарная защита:

- Обнаружение задымления
- Сигнализация
- Пожаротушение

СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ ЗАДЫМЛЕНИЯ:

- сигнализаторы дыма/перегрева на потолке в туалетах
- светосигнальные табло на потолочных панелях переднего и заднего вестибюлей
- пульт пожарной сигнализации на рабочем месте старшего бортпроводника

СИГНАЛИЗАЦИЯ

При срабатывании сигнализатора высвечивается светосигнальное табло места обнаружения дыма/перегрева и на пульте пожарной сигнализации, звучит тональный сигнал

ПОЖАРОТУШЕНИЕ В ТУАЛЕТЕ

Мусоросборники туалетов оборудованы автоматическими огнетушителями

При возникновении пожара в мусоросборнике выплавляются две легкоплавкие пробки огнетушителя и огнегасительное вещество подается через два распылительных устройства в очаг пожара

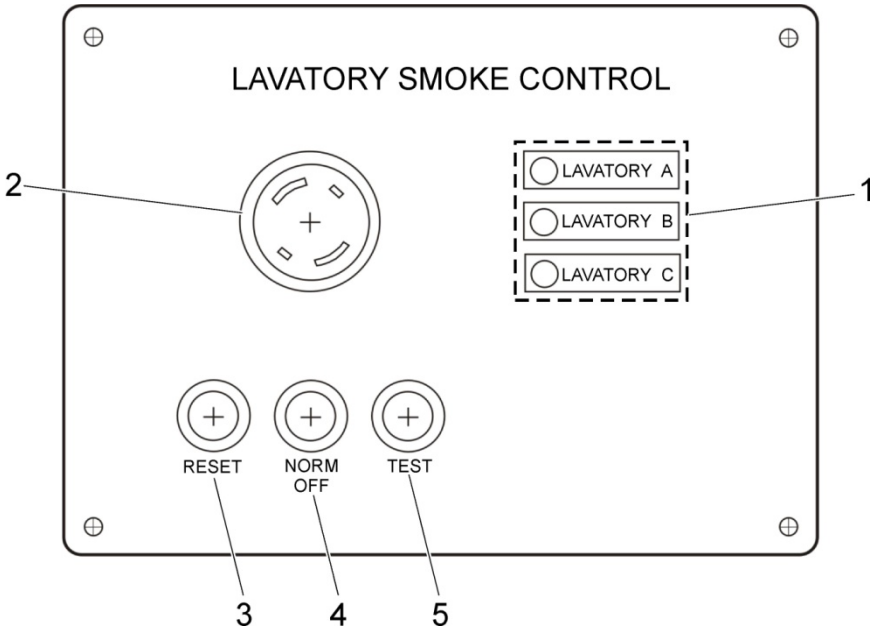
При задымлении в туалете

- членам экипажа ликвидировать очаг возгорания с помощью трех ручных огнетушителей

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ ПОЖАРНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ



1 Табло сигнализации дыма

Высвечивается при срабатывании сигнализатора дыма/перегрева соответствующего отсека

2 Звуковой сигнализатор

Тональный сигнал звучит при срабатывании сигнализатора дыма/перегрева

3 Нажимная кнопка RESET

НАЖАТА – Сброс сигнализации

4 Нажимная кнопка NORM OFF

НАЖАТА – Тональный сигнал отключается

5 Нажимная кнопка TEST

НАЖАТА – Табло высвечиваются
– Тональный сигнал звучит

© ЗАО «ГСС»

26.60 РУЧНЫЕ ОГНЕТУШИТЕЛИ

ОПИСАНИЕ

Ручные огнетушители предназначены для тушения очагов возгорания в отсеках, доступных экипажу

На борту имеется четыре огнетушителя модели А-1600:

- один огнетушитель на задней стенке в кабине экипажа
- три огнетушителя в пассажирском салоне (один впереди на полке гардероба и два за последним рядом кресел пассажиров)

На огнетушителе нанесены рабочие параметры и инструкция по применению

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

26.70 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

		Нормальное		Аварийное	
		AC	DC	AC ESS	DC ESS
1	Система обнаружения пожара.			нет	L DC ESS-3
2	Блок пожарной защиты			нет	L DC ESS (1,2) R DC ESS (1,2)
3	Пульт управления средствами пожарной защиты двигателя.			нет	RDC ESS-2 L DC ESS-1
4	Пульт управления средствами пожарной защиты APU и CARGO.			нет	RDC ESS-2 L DC ESS-1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

27.00 СОДЕРЖАНИЕ

27.10 ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
РЕЖИМЫ РАБОТЫ СИСТЕМЫ FBWCS 7
ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫЕ ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ FBWCS 10
27.20 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ 1
УПРАВЛЕНИЕ ПО ТАНГАЖУ И РЫСКАНИЮ 1
УПРАВЛЕНИЕ ПО КРЕНУ 2
УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ И ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ 3
БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА 5
ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА ПРИ ИЗМЕНЕНИИ КОНФИГУРАЦИИ САМОЛЕТА 6
УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ 7
27.40 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ 1
БОРТОВОЙ ПУЛЬТ 5
КОЗЫРЕК ПРИБОРНОЙ ДОСКИ 7
УЗЕЛ ПЕДАЛЕЙ 8
МНЕМОКАДР СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ 9
ИНДИКАЦИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD 18
СИГНАЛИЗАЦИЯ 20
27.50 УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ/ПРЕДКРЫЛКАМИ 1
ОПИСАНИЕ 1
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 6
СИГНАЛИЗАЦИЯ 12
27.60 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1
ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

27.10 ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

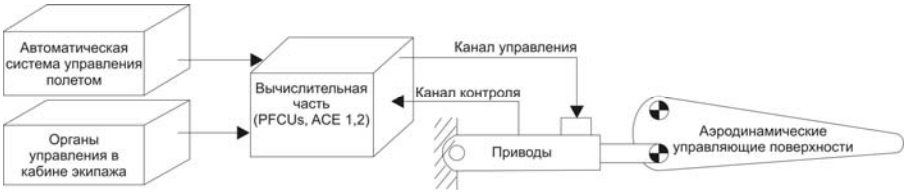
Система управления самолетом представляет собой электронную систему дистанционного управления (FBWCS) без механического соединения органов управления самолетом, расположенных в кабине экипажа, с аэродинамическими управляющими поверхностями.

ПРИНЦИП РАБОТЫ СИСТЕМЫ FBWCS

Пилоты, используя органы управления в кабине экипажа, осуществляют управление самолетом по тангажу, крену и рысканию.

Вычислительная часть системы FBWCS обрабатывает сигналы, поступающие от датчиков системы FBWCS и от взаимодействующих систем самолета. вычисляет команды управления, в соответствии с которыми исполнительные привода органов управления в кабине экипажа, и через канал управления устанавливает аэродинамические управляющие поверхности в заданное пилотами положение с целью выполнения полета по расчетной траектории, обеспечивая при этом:

- оптимальные характеристики устойчивости и управляемости самолета во всей допустимой области полета
- автоматическое ограничение предельных режимов полета по углу атаки, скорости и перегрузке
- автоматическую стабилизацию крена и тангажа достигнутых к моменту снятия усилий с боковой ручки управления самолетом в процессе ручного пилотирования самолетом



© ЗАО «ГСС»

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ УПРАВЛЯЮЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ



Управление по тангажу обеспечивают:

- руль высоты
- горизонтальный стабилизатор

Управление по крену обеспечивают:

- элероны
- интерцепторы

Управление по рысканию обеспечивает:

- руль направления

Основные управляющие поверхности

Руль высоты, элероны и руль направления устанавливаются в заданное положение при помощи электрогидравлических приводов.

Механизация крыла и горизонтальный стабилизатор

Закрылки и предкрылки, составляющие механизацию крыла, и горизонтальный стабилизатор устанавливаются в заданное положение при помощи электромеханических приводов.

Интерцепторы и тормозные щитки

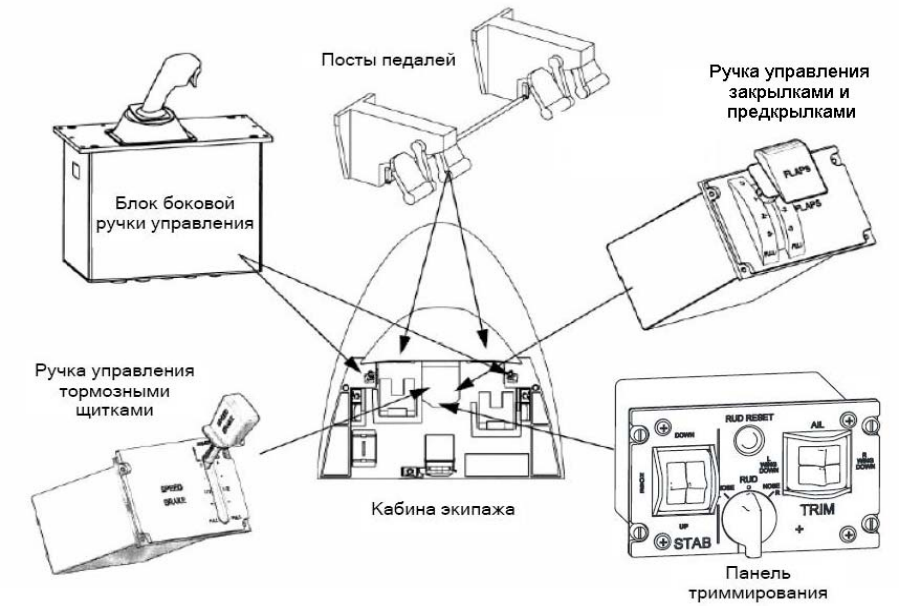
Интерцепторы и тормозные щитки устанавливаются в заданное положение при помощи электрогидравлических приводов

© ЗАО «ГСС»

УСТРОЙСТВА И ОРГАНЫ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА

- два блока боковых ручек управления самолетом предназначены для управления самолетом по крену и тангажу
- два узла педалей, механически связанные между собой, предназначены для управления самолетом по рысканию посредством руля направления
- ручка управления закрылками и предкрылками (FLAPS), функцией, которой является управление закрылками и предкрылками
- ручка управления интерцепторами и тормозными щитками (SPEED BRAKE), функцией, которой является управление симметричным отклонением интерцепторов, а при обжатых основных опорах шасси и тормозных щитков
- пульт триммирования, предназначен для управления пилотами триммированием самолета по крену и рысканию, а в минимальном режиме и по тангажу.



© ЗАО «ГСС»

ВЫЧИСЛИТЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Три вычислителя системы управления самолетом (PFCU) обеспечивают связь системы управления самолетом с другими системами самолета и для выполнения функций основного режима (NORMAL MODE).

БЛОК УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ПРИВОДОВ

Четырнадцать блоков управления и контроля приводов двух типов (ACE I) и (ACE II) обеспечивают:

- передачу сигналов от датчиков органов управления в вычислители PFCU и управление приводами по сигналам вычислителей PFCU
- прямое управление приводами по сигналам от датчиков органов управления (минимальный режим (DIRECT MODE))

В каждом блоке ACE предусмотрены канал управления и канал контроля. Канал управления блока ACE осуществляет функцию управления перемещением аэродинамических поверхностей. Канал контроля контролирует работу канала управления и переводит систему в безопасный режим функционирования при возникновении и обнаружении отказа в работе системы. Вычислители PFCU и блоки ACE объединены и установлены в левом и правом кабинетах.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬ-КОНТРОЛЛЕР ЭЛЕКТРОПРИВОДА

Шесть вычислителей-контроллеров электроприводами (MACE) обеспечивают:

- управление электроприводами по сигналам органов управления совместно с вычислителями PFCU
- прямое управление электроприводами по сигналам органов управления в режиме DIRECT MODE

В каждом контроллере MACE предусмотрены канал управления и канал контроля.

Контроллеры MACE управляют работой электромоторов, которые приводят в действие шарико-винтовые приводы закрылков и предкрылков и механизм перестановки стабилизатора.

В режиме «автоматическая балансировка» контроллеры MACE стабилизатора получают команды управления от вычислителей PFCU.

Каналы контроля контролируют работу каналов управления и переводят систему в безопасный режим функционирования при возникновении и обнаружении отказа в работе соответствующей системы.

БЛОК ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Два блока датчиков угловых скоростей (RSU) выдают данные в блоки ACE для обеспечения заданных характеристик демпфирования самолета в режиме DIRECT MODE.

© ЗАО «ГСС»

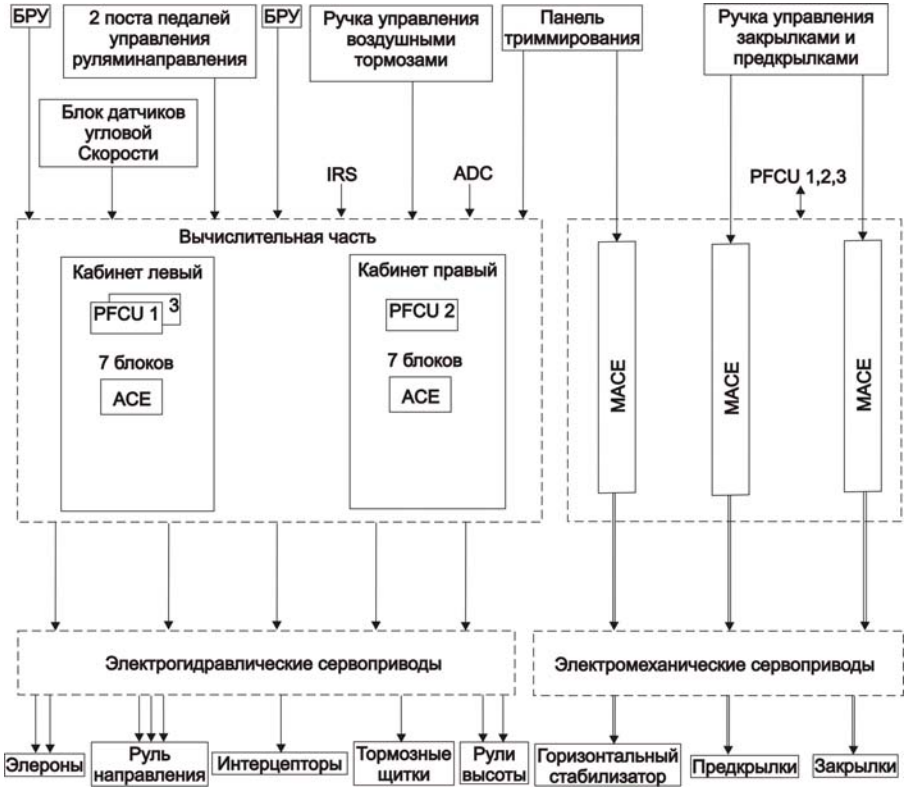
ПРИВОДЫ

Руль направления, рули высоты, элероны и интерцепторы приводятся в действие электрогидравлическими приводами, а тормозные щитки гидромеханическими приводами тормозных щитков (GSA) управляемыми блоками клапанов приводов тормозных щитков (GSV).

Привода получают питание от гидравлической системы HS1(HS2)(HS3).

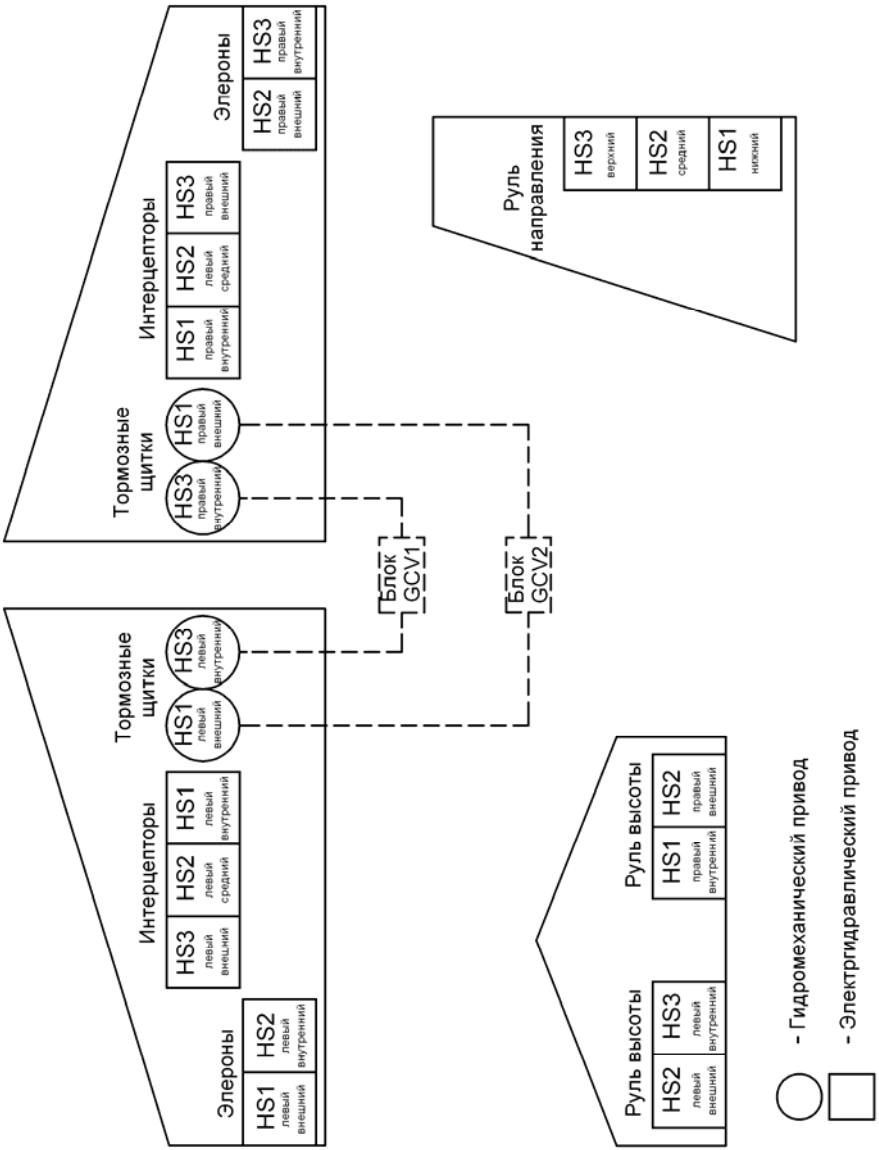
Горизонтальный стабилизатор, закрылки и предкрылки приводятся в действие при помощи электромеханических приводов.

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ



© ЗАО «ГСС»

СХЕМА СНАБЖЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ГИДРОПИТАНИЕМ



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМЫ РАБОТЫ СИСТЕМЫ FBWCS

Система FBWCS имеет три режима работы, Переход с одного режима на другой происходит автоматически, безударно

ОСНОВНОЙ РЕЖИМ

Основной режим (NORMAL MODE) реализуется при условии наличия всех необходимых данных от взаимодействующих систем самолета и исправной работе хотя бы одного вычислителя PFCU. Система FBWCS имеет три двухканальных вычислителя PFCU, которые независимо друг от друга формируют сигналы режима NORMAL MODE. Эти сигналы поступают в блоки ACE, где из трех сигналов формируется один управляющий сигнал, который поступает на соответствующий привод. Управление самолетом осуществляется в ручном и автоматическом режиме.

На земле в режиме NORMAL MODE отключен режим автобалансировки по крену и тангажу, стабилизатор управляется вручную.

УПРОЩЕННЫЙ РЕЖИМ

Переход в упрощенный режим происходит вследствие следующих отказов:

Отказ двух датчиков обжатия основных опор шасси	:	– отключение функции защиты от касания хвостовой частью фюзеляжа о ВПП до фактического отрыва самолета. – задержка активации автоматического торможения (после достижения определенной скорости)
Отказ сигнала положения стабилизатора	:	– заброс (недобор) по перегрузке или углу атаки в начальный момент времени после воздействия ручкой управления самолетом.
Отказ сигнала положения закрылков	:	– текущее положение закрылков вычисляется по положению ручки FLAPS. – отличие от истинного положения закрылков при выходе на предельные режимы. В этом случае неверное вычисление допустимых углов атаки и перегрузок (при больших скоростях возможно превышение угла атаки и/или недобор по перегрузке)

© ЗАО «ГСС»

Отказ сигнала ручки FLAPS в сочетании с отказом сигнала положения закрылков	:	– положение ручки FLAPS и закрылков остается на момент отказа. – в случае сохранения возможности управления механизацией крыла через MACE теряются функций ограничения по углу атаки, перегрузке, максимальной приборной скорости и числа М – –скорость перемещения горизонтального стабилизатора не соответствует текущему положению механизации крыла.
Отказ сигнала от ручки SPEED BRAKE	:	– невозможно ручное управление интерцепторами в полете – невозможно ручное и автоматическое управление интерцепторами и тормозными щитками на земле
Отказ сигнала веса (G).	:	– неточная работа функции ограничения нормальной перегрузки
Отказ сигнала радиовысоты	:	– сигнал радиовысоты постоянен и равен 1640 ft (500 м) – нет сигнала запрет на изменение положения механизации крыла после взлета – отказ функции автоматического торможения при посадке – нет отключения интегрального контура при подходе к земле – нет коррекции коэффициентов автопилота при подходе к земле.
Отказ сигналов оборотов N1 правого (левого) двигателя	:	– нет компенсации путевого момента при отказе одного двигателя. – нет компенсации продольного момента при изменении режима работы двигателей.
Отказ сигналов триммирования стабилизатора (элеронов) (руля направления)	:	– отказ функции триммирования стабилизатора (элеронов) (руля направления)

Примечание: Отдельная сигнализация о переходе в упрощённый режим отсутствует.

© ЗАО «ГСС»

МИНИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ

Система FBWCS переходит в минимальный режим (DIRECT MODE) при потере сигналов от всех систем ADC или IRS или отказе трех вычислителей PFCU.

В режиме DIRECT MODE используются сигналы блоков RSU для обеспечения заданных характеристик демпфирования самолета. При этом обеспечивается приемлемый уровень характеристик устойчивости и управляемости самолета, достаточный для безопасного завершения полета.

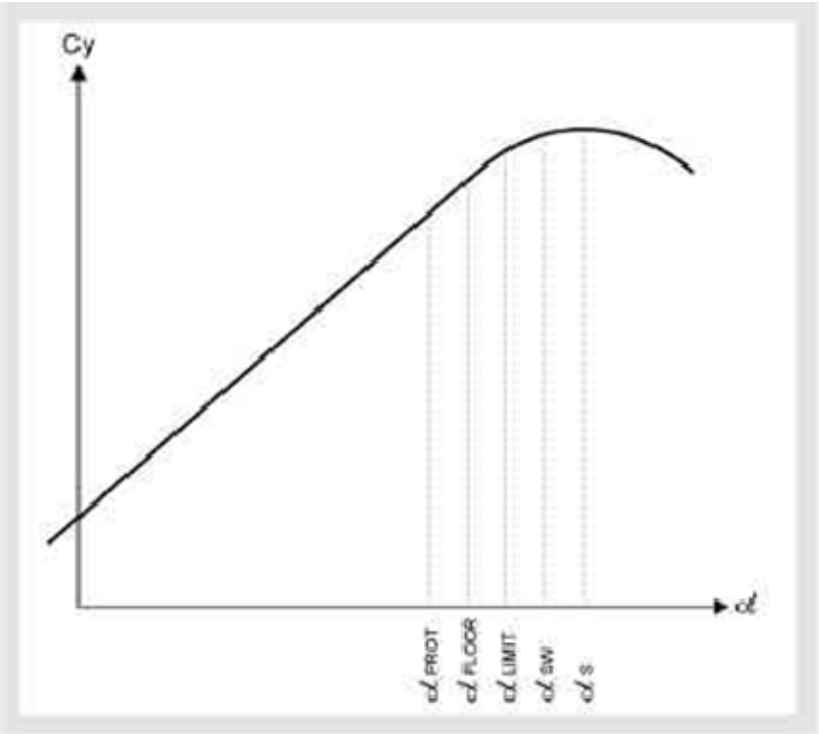
Ограничительные функции системы FBWCS и функции стабилизации текущего крена и тангажа не работают. Триммирование производится вручную. Управление самолетом осуществляется только в ручном режиме. При этом электрические сигналы, пропорциональные углам отклонения боковой ручки управления самолетом и педалей, через блоки ACE поступают в соответствующие приводы рулевых поверхностей, минуя вычислители PFCU.

Примечание: Если система FBWCS перешла с режима NORMAL MODE в упрощенный режим или режим DIRECT MODE, то обратный переход в режим NORMAL MODE работы в полете невозможен.

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫЕ ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ FBWCS

ОГРАНИЧЕНИЕ ПО УГЛУ АТАКИ



- α_{PROT} - начало работы системы ограничения угла атаки
- α_{FLOOR} - автоматический выход двигателей на режим максимальной тяги
- α_{LIMIT} - максимально достижимый угол атаки при отклонении боковой ручки управления самолетом "на себя"
- α_{SW} - выдача сигнализации предупреждения о возможности сваливания
- α_{S} - угол атаки сваливания, выход на который возможен в режиме DIRECT MODE

© ЗАО «ГСС»

При превышении угла атаки α_{PROT} в течение 2 секунд, отключается автопилот, а на α_{FLOOR} система FBWCS выдает командный сигнал в автомат тяги на перемещение РУД в положение взлетного режима (NTO) и уборку интерцепторов, если они были выпущены. После уменьшения угла атаки меньше α_{FLOOR} – 0.5° сигналы на уборку интерцепторов и автомат тяги отключаются, РУД при этом остаются в положении, достигнутом к этому моменту.

Примечание: Ограничительная функция на αFLOOR не работает, если радиовысота менее 98 ft (30 м), или скорость полета более 0.5 М, или приборная скорость полета меньше 65 kt.

На угле атаки α_{PROT} начинает работать ограничитель предельных режимов по углу атаки. При отклонении боковой ручки управления самолетом «на себя» СДУ автоматически ограничивает максимальный угол атаки самолета значением α_{LIMIT}, который может быть достигнут без дополнительной сигнализации. На углах близких к α_{LIMIT} возможен кратковременный заброс угла атаки до срабатывания сигнализации предупреждения о сваливании (α_{SW}).

ОГРАНИЧЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

При отклонении боковой ручки управления самолетом «на себя» система FBWCS автоматически ограничивает возможность создания перегрузки значением максимально допустимой эксплуатационной перегрузки, которая реализуется без дополнительной сигнализации. При создании максимальной перегрузки возможен незначительный заброс перегрузки, более максимальной эксплуатационной перегрузки, с выдачей соответствующей сигнализации.

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЕ УГЛА КРЕНА

На углах атаки до α_{PROT} до угла крена 35° система FBWCS стабилизирует угол крена, достигнутый к моменту освобождения боковой ручки управления самолетом и/или педалей по усилиям. Для выполнения разворота с креном более 35° требуется удержание боковой ручки управления самолетом, отклоненной по крену. При полном отклонении боковой ручки управления самолетом по крену достигается максимально возможный угол крена 54°-61° (в зависимости от скорости полёта).

В диапазоне углов атаки от α_{PROT} до α_{LIMIT} настроечные параметры ограничения крена уменьшаются по линейному закону.

На угле атаки α_{LIMIT} до угла крена 27° система FBWCS стабилизирует угол крена, достигнутый к моменту освобождения боковой ручки управления самолетом и/или педалей по усилиям. Для выполнения разворота с креном более 27° требуется удержание боковой ручки управления самолетом, отклоненной по крену. При полном отклонении боковой ручки управления самолетом по крену достигается максимально возможный угол крена 45°-52° (в зависимости от скорости полёта).

ОГРАНИЧЕНИЕ УГЛА ТАНГАЖА

В диапазоне углов тангажа от +20° до –10° система FBWCS стабилизирует угол тангажа, достигнутый на момент отпускания боковой ручки управления самолетом по усилиям. Для выполнения маневра с углами тангажа более +20° или менее –10° требуется удержание боковой ручки управления самолетом, отклоненной по тангажу. Удерживая боковую ручку управления самолетом полностью отклоненной по тангажу, можно достичь максимально возможный угол тангажа +28° (–20°). При снятии усилия с боковой ручки управления самолетом угол тангажа автоматически уменьшается до +20° или до –10°.

С целью исключения касания ВПП хвостовой частью фюзеляжа на взлете СДУ автоматически уменьшает командный сигнал на рули высоты на кабрирование в зависимости от угла тангажа и темпа его увеличения.

ОГРАНИЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ И ЧИСЛА М

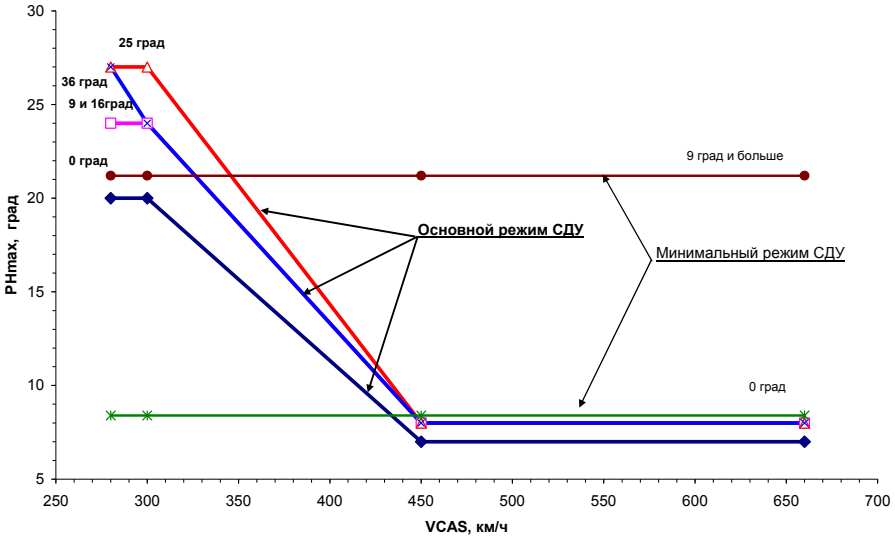
При достижении ограничения по приборной скорости или числу М полета в зависимости от полетной конфигурации, система FBWCS выдает сигнал на кабрирование (увеличение угла тангажа) и на автоматический выпуск интерцепторов. Темп кабрирования, момент выпуска и величина отклонения интерцепторов зависят от интенсивности роста скорости.

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЕ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Максимальный диапазон отклонения руля направления от +27° до –27° реализуется на скорости V_{IAS} менее 162 kt и при посадочном положении закрылков. На скорости V_{IAS} в интервале от 162 kt до 242 kt, располагаемый диапазон отклонения руля направления автоматически ограничивается в зависимости от приборной скорости и на скорости V_{IAS} более 242 kt, максимальный диапазон отклонения руля направления составляет от +8° до –8°.

В режиме DIRECT MODE ограничение отклонения руля направления осуществляется в зависимости от положения механизации крыла.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

27.20 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ

УПРАВЛЕНИЕ ПО ТАНГАЖУ И РЫСКАНИЮ

2 руля высоты и руль направления обеспечивают управление самолета по тангажу и рысканию соответственно.

Максимальное отклонение руля высоты от +22° до –27°. Знак «+» соответствует отклонению руля высоты вниз.

Максимальное отклонение руля направления от +27° до –27°.

Приводы руля высоты, руля направления управляются сигналами, поступающими от блоков АСЕ. Каждый привод руля высоты и руля направления управляется своим блоком АСЕ.

На каждой секции руля высоты установлено по два электрогидравлических привода.

Один из приводов работает в активном режиме, другой привод - в пассивном режиме. Приводы в активном режиме работают поочередно, по принципу – «через полет». При отказе активного привода руля высоты, пассивный привод, если он исправен, автоматически переключается в активный режим.

На руле направления установлены три привода, постоянно работающие в активном режиме.

Отказавшие приводы руля высоты и руля направления переходят в режим демпфирования.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ПО КРЕНУ

Один элерон и три интерцептора на каждом полукрыле обеспечивают управление самолета по крену.

Максимальный угол отклонения элеронов от –27° до +15°. Знак «+» соответствует отклонению элеронов вниз.

Максимальный угол отклонения интерцепторов для управления по крену–19,5°.

Приводы элеронов и интерцепторов управляются сигналами, поступающими от блоков ACE. Каждый привод элеронов управляется своим блоком ACE, а каждая пара симметричных интерцепторов на левой и правой половине крыла, управляются одним блоком ACE.

На каждой секции элеронов установлено по два электрогидравлических привода.

Один из приводов работает в активном режиме, другой привод - в пассивном режиме.

Приводы в активном режиме работают поочередно, по принципу – «через полет».

При отказе активного привода элеронов пассивный привод, если он исправен, автоматически переключается в активный режим.

Отказавшие приводы элеронов переходят в режим демпфирования.

Интерцепторы вступают в работу при отклонении боковой ручки управления самолетом на величину более 1/3 полного хода.

Каждая секция интерцепторов приводится в действие отдельным электрогидравлическим приводом.

Интерцепторы переводятся в режим уборка в случае отказа привода, блока ACE или соответствующей гидросистемы.

В случае отказа секции интерцептора на одном крыле работа симметричной секции интерцептора на другом крыле блокируется.

Управление интерцепторами по каналу управления креном выполняется от боковой ручки управления самолетом.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ И ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ

УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ В РЕЖИМЕ ВОЗДУШНЫХ ТОРМОЗОВ

В зависимости от положения ручки SPEED BRAKE управление интерцепторами может быть ручным или автоматическим.

РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Примечание: Не рекомендуется выпуск интерцепторов в полете во время перемещения механизации крыла

Ручное управление не зависит от режима работы системы FBWCS и выполняется при установке рукоятки SPEED BRAKE на выпуск между положениями RET и FULL. В этом случае интерцепторы обоих полукрыльев синхронно выпускаются на угол, заданный рукояткой. При полностью выпущенных интерцепторах (55°) управление по крену производится элеронами от боковой ручки управления самолетом и путем уменьшения угла отклонения интерцепторов на внешнем полукрыле.

Ручной выпуск интерцепторов в режиме воздушных тормозов, в полете, блокируется в режиме NORMAL MODE в следующих условиях:

- РУД находятся в положении больше, чем CLIMB
- угол атаки больше, чем αFLOOR
- закрылки выпущены в положение FULL в полете
- при наличии сигналов отказа руля высоты или интерцепторов

В случае появления условий блокировки при выпущенных интерцепторах, они плавно убираются в течение от 1,5 до 2 секунд, а после снятия условий блокировки, интерцепторы, вновь выпускаются в положение заданное рукояткой SPEED BRAKE .

АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Режим автоматического управления реализуется в режиме NORMAL MODE и в упрощенном режиме, включается установкой рукоятки SPEED BRAKE в положение GND SPLRS ARMED путем ее вытягивания вперед/вверх.

В этом случае интерцепторы полностью выпускаются на пробеге или на прерванном взлете при одновременном выполнении следующих условий:

- имеется сигнал обжатия от двух основных опор шасси
- РУД находятся в положение IDLE или REV
- скорость больше 40 kt
- радиовысота менее 5 ft (1,5 м)

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ

Тормозные щитки используются в режиме NORMAL MODE и в упрощенном режиме, только если самолет находится на земле.

В режиме DIRECT MODE управление тормозными щитками блокируется.

Тормозные щитки, в отличие от интерцепторов, имеют только два положения: «убрано» и «выпущено на полный угол».

Тормозные щитки автоматически убираются на скорости менее 40 kt (74 км/ч).

В зависимости от положения ручки SPEED BRAKE, управление тормозными щитками может быть ручным или автоматическим.

РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Режим ручного управления включается при установке рукоятки SPEED BRAKE на выпуск между положениями RET и FULL.

Выпуск тормозных щитков в ручном режиме управления производится при одновременном выполнении следующих условий:

- имеется сигнал обжатия хотя бы от одной основной опоры шасси,
- РУД находятся в положении IDLE или REV,
- скорость больше 40 kt
- радиовысота менее 5 ft (1,5 м)

АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Режим автоматического управления включается установкой рукоятки SPEED BRAKE в положение GND SPLRS ARMED путем ее вытягивания вперед/вверх.

Выпуск тормозных щитков в автоматическом режиме управления производится при одновременном выполнении следующих условий:

- имеется сигнал обжатия от двух основных опор шасси;
- РУД находятся в положении IDLE или REV,
- скорость больше 40 kt
- радиовысота ниже 5 ft (1.5 м).

© ЗАО «ГСС»

БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

На земле управление триммированием элеронов и руля направления производится вручную, сдвоенным нажимным переключателем AIL, поворотным переключателем RUD или кнопкой RUD TRIM RESET.

В полете, по сигналу разжатого положения основных опор шасси или на радиовысоте более 5 ft (1.5 м), система FBWCS переходит в режим стабилизации текущего крена при нейтральном положении боковой ручки управления самолетом и педалей при этом сохраняется ручное управление триммированием элеронов.

Балансировка в канале рыскания выполняется вручную.

ВЫПОЛНЕНИЕ РАЗВОРОТОВ

При отклонении боковой ручки управления самолетом по крену, система FBWCS автоматически компенсирует возникающее скольжение, отклонением руля направления, обеспечивая выполнение координированного разворота без перемещения педалей.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ПАРИРОВАНИЕ РАЗВОРАЧИВАЮЩЕГО МОМЕНТА ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При отказе одного двигателя, независимо от режима работы автопилота происходит автоматическое отклонение руля направления в сторону работающего двигателя. Величина отклонения руля направления пропорциональна разнице оборотов N1 двигателей. В течение 60 секунд сигнал на отклонение руля направления уменьшается до нуля. За это время пилот, при отключённом автопилоте, используя педали и триммирование руля направления, балансирует самолет. При включенном автопилоте балансировка осуществляется автоматически.

В дальнейшем автоматическое парирование разворачивающего момента будет происходить при каждом изменении оборотов N1 работающего двигателя на 8% и более.

© ЗАО «ГСС»

ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

На земле и в полете на радиовысоте менее 50 ft (15 м) управление стабилизатором выполняется вручную, сдвоенным нажимным переключателем STAB.

В полете, на радиовысоте более 50 ft (15 м), система FBWCS переходит в режим стабилизации текущего тангажа при нейтральном положении боковой ручки управления самолетом.

В полете при выпуске и уборке механизации крыла, интерцепторов и при изменении режимов работы двигателей, система FBWCS автоматически компенсирует возникающую перебалансировку самолета отклонением руля высоты и стабилизатора.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Система управления стабилизатором (HSCS) электромеханическая, двухканальная.

В качестве исполнительного механизма для отклонения стабилизатора используется шарико-винтовой механизм, в котором имеются верхний и нижний приводы со своими электромоторами реверсивного действия. Оба привода работают одновременно. При выпущенной механизации крыла скорость отклонения стабилизатора в два раза больше, чем в полетной конфигурации.

В случае отказа одного из приводов второй привод обеспечивает отклонение стабилизатора по свободной части винта со скоростью в два раза медленнее.

При заклинивании одного привода в положении стабилизатора +2°, исправный привод обеспечивает отклонение стабилизатора на полный ход от +2° до –12°, а при заклинивании одного привода в положении стабилизатора –12°, исправный привод обеспечивает отклонение стабилизатора в диапазоне от –5° до –12°.

Система HSCS работает в следующих режимах:

- автоматическая балансировка в полете
- ручное управление стабилизатором

АВТОМАТИЧЕСКАЯ БАЛАНСИРОВКА В ПОЛЕТЕ

При полете на радиовысотах более 50 ft (15 м) система HSCS по сигналам системы FBWCS обеспечивает автоматическую балансировку самолета по продольному каналу путем перестановки стабилизатора в диапазоне от +2°до –12°. При этом руль высоты удерживается в положении близком к нейтральному, что обеспечивает его максимальную эффективность и минимизирует аэродинамическое сопротивление.

Автоматическое отклонение стабилизатора блокируется в случае работы защитных функций системы FBWCS по углу атаки, углу тангажа, приборной скорости или числу М и когда командный сигнал по нормальной перегрузке выходит за пределы диапазона от 0,8 до 1,2 ед.

РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Ручное управление стабилизатором используется на земле для установки стабилизатора во взлетное положение и для балансировки самолета в полете, в режиме DIRECT MODE.

В режиме NORMAL MODE и в упрощенном режиме, команда на отклонение стабилизатора от нажимного переключателя STAB блокируется, если радиовысота более 50 ft (15 м).

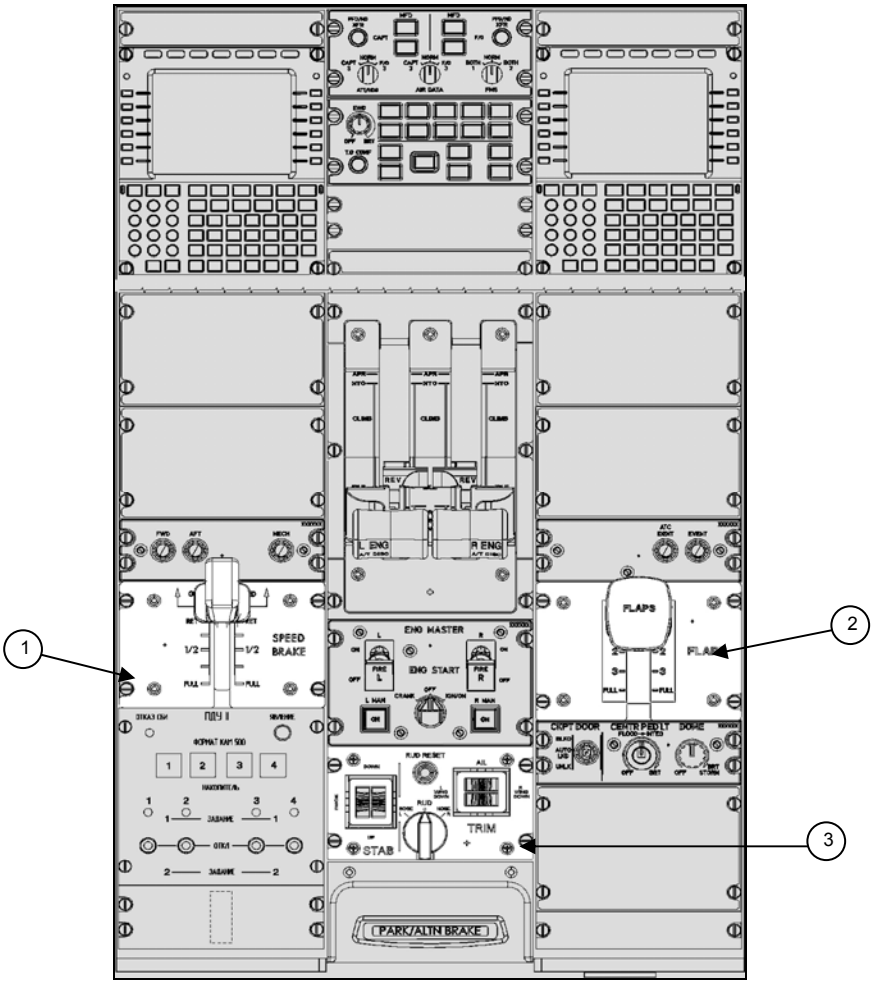
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

27.40 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ



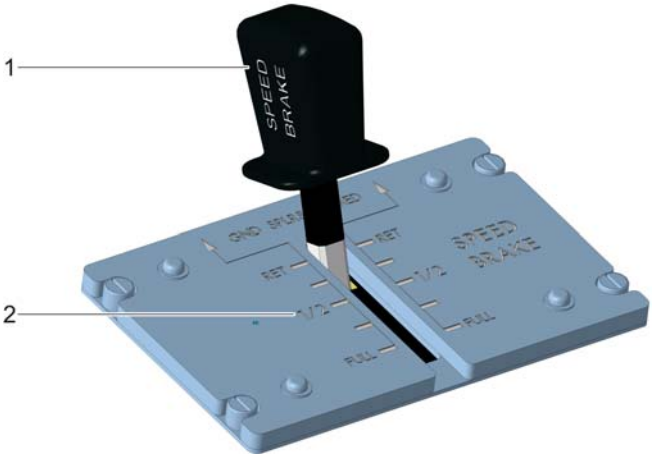
1 Панель управления интерцепторами и тормозными щитками

2 Панель управления закрылками и предкрылками

3 Пульт триммирования

© ЗАО «ГСС»

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ И ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ



1 Ручка управления интерцепторами и тормозными щитками (SPEED BRAKE)

Ручка SPEED BRAKE обеспечивает:

- выпуск интерцепторов в полете
- выпуск интерцепторов и тормозных щитков на земле

  Для выпуска нажать на ручку SPEED BRAKE и установить ее в требуемое положение. В положении 1/2 по шкале предусмотрен фиксатор.
- подготовку интерцепторов и тормозных щитков к выпуску в автоматическом режиме

  Для подготовки к выпуску в автоматическом режиме ручку SPEED BRAKE, находящуюся в положении RET, вытянуть вверх и установить в положение GND SPLRS ARMED.
  Когда ручка SPEED BRAKE находится в положении GND SPLRS ARMED при приземлении или в случае прерванного взлета и включении реверса двигателей происходит автоматический выпуск интерцепторов и тормозных щитков.

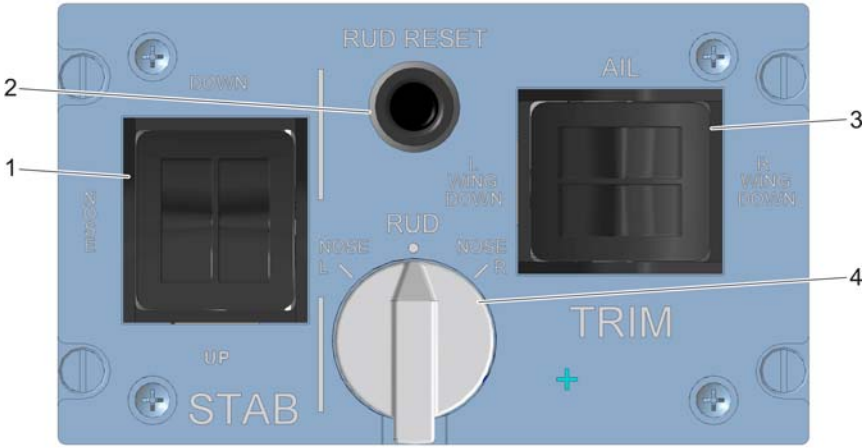
© ЗАО «ГСС»

2 Шкала положения ручки SPEED BRAKE

GND SPLRS ARMED	:	интерцепторы и тормозные щитки подготовлены к выпуску в автоматическом режиме
RET	:	интерцепторы и тормозные щитки убраны
1/2	:	Интерцепторы и тормозные щитки выпущены наполовину
FULL	:	интерцепторы и тормозные щитки выпущены полностью

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ ТРИММИРОВАНИЯ



1 Сдвоенный нажимной переключатель STAB управления стабилизатором

NOSE UP : создается кабрирующий момент самолета
NOSE DOWN : создается пикирующий момент самолета

2 Кнопка RUD RESET

Нажатие на кнопку обнуляет сигнал триммирования руля направления

3 Сдвоенный нажимной переключатель AIL управления триммированием элеронов

L WING DOWN : создается момент на создание левого крена
R WING DOWN : создается момент на создание правого крена

4 Поворотный переключатель RUD управления триммированием руля направления

Для поворота переключателя необходимо на него нажать. Переключатель RUD поворачивать уверенно, не допуская малых отклонений около нейтрального положения переключателя. Величина отклонения триммера руля направления зависит от времени, а не от величины отклонения переключателя RUD.

NOSE L : создается момент на отклонение самолета влево
NOSE R : создается момент на отклонение самолета вправо

© ЗАО «ГСС»

БОРТОВОЙ ПУЛЬТ

БОКОВАЯ РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

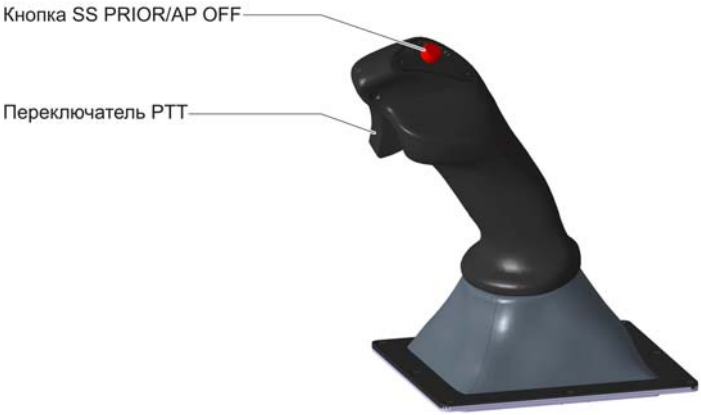
Боковая ручка управления самолетом (SS), установленная на левом и правом бортовом пульте, предназначена для ручного управления самолетом по крену и тангажу.

Левая и правая ручки SS механически не связаны между собой, и в нейтральном положении удерживаются пружинным загружателем.

При включении автопилота обе ручки SS дополнительно загружаются соленоидами в нейтральном положении. При приложении усилий превышающих дополнительную загрузку к любой из ручек SS дополнительная загрузка снимается, а автопилот отключается.

На ручке SS размещены:

- кнопка управления приоритетом ручки SS и отключения автопилота (SS PRIOR/AP OFF)
- кнопочный переключатель для ведения радиосвязи (PTT)



ЛОГИКА ПРИОРИТЕТА РУЧКИ SS

При отклонении одной ручки SS, управляющий сигнал от этой ручки SS поступает в блоки ACE.

При одновременном отклонении двух ручек SS, когда ни один из пилотов не взял приоритет управления ручки SS, управляющий сигнал, поступающий в блоки ACE равен алгебраической сумме сигналов от обеих ручек SS. При этом суммарный сигнал ограничен максимальным значением сигнала от одной ручки SS.

© ЗАО «ГСС»

Управление самолетом должно выполняться только одной ручкой SS. При этом возможность управления от другой ручки SS сохраняется.

В режиме NORMAL MODE, пилот может блокировать ручку SS другого пилота нажатием и удержанием кнопки SS PRIOR/AP OFF.

- Если кнопка SS PRIOR/AP OFF удерживается нажатой менее 40 секунд, то после освобождения кнопки SS PRIOR/AP OFF, управление от другого пилота восстанавливается, а индикация приоритета снимается.
- Если кнопка SS PRIOR/AP OFF удерживается нажатой более 40 секунд, то ручка SS другого пилота блокируется, и при освобождении кнопки SS PRIOR/AP OFF управление от нее автоматически не восстанавливается.
- Если нажатие и удержание кнопки SS PRIOR/AP OFF выполнено одновременно обоими пилотами, то определяющим является последнее нажатие.

Управление заблокированной ручкой SS восстанавливается после кратковременного нажатия на кнопку SS PRIOR/AP OFF, при этом на панели индикации приоритета управления (SS PRIOR) выдается индикация приоритета соответствующей ручки SS.

В режиме DIRECT MODE, логика приоритета ручки SS упрощена. Приоритет сохраняется у той ручки SS, кнопка SS PRIOR/AP OFF которой была нажата последней, и до тех пор, пока эта кнопка остается нажатой

Примечание: Первое нажатие на кнопку SS PRIOR/AP OFF приводит к отключению автопилота, если автопилот был включен. Второе нажатие на кнопку SS PRIOR/AP OFF приводит к отключению звуковой сигнализации об отключении автопилота.
Третье нажатие на кнопку SS PRIOR/AP OFF включает функцию приоритета ручного управления.

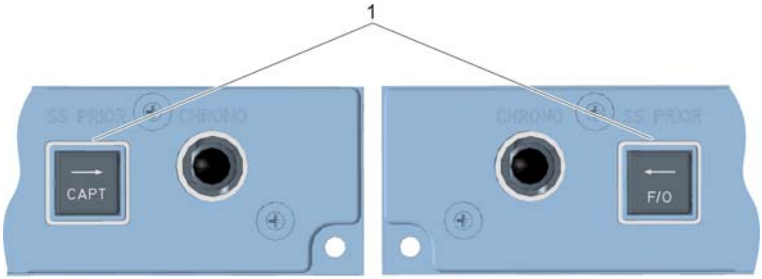
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИОРИТЕТА РУЧКИ SS

- У пилота, ручка SS которого заблокирована, на панели SS PRIOR светится стрелка красного цвета
- У пилота, ручка SS которого используется для управления самолетом, в случае, если ручка SS другого пилота находится не в нейтральном положении, на панели SS PRIOR светится надпись CAPT или F/O зеленого цвета.

© ЗАО «ГСС»

КОЗЫРЕК ПРИБОРНОЙ ДОСКИ

ПАНЕЛЬ ПРИОРИТЕТА РУЧКИ SS



1 Светосигнальное табло SS PRIOR индикации приоритета ручки SS

Речевая сигнализация «PRIORITY LEFT» или «PRIORITY RIGHT» звучит в каждом случае перехода приоритета ручки SS от одного пилота к другому.



: Стрелка красного цвета:

– светится на панели приоритета SS PRIOR пилота, который потерял приоритет управления ручки SS

– гаснет на панели приоритета SS PRIOR, если пилот восстановил приоритет управления ручки SS:

- в случае, когда другой пилот удерживал кнопку SS PRIOR/AP OFF на своей ручке SS менее 40 секунд
- в случае, когда пилот, потерявший приоритет управления ручки SS восстановил его нажатием и удерживанием кнопки SS PRIOR/AP OFF на своей ручке SS более 40 секунд



: Надпись зеленого цвета CAPT и F/O:

– Обе надписи мигают, когда оба пилота одновременно отклоняют свою ручку SS, и при этом ни один из них не взял приоритет управления ручки SS нажатием на кнопку SS PRIOR/AP OFF

Одновременно формируется текстовое сообщение «DUAL SS INPUT» и речевое сообщение «DUAL STICK INPUT»

– Светится постоянно, на панели SS PRIOR, пилота, который взял приоритет нажатием и удерживанием кнопки SS PRIOR/AP OFF на своей ручке SS, а ручка SS другого пилота при этом находится не в нейтральном положении.

– Гаснет, когда другой пилот устанавливает свою ручку SS в нейтральное положение

© ЗАО «ГСС»

УЗЕЛ ПЕДАЛЕЙ

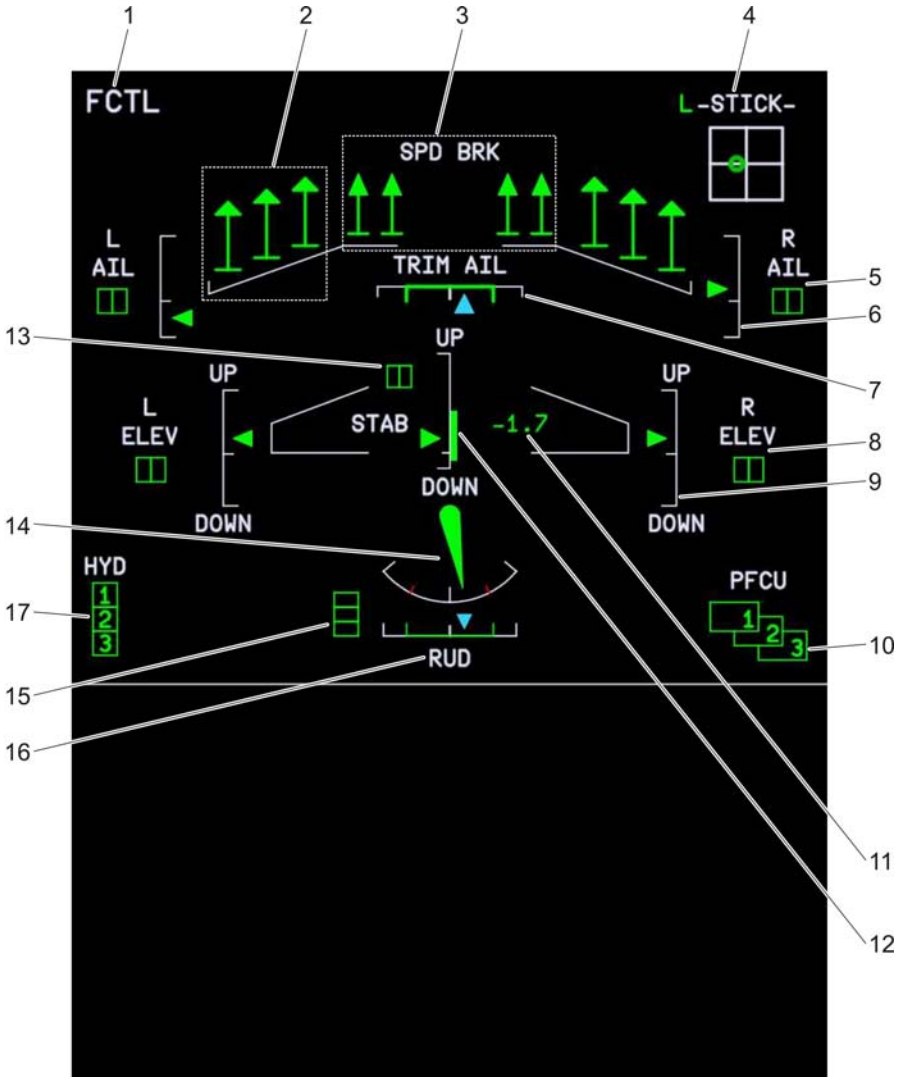
На самолете установлено два узла педалей: левый и правый.

Педали управления рулем направления механически связанны между собой.

Регулировка узла педалей под рост летчика выполняется с пульта RUD PED ADJ либо вручную с помощью механической регулировочной ручки (барашка), расположенной на торцевой части каждого узла педалей.

© ЗАО «ГСС»

МНЕМОКАДР СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ



© ЗАО «ГСС»

1 Название мнемокадра системы управления самолета

2 Индикация положения интерцепторов

Длина стрелки пропорциональна углу отклонению интерцепторов в диапазоне от 0 до 55 градусов


: управление интерцепторами исправно, угол отклонения интерцепторов менее 5 градусов


: управление интерцепторами исправно, угол отклонения интерцепторов более 5, но менее 50 градусов


: управление интерцепторами исправно, угол отклонения интерцепторов более 50 градусов


: угол отклонения интерцепторов менее 5 градусов, отказ управления интерцептором


: угол отклонения интерцепторов более 5, но менее 50 градусов, отказ управления интерцептором


: угол отклонения интерцепторов более 50 градусов, отказ управления интерцептором


: Данные недостоверны

3 Индикация положения тормозных щитков

Надпись белого цвета SPD BRK постоянно отображается над индикаторами положения воздушных тормозов


: управление тормозными щитками исправно, тормозные щитки убраны


: управление тормозными щитками исправно, тормозные щитки выпущены


: управления тормозными щитками неисправно, тормозные щитки убраны


: управление тормозными щитками неисправно, тормозные щитки выпущены


: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

4 Индикация положения боковой ручки управления самолетом.

Положение боковой ручки управления индицируется только на земле при обжатых стойках шасси.



: Управление от левой боковой ручки управления исправно



: Управление от правой боковой ручки управления исправно



: Управление от левой боковой ручки управления неисправно



: Управление от правой боковой ручки управления неисправно


: Данные недостоверны


: Данные недостоверны

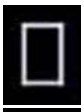

: Указатель, зеленого цвета, величины отклонения боковой ручки управления самолетом:
- Отклонение по тангажу в диапазоне от –14,7 до +14,7 градусов
- Отклонение по крену в диапазоне от –18,1 до +18,1 градусов



: Данные недостоверны

5 Индикация состояния электрогидравлических приводов элерона

Надписи L AIL и R AIL белого цвета светятся постоянно и обозначают соответственно левый и правый элерон


: привод пассивный, исправен


: привод активный, исправен


: привод неисправен

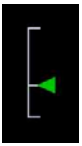

: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

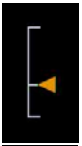
6 Индикация положения элерона

Положение элеронов определяется по подвижному треугольному индексу относительно неподвижной вертикальной шкалы белого цвета в диапазоне от –27° до + 15°. Знак «+» соответствует направлению элерона вниз.

Надписи L AIL и R AIL белого цвета светятся постоянно и соответственно обозначают левый и правый элероны



: Треугольный индекс зеленого цвета хотя бы при одном исправном приводе элерона



: Треугольный индекс желтого цвета при двух неисправных приводах элерона



: Данные недостоверны

7 Индикация положения триммера элерона

Положение триммера элеронов определяется по подвижному треугольному индексу относительно неподвижной горизонтальной шкалы белого цвета в диапазоне от –10° до +10°.

Надпись TRIM AIL белого цвета светится постоянно



: Треугольный индекс синего цвета, функция триммирования элерона исправна



: Треугольный индекс желтого цвета, отказ функции триммирования элерона

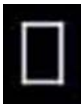


: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

8 Индикация состояния электрогидравлических приводов руля высоты

Надписи L ALEV и R ALEV белого цвета светятся постоянно и обозначают соответственно левый и правый руль высоты


: привод пассивный, исправен


: привод активный, исправен

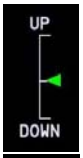

: привод неисправен


: данные недостоверны

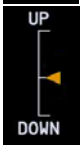
9 Индикация положения руля высоты

Положение руля высоты определяется по подвижному треугольному индексу относительно неподвижной вертикальной шкалы белого цвета в диапазоне от +22° до – 27°. Знак «+» соответствует направлению руля высоты вниз.

Надписи UP и DOWN белого цвета светятся постоянно и обозначают соответственно направление отклонения руля высоты вверх и вниз



: Треугольный индекс зеленого цвета хотя бы при одном исправном приводе руля высоты



: Треугольный индекс желтого цвета при двух неисправных приводов руля высоты



: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

10 Индикация состояния вычислителей системы управления самолетом (PFCU)

Надпись PFCU белого цвета светится постоянно.

Порядковый номер вычислителя PFCU указан в правом нижнем углу.



: Вычислитель PFCU исправен



: Вычислитель PFCU не исправен



: Данные недостоверны

11 Цифровой индикатор текущего значения угла отклонения горизонтального стабилизатора

Текущее значение угла отклонения горизонтального стабилизатора индицируется в диапазоне от –12,5° до +2,5°.



: Текущее значение угла отклонения хотя бы при одном исправном электромеханическом приводе горизонтального стабилизатора:

– значение светится постоянно, если треугольный индекс положения горизонтального стабилизатора находится в зеленой зоне.

– значение мигает, если треугольный индекс положения горизонтального стабилизатора находится вне зеленой зоны.



: Текущее значение угла отклонения при двух не исправных электромеханических приводах горизонтального стабилизатора:

– значение светится постоянно, если треугольный индекс положения горизонтального стабилизатора находится в зеленой зоне.

– значение мигает, если треугольный индекс положения горизонтального стабилизатора находится вне зеленой зоны.



: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

12 Индикация положения горизонтального стабилизатора

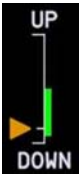
Положение горизонтального стабилизатора определяется по подвижному треугольному индексу относительно неподвижной вертикальной шкалы белого цвета в диапазоне от –12,5° до +2,5°.

Надписи UP и DOWN белого цвета светятся постоянно и соответственно обозначают направление отклонения горизонтального стабилизатора вверх и вниз

Зеленая зона на вертикальной шкале индицируется только на земле и указывает рекомендуемый для взлета диапазон положения горизонтального стабилизатора от –5,1° до +1°



: Треугольный индекс зеленого цвета хотя бы при одном исправном электромеханическом приводе горизонтального стабилизатора



: Треугольный индекс желтого цвета при двух неисправных электромеханических приводах горизонтального стабилизатора



: данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

13 Индикация состояния электромеханических приводов горизонтального стабилизатора

Надпись STAB белого цвета светится постоянно.


: привод исправен.


: привод не исправен.


: данные недостоверны

14 Индикация положения руля направления

Положение руля направления определяется по подвижному индексу относительно неподвижной шкалы белого цвета в диапазоне от +27° до – 27°.

Появляющиеся на неподвижной шкале риски красного цвета указывают диапазон, в котором действует ограничение на отклонение руля направления установленное логикой программного обеспечения.


: Индекс зеленого цвета хотя бы при одном исправном приводе руля направления


: Индекс желтого цвета при трех неисправных приводах руля направления


: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

15 Индикация состояния электрогидравлических приводов руля направления


: привод исправен.


: привод не исправен.


: данные недостоверны

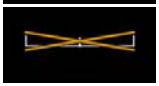
16 Индикация положения триммера руля направления

Положение триммера руля направления определяется по подвижному треугольному индексу относительно неподвижной горизонтальной шкалы белого цвета в диапазоне от +27° до –27°.

Надпись RUD белого цвета светится постоянно.


: Треугольный индекс синего цвета, функция триммирования руля направления исправна


: Треугольный индекс желтого цвета, отказ функции триммирования руля направления


: Данные недостоверны

17 Индикация состояния гидросистем

Надпись HYD белого цвета светится постоянно.

Порядковый номер гидросистемы указан в центре прямоугольного символа.

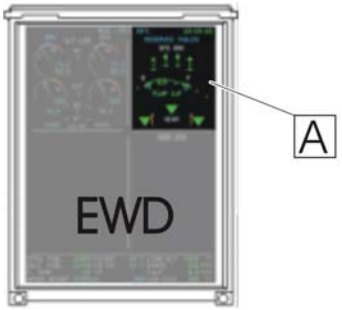

: Гидросистема исправна, давлении в гидросистеме 1100 psi и более

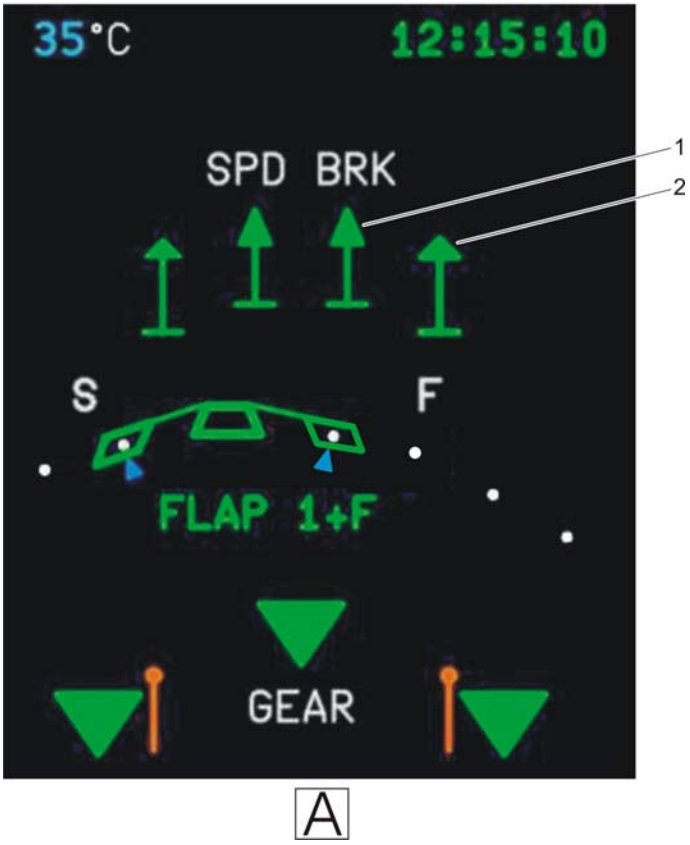

: Гидросистема не исправна, давлении в гидросистеме менее 1100 psi.


: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD





© ЗАО «ГСС»

1 Индикация положения левых (правых) тормозных щитков

Надпись SPD BRK белого цвета светится постоянно.


: управление тормозными щитками исправно, тормозные щитки убраны


: управление тормозными щитками исправно, тормозные щитки выпущены


: управления тормозными щитками неисправно, тормозные щитки убраны


: управление тормозными щитками неисправно, тормозные щитки выпущены


: Данные недостоверны

2 Индикация положения левых (правых) интерцепторов

Длина стрелки пропорциональна углу отклонению интерцепторов в диапазоне от 0 до 55 градусов


: управление интерцепторами исправно, угол отклонения интерцепторов менее 5 градусов


: управление интерцепторами исправно, угол отклонения интерцепторов более 5 градусов, но менее 50 градусов


: управление интерцепторами исправно, угол отклонения интерцепторов более 50 градусов


: угол отклонения интерцепторов менее 5 градусов, отказ управления интерцептором

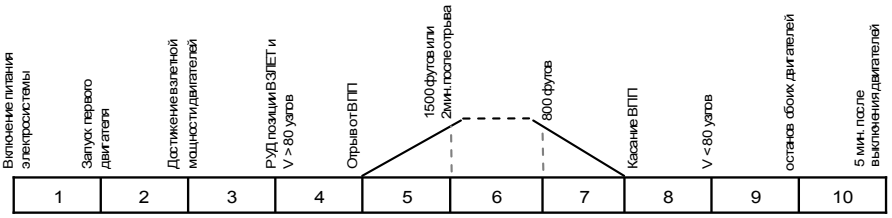

: угол отклонения интерцепторов более 5 градусов, но менее 50 градусов, отказ управления интерцептором


: угол отклонения интерцепторов более 50 градусов, отказ управления интерцептором


: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
F/CTL L(R) SIDESTICK FAULT Отказ левой (правой) ручки SS	Речевое сообщение: *«LEFT (RIGHT) SIDE STICK FAULT»*	Кнопка-табло WARN	нет	нет
F/ CTL DUAL SS INPUT Одновременно отклонены обе ручки SS	Речевое сообщение: *«DUAL STICK INPUT»*	Кнопка-табло CAUT	На табло SS PRIOR мигают надписи CAPT и F/O	
F/ CTL SIDESTICK PRIORITY Отказ функции приоритета ручки SS	Одинарный удар колокола			3, 4, 5, 7, 8
F/CTL PEDALS FAULT Отказ педалей управления рулем направления			нет	нет
F/CTL ALFA/G PROT FAULT Отказ ограничительных функций по углу атаки и перегрузке				4, 8
F/CTL ASYM THR PROT LOST Потеря функции парирования асимметрии тяги				5, 7

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
F/CTL DIRECT MODE Отказ режима NORMAL MODE *Режим DIRECT MODE включен.*	Речевое сообщение: *«DIRECT MODE»*	Кнопка-табло CAUT	нет	4
F/CTL STAB TRIM FAULT Отказ функции триммирования стабилизатором *Индикация предусмотрена только для режима DIRECT MODE.*	Одинарный удар колокола			3, 4, 5
F/CTL AILERON TRIM FAULT Отказ функции триммирования элеронов с пульта триммирования				3, 4, 5, 7, 8
F/CTL RUDDER TRIM FAULT Отказ функции триммирования руля направления с пульта триммирования				
F/CTL L (R) ELEVATOR FAULT Отказ левого (правого) руля высоты				4, 5
F/ CTL L (R) AILERON FAULT Отказ левого (правого) элерона				
F/CTL SPLRS FAULT Отказ интерцепторов				3, 4, 5, 7
F/CTL G–SPLRS FAULT Отказ тормозных щитков (внутренних и/или внешних)				3, 4, 5
F/CTL SPD BRKS FAULT Отказ интерцепторов и тормозных щитков				4, 5

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
F/CTL AUTO SPD BRK FAULT Отказ автоматического управления интерцепторами и тормозными щитками *Выпуск интерцепторов и тормозных щитков вручную возможен.*	нет	нет	нет	4, 5
F/CTL RUDDER FAULT Отказ руля направления	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN		нет
F/ CTL RUDDER DEGRADED Снижение эффективности руля направления *Отказ двух приводов руля направления*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		3, 4, 5, 8
F/CTL STAB DEGRADED Уменьшение скорости перемещения стабилизатора *Отказ одного привода стабилизатора*				3, 4, 7, 8
F/CTL STABILIZER JAM Заклинивание горизонтального стабилизатора				4, 5
F/CTL FAULT Отказ системы управления самолетом при наземном тестконтроле *Сообщение индицируется только на земле*				3, 4, 5, 6, 7, 8

© ЗАО «ГСС»

27.50 УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ/ПРЕДКРЫЛКАМИ

ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На каждом полукрыле установлены следующие устройства:

– две секции закрылков

– четыре секции предкрылков

Связь между системами управления закрылками/предкрылками электрическая. Закрылки/предкрылки управляются электродистанционно и приводятся в действие электроприводами.

Пилот управляет закрылками и предкрылками, перемещая ручку управления закрылками и предкрылками (FLAPS) на центральном пульте.

Ручка FLAPS имеет пять фиксированных положений.

ОСНОВНЫЕ АГРЕГАТЫ

Основные агрегаты систем управления закрылками/предкрылками аналогичны:

– Два вычислителя-контроллера электропривода (MACE) управляют электроприводами

– Электропривод (PDU) приводит в действие трансмиссию закрылков/предкрылков и конструктивно объединяет:
  - два независимых электромотора оборудованные электрическими тормозами (POBs).Тормоза POBs блокируют вращение электромоторов в случае, когда закрылки/предкрылки достигли заданного положения или обнаружен отказ системы управления закрылками/предкрылками
  - два датчика положения (PPU) направляют в вычислитель MACE сигнал о текущем положении закрылков/предкрылков

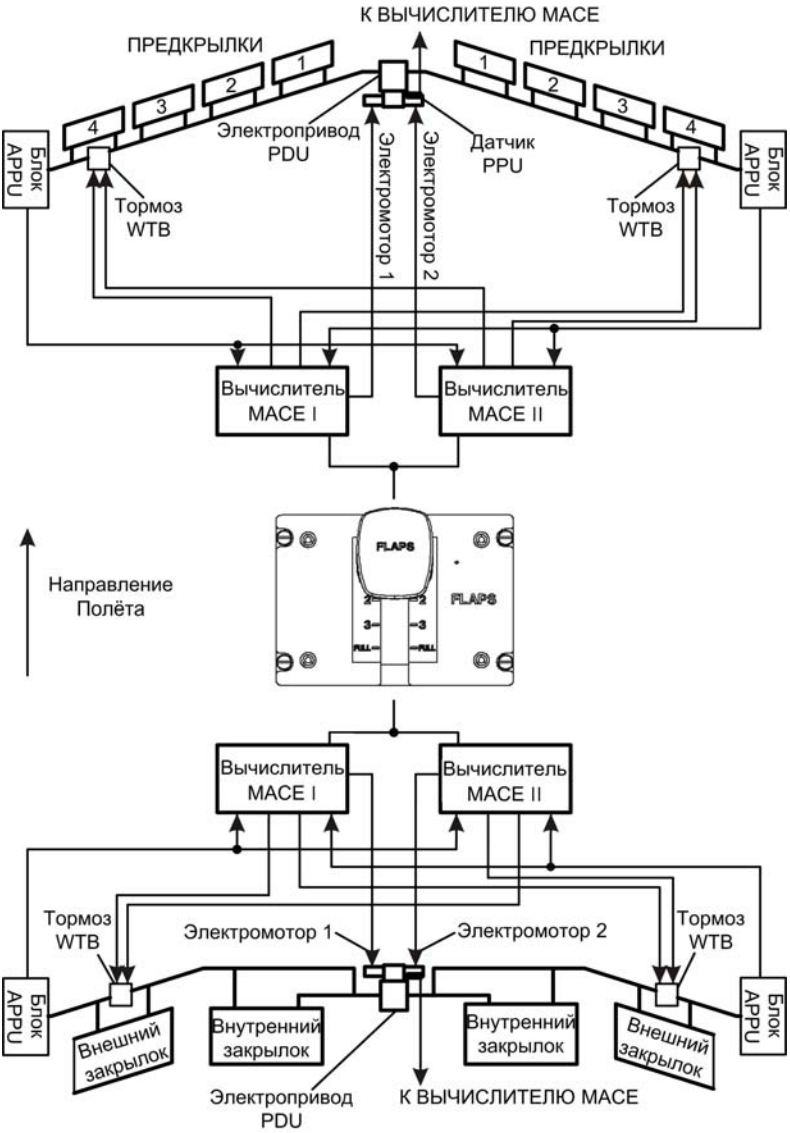
– Два блока датчиков рассогласования (APPU) предназначены для определения несимметричного или несогласованного или самопроизвольного перемещения закрылков/предкрылков

– Два тормоза трансмиссии (WTB) блокируют перемещение закрылков/предкрылков в случае, если определено несимметричное или несогласованное или самопроизвольное перемещение закрылков/предкрылков.

Примечание: В случае если сработали тормоза WTB закрылков/предкрылков, управление предкрылками/закрылками сохраняется только в разрешенном диапазоне.
В случае отказа одного вычислителя MACE или одного электропривода, скорость перемещения закрылков и/или предкрылков уменьшается в два раза.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА СИСТЕМЫ ЗАКРЫЛКОВ/ПРЕДКРЫЛКОВ



© ЗАО «ГСС»

ВИДЫ КОНФИГУРАЦИЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Ручка FLAPS может быть установлена в пять фиксированных положений 0,1,2,3 FULL, которым соответствуют следующие виды конфигурации механизации крыла:

- Фиксированному положению 0 соответствуют две конфигурации:
  - конфигурация FLAP 0
  - конфигурация FLAP ICE
- Фиксированному положению 1 соответствуют две конфигурации:
  - конфигурация FLAP 1
  - конфигурация FLAP 1+F
- Фиксированному положению 2 соответствует конфигурация FLAP 2
- Фиксированному положению 3 соответствует конфигурация FLAP 3
- Фиксированному положению FULL соответствуют конфигурация FULL

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫЕ ФУНКЦИИ

Примечание: В режиме DIRECT MODE ограничительные функции отключаются, при этом прямое управление механизацией крыла от ручки FLAPS сохраняется.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ УБОРКА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ПРИ ПРЕВЫШЕНИИ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ

Если в полете, с выпущенной механизацией крыла, скорость полета превысит значение максимальной скорости для текущей конфигурации на 3 kt, механизации крыла автоматически уберется в положение соответствующее следующей конфигурации. Последующее увеличение скорости полета приведет к повторению цикла автоматической уборки механизации крыла, до тех пор, пока не будет достигнута конфигурация 0.

Возвращение механизации в положение соответствующее положению ручки FLAPS происходит следующим образом. Если скорость полета будет меньше значения максимальной скорости для текущей конфигурации на 3 kt, механизация крыла автоматически выпустится в положение соответствующее следующей конфигурации. Последующее уменьшение скорости полета приведет к повторению цикла автоматического выпуска механизации крыла, до тех пор, пока не будет достигнута конфигурация соответствующая положению ручки FLAPS.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫПУСК МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ FLAPS=0

В полете, в конфигурации 0, при уменьшении скорости менее 200 kt механизации крыла автоматический выпускается до конфигурации 1 (18°/3°).

Механизация крыла автоматически возвращается в конфигурацию 0 при увеличении скорости полета более 205 kt.

ЗАПРЕТ НА ИЗМЕНЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ПОСЛЕ ВЗЛЕТА

При выполнении взлета, на скорости 80 kt блокируется изменение положения закрылков и предкрылков в течение последующих 30 секунд или до высоты 400 ft (120 м), что наступит раньше.

© ЗАО «ГСС»

ЗАПРЕТ НА УБОРКУ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Уборка механизации крыла блокируется, не зависимо от положения ручки FLAPS, если скорость полета меньше значения минимально допустимой скорости для очередной конфигурации. Блокировка на уборку механизации крыла снимается, когда скорость полета будет больше значения минимально допустимой скорости для очередной конфигурации на 3 kt.

Примечание: Минимально допустимая скорость полета вычисляется в зависимости от текущего веса самолета и с учетом наличия обледенения.

НЕПОЛНАЯ УБОРКА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Для предотвращения повреждения крыла, отложениями льда на носовой части закрылка, предусмотрена неполная уборка механизации крыла до конфигурации FLAP ICE:

- закрылки выпущены на угол 1°
- предкрылки полностью убраны

Установка механизации крыла в конфигурацию FLAP ICE происходит:

- В режиме NORMAL MODE, если:
  - Длительность полета более 10 минут
  - Имеется сигнал сигнализатора обледенения или противообледенительная система крыла работает в автоматическом или в ручном режиме
  - Ручка FLAPS перемещена в положение 0
- В режиме DIRECT MODE, если:
  - ручка FLAPS находится в положении 0

Блокировка на неполную уборку механизации крыла снимается по обжатию основных опор шасси.

ФОРМИРОВАНИЕ КОМАНДНОГО ПОЛОЖЕНИЯ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

При выполнении взлета, экипаж получает предупреждение о том, что положение механизации крыла не соответствует взлетной конфигурации самолета, если:

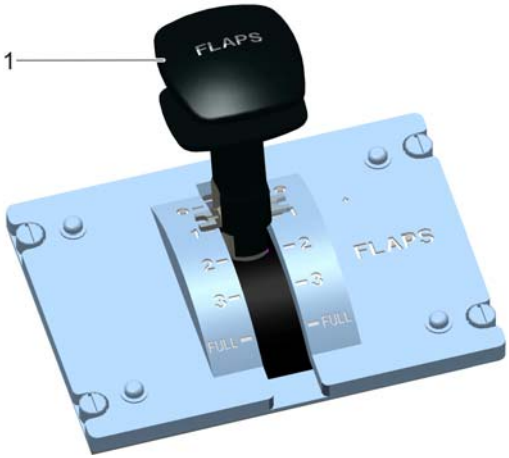
- оба РУД установлены в положении более режима MCL
- ручка FLAPS не установлена в положение 1 или 2

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ И ПРЕДКРЫЛКАМИ



1 Ручка управления закрылками и предкрылками FLAPS.

От ручки FLAPS выполняется одновременное управление закрылками и предкрылками.

Ручка FLAPS имеет пять фиксированных положений, которым при различных условиях, соответствуют следующие углы отклонения закрылков и предкрылков, и индикация на дисплее EWD:

Положение ручки FLAPS	Индикация на EWD	Угол отклонения		Условия
		предкрылки	закрылки	
0	FLAP 0	0°	0°	Крейсерский полет
	FLAP ICE	0°	1°	Полет в условиях обледенения
1	FLAP 1	18°	3°	Режим ожидания
	FLAP 1+F	18°	9°	Взлет
2	FLAP 2	24°	16°	
				Уход на 2-ой круг
3	FLAP 3	24°	25°	Посадка
FULL	FULL	24°	36°	

© ЗАО «ГСС»

Перед установкой ручки FLAPS в любое фиксированное положение необходимо потянуть ручку FLAPS вверх для снятия с фиксатора. Непроходной упор в положении 2 препятствует перемещению ручки FLAPS в положение 1 или 0 за один прием. Для последующего перемещения ручки FLAPS необходимо отпустить фиксатор, затем снова переместить его вверх.

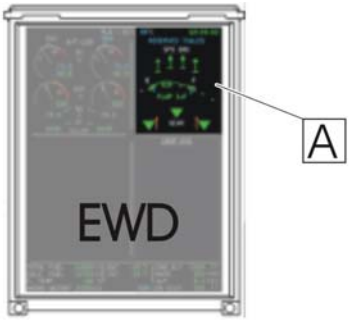
Уборку или выпуск механизации крыла выполнять, устанавливая ручку FLAPS последовательно в каждое фиксированное положение. Перевод ручки FLAPS в очередное фиксированное положение выполнять после достижения механизацией крыла положения заданного ручкой FLAPS.

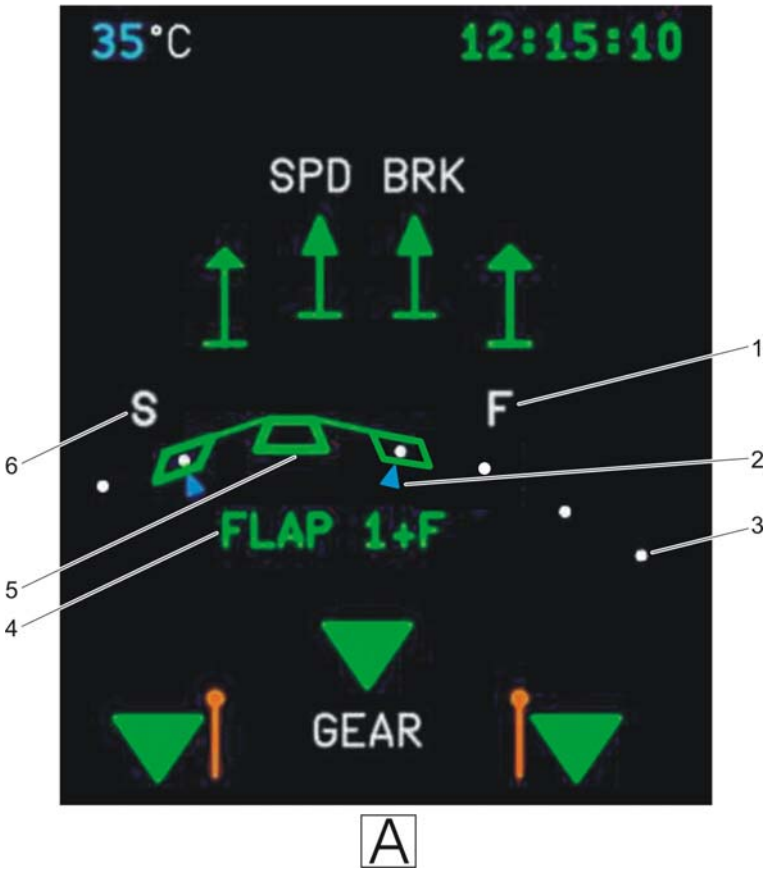
Примечание: Пилот не может установить ручку FLAPS в положение промежуточное между двумя фиксированными положениями.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ЕСЛИ ВО ВРЕМЯ УБОРКИ ИЛИ ВЫПУСКА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ВОЗНИКАЕТ КРЕНЯЩИЙ МОМЕНТ, КРЕН ПАРИРОВАТЬ, ДАЛЬНЕЙШИЙ ВЫПУСК ИЛИ УБОРКА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДО ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЕТА.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD





© ЗАО «ГСС»

1 Индикация состояния системы управления закрылками

Индикация отсутствует если механизация крыла находиться в убранном положении и исправна.



: Система управления закрылками исправна

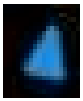


: Отказ системы управления закрылками


: Данные недостоверны

2 Индикация положения предкрылков и закрылков заданного ручкой FLAPS

Индикация отсутствует если механизация крыла находиться в убранном положении.


: треугольник синего цвета указывает положение закрылков или предкрылков, если текущее положение отличается от заданного системой дистанционного управления

3 Индикация фиксированных положений закрылков и предкрылков

Индикация отсутствует если механизация крыла находиться в убранном положении.


: точки белого цвета указывают фиксированные положения закрылков или предкрылков

4 Индикация конфигурации механизации крыла

Индикация отсутствует если механизация крыла находиться в убранном положении и исправна.



: Механизация крыла в конфигурации FULL, закрылки и предкрылки в положении заданном ручкой FLAPS.



: Закрылки и предкрылки перемещаются в положение, соответствующее заданной конфигурации FULL.



: Отказ управления механизацией крыла при заданной конфигурации FULL. Скорость выпуска закрылков и предкрылков уменьшена в 2 раза



: Закрылки и предкрылки перемещаются в положение, соответствующее заданной конфигурации 0.

© ЗАО «ГСС»



: Отказ управления механизацией крыла при заданной конфигурации 0



: Механизация крыла в конфигурации FLAP1.



: Закрылки и предкрылки перемещаются в положение, соответствующее заданной конфигурации FLAP1.



: Отказ управления механизацией крыла при заданной конфигурации FLAP1, скорость выпуска закрылков и предкрылков уменьшена в 2 раза.



: Механизация крыла в конфигурации FLAP1+F.



: Закрылки и предкрылки перемещаются в положение, соответствующее заданной конфигурации FLAP1+F.



: Отказ управления механизацией крыла при заданной конфигурации FLAP1+F, скорость выпуска закрылков и предкрылков уменьшена в 2 раза.



: Механизация крыла в конфигурации FLAP2.



: Закрылки и предкрылки перемещаются в положение, соответствующее заданной конфигурации FLAP2.



: Отказ управления механизацией крыла при заданной конфигурации FLAP2, скорость выпуска закрылков и предкрылков уменьшена в 2 раза.



: Механизация крыла в конфигурации FLAP 3.



: Закрылки и предкрылки перемещаются в положение, соответствующее заданной конфигурации FLAP3.



: Отказ управления механизацией крыла при заданной конфигурации FLAP3, скорость выпуска закрылков и предкрылков уменьшена в 2 раза.



: Данные недостоверны



: Механизация крыла в конфигурации FLAP ICE. Закрылки в выпущены на угол 1 градус, предкрылки убраны.



: Закрылки и предкрылки перемещаются в положение, соответствующее заданной конфигурации FLAP ICE.



: Отказ управления механизацией крыла при заданной конфигурации FLAP ICE.

© ЗАО «ГСС»

5 Индикация фактического положения закрылков и предкрылков

Фактическое положение предкрылков индицируется слева, а закрылков справа.

 : управление закрылками и предкрылками исправно, предкрылки и закрылки убраны

 : управление закрылками и предкрылками исправно, предкрылки и закрылки выпущены

 : управление закрылками и предкрылками не исправно, предкрылки и закрылки в положении на момент отказа

 : Данные недостоверны

6 Индикация состояния системы управления предкрылками

Индикация отсутствует если механизация крыла находиться в убранном положении и исправна.



: Система управления предкрылками исправна

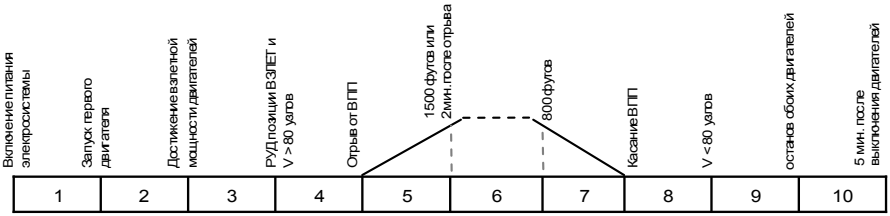


: Отказ системы управления предкрылками

 : Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
F/CTL FLP/SLT PROT FAULT Отказ автокоррекции механизации *Индикация предусмотрена только для режима DIRECT MODE.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3, 4, 8
F/CTL FLAPS LEVER FAULT Отказ ручки FLAPS				4
F/CTL FLAPS LO SPEED Отказ одного канала закрылков *Уменьшение скорости перемещения закрылков.*	нет	нет		3, 4, 5, 7, 8
F/CTL FLAPS LOCKED Заклинивание закрылков	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4
F/CTL FLAPS FAULT Отказ закрылков				
F/CTL SLATS LO SPEED Отказ одного канала предкрылков *Уменьшение скорости перемещения предкрылков.*	нет	нет		3, 4, 5, 7, 8
F/CTL SLATS LOCKED Заклинивание предкрылков	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4
F/CTL SLATS FAULT Отказ предкрылков				
F/CTL FLP/SLT AUTOPROT Превышена скорость V_{FE} для текущей механизации крыла				нет

© ЗАО «ГСС»

27.60 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ			Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
			AC	DC	AC ESS	DC ESS
Вычислитель PFCU		1				L DC ESS-1 R DC ESS-2
		2				
		3				
Блок ACE		I				L DC ESS-1 R DC ESS-2
		II				
Контроллер MACE	Горизонтальный стабилизатор	MACE1			L AC ESS-1	
		MACE2	R AC			
	Предкрылки	MACE1			L AC ESS-1	
		MACE2	R AC			
	Закрылки	MACE1			L AC ESS-1	
		MACE2	R AC			
Блок RSU		1				L DC ESS-1
		2				R DC ESS-2
Пульт RUD PED ADJ		левый		L DC		
		правый		R DC		

<u>Примечание:</u> Контроллеры MACE1 левый борт относятся к потребителям первой категории и подключены к аварийной шине переменного тока, обеспечивая перемещение стабилизатора и механизации крыла с половинной скоростью.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

28.00 СОДЕРЖАНИЕ

28.10 ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ТОПЛИВНЫЕ БАКИ 1

СИСТЕМА ПОДКАЧКИ ТОПЛИВА 3

СИСТЕМА ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА 6

СИСТЕМА РЕЦИРКУЛЯЦИИ ТОПЛИВА 8

ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ 9

СЛИВ ТОПЛИВА 9

УСТРОЙСТВА КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ 11

СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА 13

28.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ 1

ПУЛЬТ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЗАПРАВКОЙ ТОПЛИВОМ НА ФЮЗЕЛЯЖЕ 3

ПУЛЬТ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЗАПРАВКОЙ ТОПЛИВОМ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА (ОПЦИЯ) 6

МНЕМОКАДР ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ 7

ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ НА EWD 15

28.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

28.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

28.10 ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Топливная система самолета обеспечивает:

- размещение топлива на самолете
- подачу топлива к двигателям и к вспомогательной силовой установке
- выработку топлива из баков по заданной программе
- заправку и слив топлива на земле
- управление и контроль работы топливной системы
- обмен информацией с другими системами самолета

ТОПЛИВНЫЕ БАКИ

Топливо на самолете размещается в трех топливных баках-кессонах:

- в левом крыльевом баке
- в правом крыльевом баке
- в центральном крыльевом баке

Левые (правые) крыльевые баки разделены на отсеки №1, №2, №3.

В левом (правом) отсеке №3 выделены расходные отсеки.

СИСТЕМА ДРЕНАЖА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

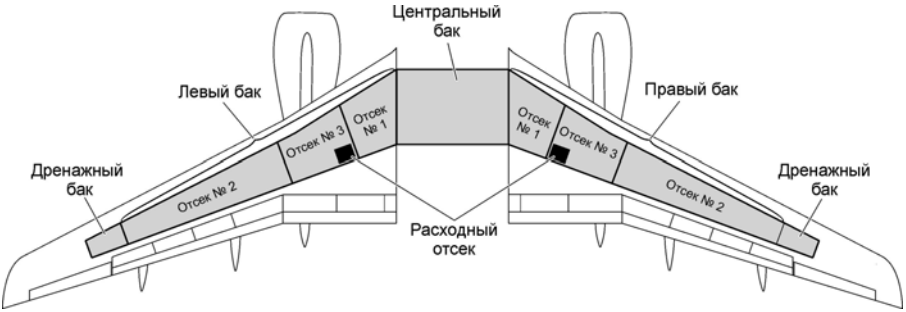
Система дренажа открытого типа, обеспечивает сообщение надтопливного пространства топливных баков самолета с атмосферой.

Два дренажных бака, расположены в концевой части крыльевых топливных баков, предназначены для сбора топлива, попавшего в трубопроводы дренажа, и предупреждения выброса этого топлива за борт самолета.

На нижней поверхности дренажного бака установлен разрывающийся диск, мембрана которого разрушается при возникновении недопустимого изменения давления в топливных баках. Целостность мембраны определяется визуально по имеющейся на нем маркировке в виде креста белого цвета

© ЗАО «ГСС»

РАСПОЛОЖЕНИЕ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ



ВМЕСТИМОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Топливные баки		Объем, л	*Масса, кг
Левый крыльевой бак	Отсек №2	1660	1295
	Отсек №3	1350	1053
	Отсек №1	1925	1501
	Расходный отсек	135	105
Центральный крыльевой бак		5665	4419
Правый крыльевой бак	Расходный отсек	135	105
	Отсек №1	1925	1501
	Отсек №3	1350	1053
	Отсек №2	1660	1295
ВСЕГО		**15805**	**12327**

*Верно для плотности топлива 0,78 кг/л

Свободный объем надтопливного пространства составляет ~ 4,4%

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ПОДКАЧКИ ТОПЛИВА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Шесть топливных насосов подкачки, установленные в центральном крыльевом топливном баке, обеспечивают подачу топлива к двигателям и к вспомогательной силовой установке [APU].

Забор топлива осуществляется из расходных отсеков, которые выполняют функции противоотливных и противоперегрузочных устройств.

Подача топлива к каждому двигателю выполняется по независимым трубопроводам. Из расходного отсека левого крыльевого бака топливо подается к левому двигателю и APU, а из расходного отсека правого крыльевого бака топливо подается к правому двигателю.

При необходимости возможно объединение независимых трубопроводов подачи топлива при помощи крана кольцевания топлива.

В случае отказа всех топливных насосов подкачки или обесточивания топливной системы, с высоты 22000 ft (6700 м)и менее обеспечивается подача топлива к двигателям самотеком.

ОСНОВНЫЕ И ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ НАСОСЫ ПОДКАЧКИ

Левый основной и левый дополнительный топливные насосы подкачки переменного тока обеспечивают подачу топлива к левому двигателю.

Правый основной и правый дополнительный топливные насосы подкачки переменного тока обеспечивают подачу топлива к правому двигателю.

Примечание: Левый (правый) дополнительный топливный насос включается вручную в случае отказа левого (правого) основного топливного насоса и/или левого (правого) вспомогательного топливного насоса.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ НАСОСЫ ПОДКАЧКИ

Левый вспомогательный топливный насос подкачки постоянного тока обеспечивает запуск и работу левого двигателя и/или APU.

Правый вспомогательный топливный насос подкачки постоянного тока обеспечивает запуск и работу правого двигателя.

Примечание: При отказе левого вспомогательного топливного насоса, для запуска APU необходимо включить правый вспомогательный топливный насос, открыть кран кольцевания топлива и выключить отказавший топливный насос.

© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕКРЫВНОЙ КРАН ТОПЛИВА

Перекрывной кран топлива, имеющий двухмоторный привод, предназначен для быстрого прекращения поступления топлива и отключения топливной системы от двигателей и/или APU.

Два перекрывных крана установлены в независимых трубопроводах подачи топлива к двигателям, и один перекрывной кран в трубопроводе подачи топлива к APU.

Перекрывной кран левого (правого) двигателя закрывается, если:

- установить выключатель ENG MASTER L (R) в положение OFF на пульте запуска двигателей или,
- нажать кнопку- табло ENG FIRE L (R) на пульте ENG FIRE

Перекрывной кран топлива APU закрывается, если:

- отжать кнопку- табло MASTER SW на пульте APU или,
- нажать кнопку- табло APU FIRE PUSH на пульте APU FIRE или,
- нажать кнопку- табло APU FIRE на сервисном пульте наземного обслуживания

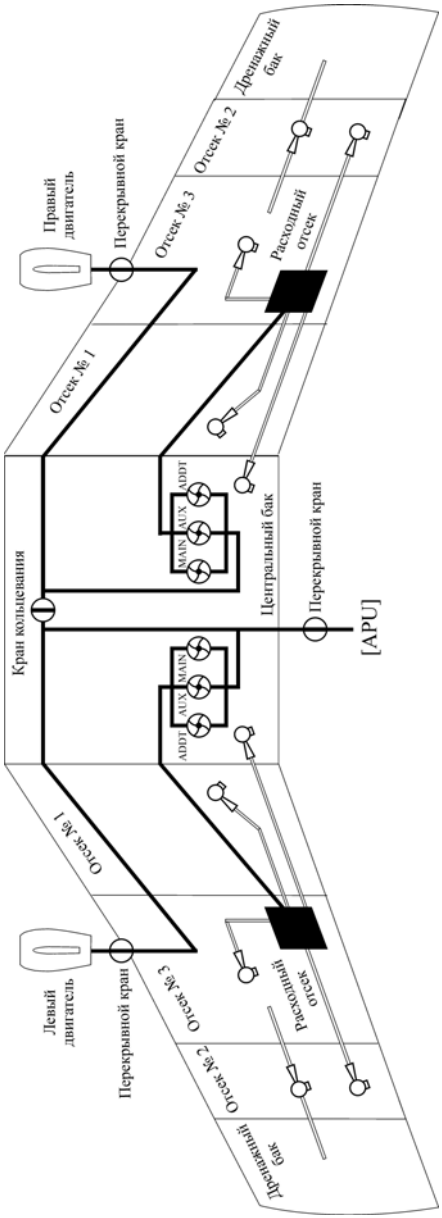
КРАН КОЛЬЦЕВАНИЯ ТОПЛИВА

Кран кольцевания топлива, имеющий двухмоторный привод, в случае необходимости, объединяет трубопроводы подачи топлива к двигателям и/или APU.

При нормальной работе топливной системы кран кольцевания топлива закрыт.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА ПОДКАЧКИ ТОПЛИВА



© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Восемь струйных насосов перекачивают топливо из центрального и крыльевых баков в расходные отсеки и два струйных насоса обеспечивают откачку топлива из дренажных баков.

Активное топливо для привода струйных насосов отбирается от основных топливных насосов или от дополнительных топливных насосов в случае отказа основных топливных насосов.

При отказе левого (правого) основного и дополнительного топливного насоса:

- левый (правый) вспомогательный топливный насос обеспечивает активным топливом только струйные насосы, перекачивающие топливо из левого (правого) отсека №3 в соответствующий расходный отсек
- топливо из отсеков №2 и №1 поступает самотеком в отсек №3 через обратные клапаны
- топливо из центрального бака не перекачивается

ПРИМЕЧАНИЕ:
В левом (правом) отсеке №1 невырабатываемый остаток топлива составит 420 кг.

При выработке топлива самотеком:

- топливо перетекает из отсеков №1 и №2 в отсек №3 и из отсека №3 в расходный отсек через обратные клапаны, установленные между этими отсеками.
- топливо из центрального бака не вырабатывается

ПРИМЕЧАНИЕ:
В левом (правом) отсеке №1 невырабатываемый остаток топлива составит 420 кг.

Последовательность выработки топлива

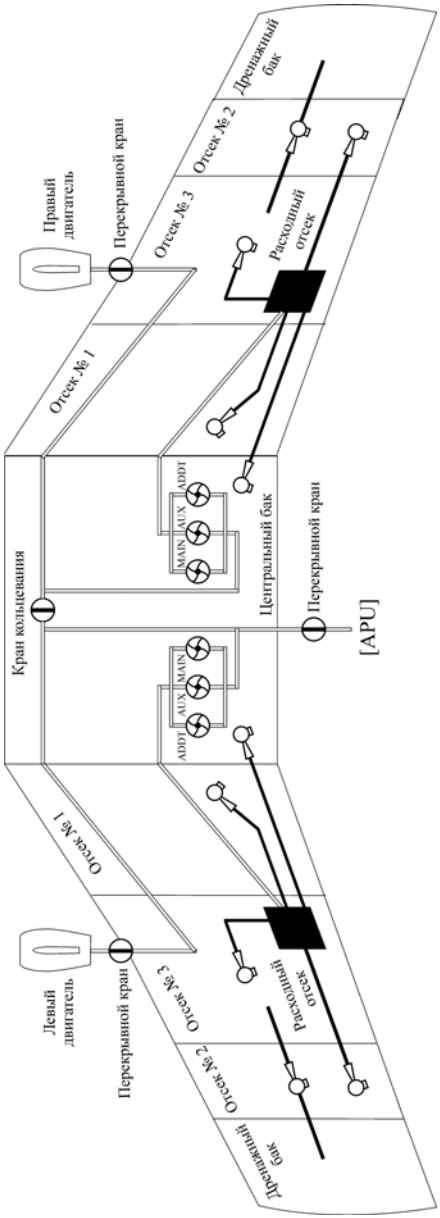
При нормальной работе топливной системы перекачка и выработка топлива из баков выполняется по заданной программе автоматически и не требует вмешательства экипажа.

Баки вырабатываются в следующей последовательности:

- центральный крыльевой бак
- отсеки №1
- отсеки №2
- отсеки №3
- расходные отсеки

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА



© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА РЕЦИРКУЛЯЦИИ ТОПЛИВА

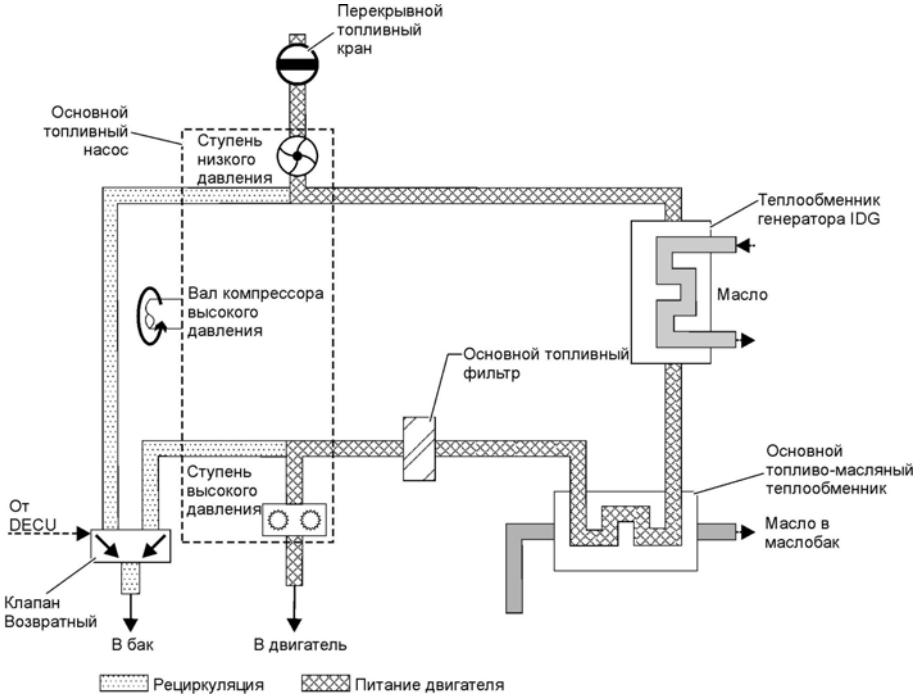
Часть топлива, поступающего в двигатель, пройдя ступень низкого давления основного топливного насоса, подводится к клапану возврата.

Рабочее топливо, пройдя теплообменник генератора [IDG] и основной топливно-масляный теплообменник, охлаждает масло двигателя.

Когда температура масла на входе в двигатель достигает предельного значения, открывается возвратный клапан, тем самым увеличивая проток топлива через теплообменники за счет топлива, возвращаемого в бак. Горячее топливо, смешиваясь с холодным топливом, поступающим к клапану возврата после ступени низкого давления основного топливного насоса, охлаждаясь, возвращается в крыльевой топливный бак (отсек №2). В отсеке №2 топливо перемешивается и распределяется по отсекам с меньшим количеством топлива.

Блок DECU контролирует работу клапана возврата.

Условия срабатывания сигнализации клапана возврата топлива см. Глава 2.70



© ЗАО «ГСС»

ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ

Заправка самолета топливом выполняется через штуцер централизованной заправки, установленный в носке левого (опция) или правого крыла.

Пульт контроля и управления заправкой топлива на фюзеляже [FRCP], установленный в средней части подфюзеляжного обтекателя правого борта, и пульт заправки в кабине экипажа [CRCP] (опция) предназначены для управления заправкой топливом.

Примечание: Заправка топливом возможна в случае даже, если аккумуляторные батареи являются единственным источником электропитания.

Время полной заправки самолета составляет 16 мин. при давлении заправки 3,5 кгс/см^2

Автоматический режим

В автоматическом режиме выполняется заправка топливом одновременно всех баков, закрытие кранов заправки происходит при достижении количества топлива в баках значения, заданного на пульте FRCP или пульте CRCP (опция), или по сигналу сигнализатора верхнего уровня, или если будет определено попадание топлива в дренажный бак.

Ручной режим

В ручном режиме возможна заправка топливом как отдельных баков, так и одновременно всех баков. Открытие кранов заправки и их закрытие при достижении требуемого количества топлива, выполняется вручную с пульта FRCP.

СЛИВ ТОПЛИВА

ЦЕНТРАЛИЗОВАННЫЙ СЛИВ ТОПЛИВА

Централизованный слив топлива выполняется основными насосами подкачки через штуцер централизованной заправки при открытом кране кольцевания.

Управление централизованным сливом выполняется с пульта FRCP.

Последовательность слива топлива из баков соответствует последовательности выработки топлива двигателями.

Время слива топлива из полностью заправленного самолета 1.0 час.

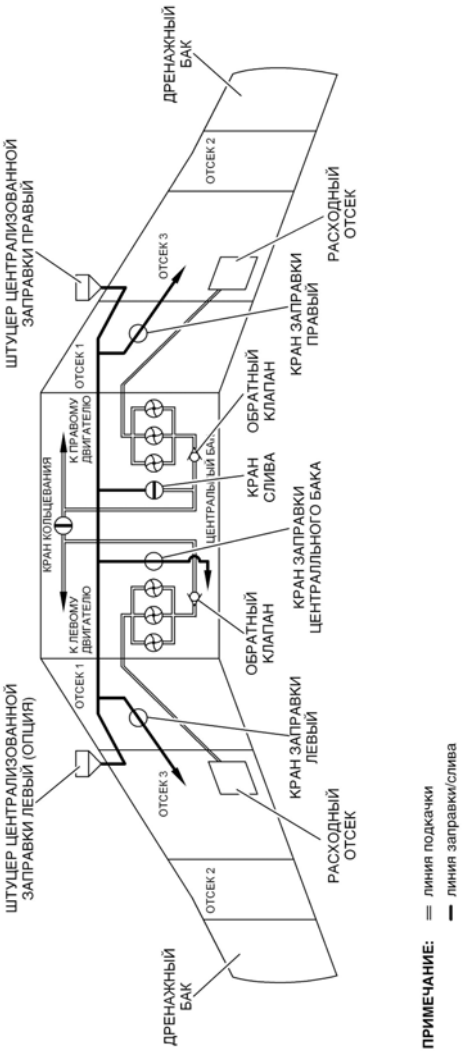
Примечание: При отсутствии источника переменного тока слив топлива осуществляется вспомогательными насосами только из крыльевых баков. При этом из отсеков №1 топливо сливается до остатка 420 кг.

© ЗАО «ГСС»

СЛИВ ОТСТОЯ И НЕВЫРАБАТЫВАЕМОГО ОСТАТКА ТОПЛИВА

Клапаны слива отстоя установлены на нижней панели центрального бака, отсеков №1, №2, №3, расходного отсека и дренажного бака.

Слив отстоя или невырабатываемых остатков топлива выполняется при помощи специального приспособления, которое входит в состав оборудования самолета.



© ЗАО «ГСС»

УСТРОЙСТВА КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ И ИЗМЕРЕНИЯ ТОПЛИВА

Основным элементом системы управления и измерения топлива [FQIS] является двухканальный блок вычисления количества топлива [FQIC].

Каналы 1 и 2 блока FQIC получают данные от датчиков топливомера, измерения температуры топлива, определения характеристик топлива, сигнализаторов верхнего/нижнего уровня, сигнализаторов свободной воды в топливе.

Система FQIS обеспечивает:

- измерение и вычисление количества топлива в каждом баке и отсеке
- вычисление суммарного количества топлива на самолете
- вычисление разности значений запаса топлива по левому и правому крыльевым бакам, формирование сигнала превышения допустимой разности и снятие данного сигнала после выравнивания запаса топлива
- измерение температуры топлива, формирование сигнала о ее приближении к температуре кристаллизации или максимально допустимому значению
- управление централизованной заправкой топлива в ручном и автоматическом режимах и централизованным сливом топлива
- формирование сигнала об остатке топлива 800 кг (на 30 минут полета)
- формирование сигналов о наличии топлива в дренажных баках, предельном заполнении правого, левого и центрального баков и остановку заправки по этим сигналам
- обнаружение и формирование сигнала о наличии воды в топливных баках
- формирование сигнала об отказе струйного насоса в отсеках №1
- выдачу данных в систему отображения информации [CDS], и другие системы самолета

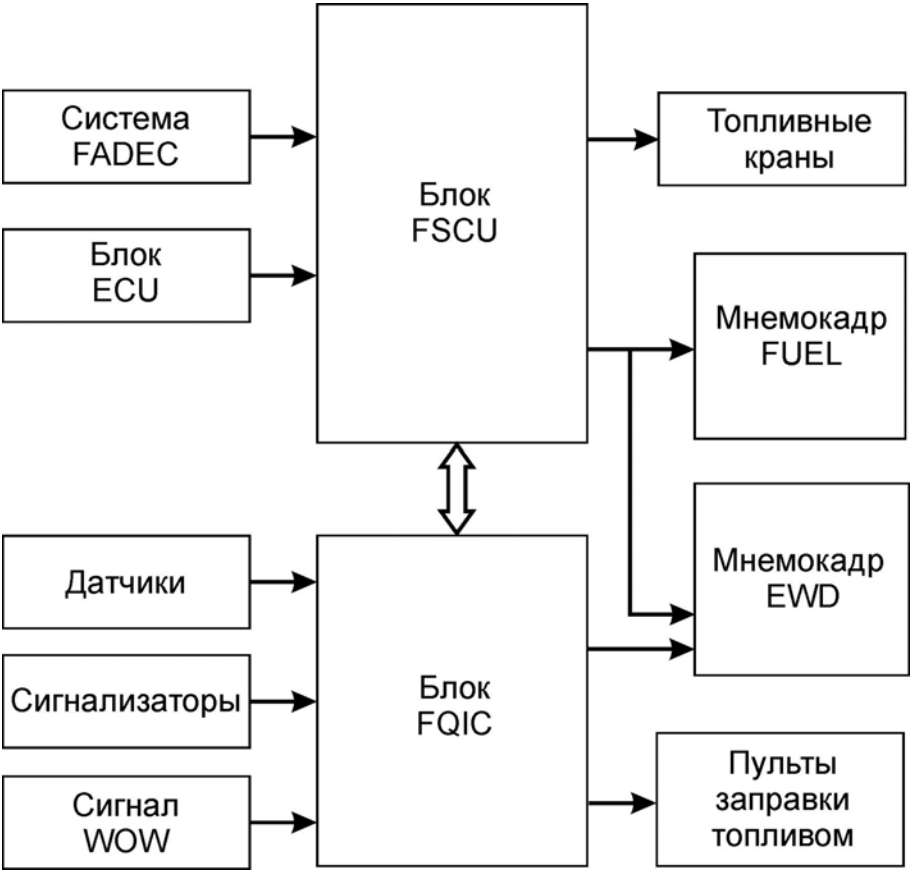
БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ

Двухканальный блок управления топливной системой FSCU обеспечивает:

- вычисление текущего остатка топлива и количества израсходованного топлива F.USED на каждый двигатель
- формирование команд управления кранами топливной системы, за исключением перекрывных кранов топлива к двигателям
- формирование и передачу данных в систему CDS для формирования мнемокадра FUEL, текстовых сообщений на индикаторе EWD и подсвета кнопок-табло на пульте FUEL

© ЗАО «ГСС»

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ



© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА

Система нейтрального газа предназначена для подачи в надтопливное пространство топливных баков воздуха с пониженным содержанием кислорода для минимизации воспламеняемости паров топлива в полете и при стоянке самолета на земле.

Основной принцип работы системы–отделение и удаление кислорода из воздуха, с помощью мембранных фильтров и подачи обогащенного азотом воздуха в топливные баки.

Контроль работоспособности системы проводится автоматически, вмешательства экипажа не требует.

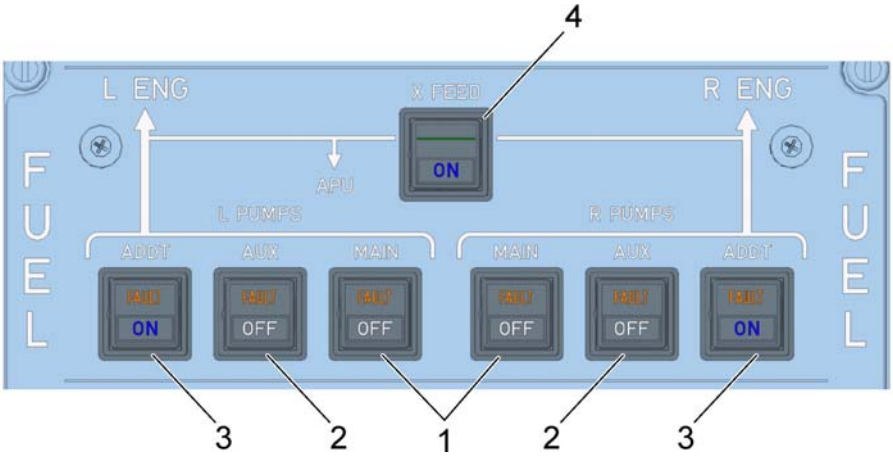
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

28.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ



1 Кнопки- табло основных топливных насосов MAIN L (R)

Надписи не светятся : надписи FAULT и OFF не светятся, топливный насос включен

OFF : надпись светится белым цветом, топливный насос выключен

FAULT : надпись светится желтым цветом, отказ топливного насоса

2 Кнопки- табло вспомогательных топливных насосов AUX L (R)

Надписи не светятся : надписи FAULT и OFF не светятся, топливный насос включен

OFF : надпись светится белым цветом, топливный насос выключен

FAULT : надпись светится желтым цветом, отказ топливного насоса

© ЗАО «ГСС»

3 Кнопки- табло дополнительных топливных насосов ADDT L (R)

Надписи не светятся : надписи FAULT и ON не светятся, топливный насос выключен

ON : надпись светится голубым цветом, топливный насос включен

FAULT : надпись светится желтым цветом, отказ топливного насоса

4 Кнопка- табло крана кольцевания топлива X-FEED

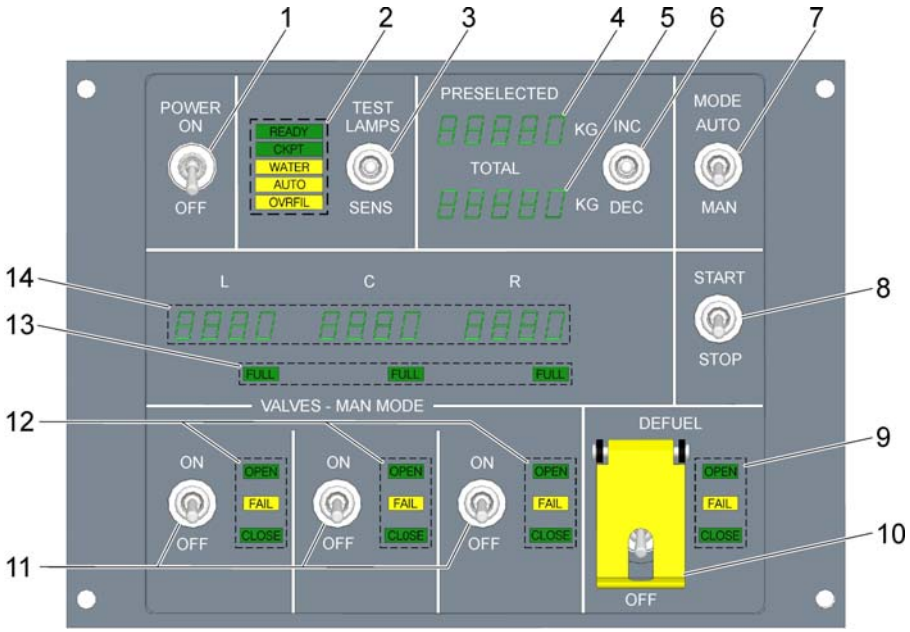
Надпись не светится : надпись ON и перекладина не светятся, кран закрыт

 : перекладина светится зеленым цветом, кран открыт

ON : надпись светится голубым цветом, дана команда на открытие крана

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЗАПРАВКОЙ ТОПЛИВОМ НА ФЮЗЕЛЯЖЕ



1 Выключатель POWER

ON : электропитание пульта включено
OFF : электропитание пульта выключено

2 Светосигнальные табло

READY : табло светится, система готова к заправке топливом
CKPT : табло светится, при включении пульта CRCP (опция)
WATER : табло светится, сигнал о наличие воды в топливе
AUTO : табло светится, отказ автоматического режима заправки
OVRFIL : табло светится, наличие топлива в дренажном баке

© ЗАО «ГСС»

3 Тумблер TEST

LAMPS : светятся все исправные светосигнальные табло и на цифровых индикаторах высвечиваются пять восьмерок

SENS : светятся все исправные светосигнальные табло FULL (левого, центрального и правого баков) и светосигнальное табло OVRFIL (проверка сигнализаторов верхнего уровня)

4 Цифровой индикатор PRESELECTED

Индикация количества топлива необходимого для полета

5 Цифровой индикатор TOTAL

Индикация суммарного количества топлива в баках по топливомеру

6 Тумблер INC/ DEC

Установка на цифровом индикаторе PRESELECTED количества топлива, необходимого для выполнения полета

INC : значение количества топлива на цифровом индикаторе PRESELECTED увеличивается

DEC : значение количества топлива на цифровом индикаторе PRESELECTED уменьшается

7 Выключатель MODE

AUTO : выбран автоматический режим заправки топливом

MAN : выбран ручной режим заправки топливом

8 Выключатель START/STOP

Управление автоматическим режимом заправки

START : команда на начало заправки

STOP : команда на прекращение заправки

© ЗАО «ГСС»

9 Светосигнальные табло DEFUEL

Сигнализация состояния крана слива топлива.

OPEN : табло светится, кран слива топлива открыт
FAIL : табло светится, отказ крана слива топлива
CLOSE : табло светится, кран слива топлива закрыт

10 Выключатель DEFUEL

Управление краном слива топлива, под защитным колпачком.

ON : команда на открытие крана слива
OFF : команда на закрытие крана слива

11 Выключатели VALVES-MAN-MODE

Управления кранами заправки левого, центрального и правого топливных баков в ручном режиме заправки топливом.

ON : команда на открытие крана заправки
OFF : команда на закрытие крана заправки

12 Светосигнальные табло VALVES-MAN-MODE

Состояние кранов заправки топливных баков в ручном режиме заправки топливом.

OPEN : табло светится, кран заправки открыт
FAIL : табло светится, отказ крана заправки
CLOSE : табло светится, кран заправки закрыт

13 Светосигнальные табло

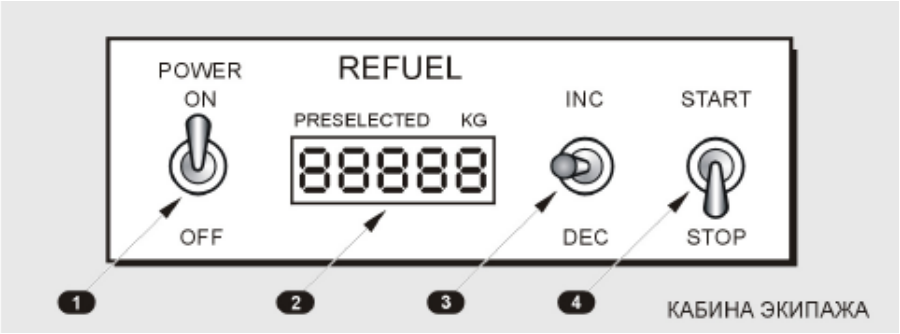
FULL : табло светится, сигнал о полной заправке топливом левого/центрального/правого топливного бака

14 Цифровые индикаторы L/C/R

Индикация количества топлива в левом/центральном/правом топливном баке

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЗАПРАВКОЙ ТОПЛИВОМ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА (ОПЦИЯ)



1 Выключатель POWER

ON : электропитание пульта включено, на пульте FRCP светится светосигнальное табло СКРТ

OFF : электропитание пульта выключено

2 Цифровой индикатор PRESELECTED

Индикация количества топлива, необходимого для полета

3 Тумблер INC/ DEC

Установка на цифровом индикаторе PRESELECTED количества топлива, необходимого для выполнения полета

INC : значение количества топлива на цифровом индикаторе PRESELECTED увеличивается

DEC : значение количества топлива на цифровом индикаторе PRESELECTED уменьшается

4 Выключатель START/STOP

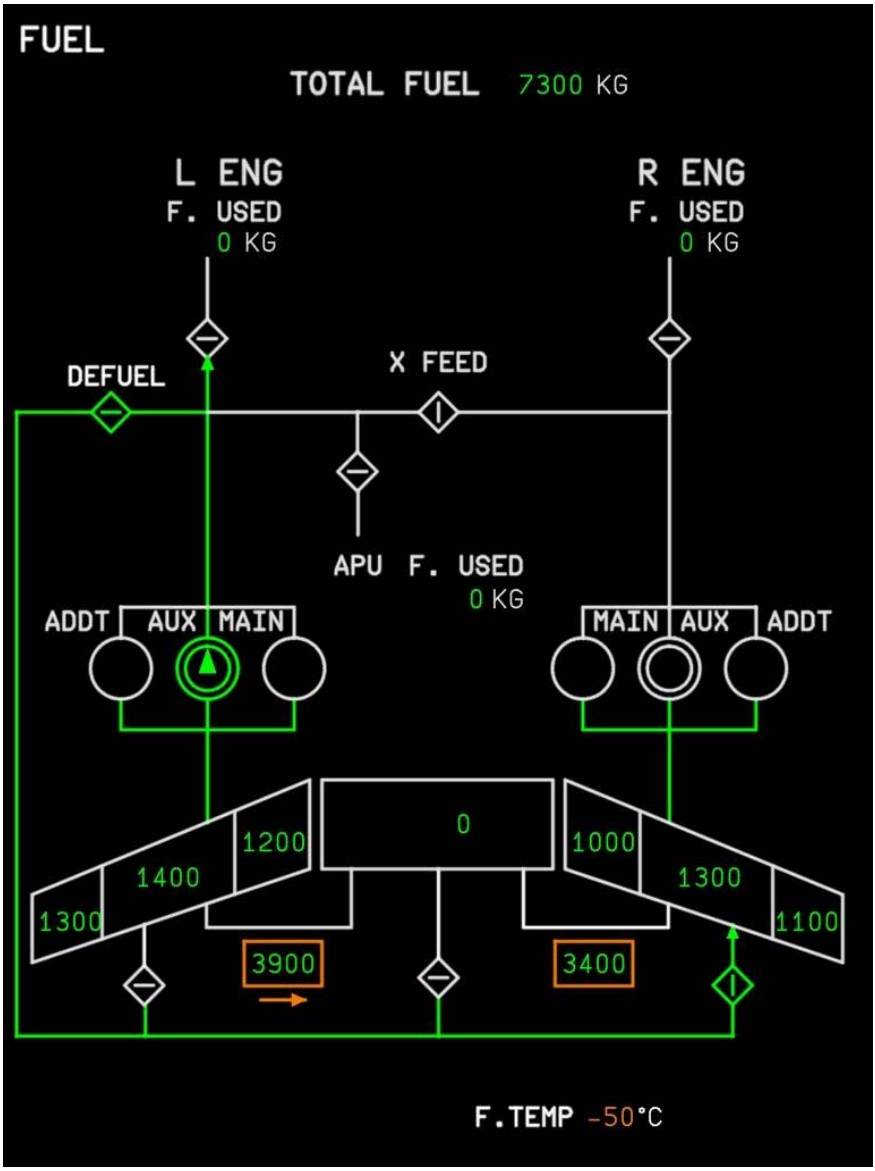
Управление автоматическим режимом заправки

START : команда на начало заправки

STOP : команда на прекращение заправки

© ЗАО «ГСС»

МНЕМОКАДР ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ



© ЗАО «ГСС»

1 Название мнемокадра топливной системы FUEL

2 Текущее суммарное значение количества топлива по топливомеру TOTAL FUEL



: индикация при нормальной эксплуатации



: суммарный остаток топлива по топливомеру 800 кг и менее в левом и правом баках или остаток топлива по независимым сигнализаторам нижнего уровня 400 кг и менее в левом и правом баках



: отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

3 Текущее суммарное значение количества топлива по расходомеру CALC FUEL

ПРИМЕЧАНИЕ:
Значение CALC FUEL индицируется только при отказе блока FQIC и/или при разнице в показаниях топливомера и расходомера более 500 кг.



: индикация при нормальной эксплуатации



: суммарный остаток топлива по топливомеру 800 кг и менее в левом и правом баках или остаток топлива по независимым сигнализаторам нижнего уровня 400 кг и менее в левом и правом баках



: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

4 Индикация топлива израсходованного левым (правым) двигателем F.USED и APU



: индикация при нормальной эксплуатации



: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

5 Перекрывной кран топлива двигателя L(R)


: перекрывной кран топлива закрыт


перекрывной кран топлива находится в промежуточном положении


: перекрывной кран топлива открыт


отказ перекрывного крана топлива


: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

6 Кран кольцевания топлива X-FEED



: кран кольцевания топлива закрыт



: кран кольцевания топлива находится в промежуточном положении



: кран кольцевания топлива открыт



: отказ крана кольцевания топлива



: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

7 Перекрывной кран топлива к APU


: перекрывной кран топлива закрыт


: перекрывной кран топлива находится в промежуточном положении


: перекрывной кран топлива открыт


: отказ перекрывного крана топлива


: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

8 Индикация израсходованного топлива APU F.USED



: индикация при нормальной эксплуатации



: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

9 Индикация состояния топливных насосов

9.1 Основные топливные насосы MAIN L (R)



: основной топливный насос отключен



: основной топливный насос включен



: отказ основного топливного насоса



: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

9.2 Вспомогательные топливные насосы AUX L (R)



: вспомогательный топливный насос отключен



: вспомогательный топливный насос включен



: отказ вспомогательного топливного насоса



: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

9.3 Дополнительные топливные насосы ADDT L (R)



: дополнительный топливный насос отключен



: дополнительный топливный насос включен



: отказ дополнительного топливного насоса



: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

10 Индикация количества топлива в баках

10.1 Индикация количества топлива в центральном баке и отсеках № 2,3



: индикация текущего количества топлива


: отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

10.2 Индикация количества топлива в отсеках №1



: индикация текущего количества топлива



: индикация невырабатываемого остатка топлива после отказа струйного насоса отсека №1


: отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

10.3 Индикация трубопровода соединяющего центральный бак с расходным отсеком


: струйный насос центрального бака перекачивает топливо в расходный отсек


: в центральном баке нет топлива для перекачки в расходный отсек


: отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

10.4 Индикация суммарного количества топлива в левом (правом) крыльевом баке



: индикация текущего количества топлива


: отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

Индикация возможна при возникновении дисбаланса 500 кг и более между левым и правым крыльевыми баками, на EWD появляется текстовое сообщение FUEL IMBALANCE, сопровождаемое одним ударом колокола



: индикация количества топлива в крыльевом баке с большим количеством топлива, стрелка указывает на крыльевой бак с меньшим количеством топлива



: индикация количества топлива в крыльевом баке с меньшим количеством топлива

© ЗАО «ГСС»

11 Индикация элементов заправки топлива

ПРИМЕЧАНИЕ:
Краны заправки и трубопроводы от крана заправки до соответствующего бака индицируются на мнемокадре топливной системы только на земле при обжатом шасси и включенном электропитании пульта FRCP (или пульта CRCP).


: кран заправки закрыт трубопроводы от крана заправки до соответствующего бака индицируются белым цветом


: кран заправки перемещается и находится в промежуточном положении


: кран заправки открыт, трубопроводы от крана заправки до соответствующего бака индицируются зеленым цветом


: отказ крана заправки, трубопроводы от крана заправки до соответствующего бака индицируются желтым цветом


: нет данных или данные недостоверны



: выполняется заправка топливом



: отказ режима автоматической заправки топлива или нет данных или данные недостоверны

ПРИМЕЧАНИЕ:
Надпись REFUEL и стрелка индицируются на земле, во время заправки топливом при условии, если на пульт заправки подается электропитание и выключатель DEFUEL установлен в положение OFF.

12 Количество топлива на момент запуска двигателя FUEL AT START

Надпись и значение индицируются белым цветом при запуске двигателя (первого по порядку запуска) и остаются без изменения на протяжении всего полета до момента останова обоих двигателей на земле.

© ЗАО «ГСС»

13 Индикация текущей температуры топлива TEMP FUEL



: температура в пределах эксплуатационного диапазона



: температура выше максимально допустимого значения



: температура ниже температуры кристаллизации



: отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

14 Индикация режима заправки

14.1 Индикация автоматического режима



: Надпись PRESELECTED, символ единиц измерения KG и цифровое значение заданного количества топлива индицируются только на земле, при условии, если пульты заправки включены, выключатель MODE на нем установлен в положение AUTO и кран слива топлива закрыт



: цифровое значение заданного количества топлива



: отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

14.2 Индикация ручного режима управления заправкой



: Надпись индицируются только на земле, при условии, если пульт FRCP включен, и выключатель MODE на нем установлен в положение MAN

15 Индикация элементов слива топлива

ПРИМЕЧАНИЕ:
Кран слива топлива и трубопроводы слива индицируются на мнемокадре топливной системы только на земле при обжатом шасси и при условии, если на пульте FRCP выключатель DEFUEL установлен в положение ON.



: кран слива открыт, трубопроводы от крана заправки до соответствующего бака индицируются зеленым цветом



: выполняется слив топлива в наземную емкость

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ НА EWD



1 Индикатор [EWD]

2 Суммарное количество топлива по топливомеру TOTAL FUEL

11800	:	индикация при нормальной эксплуатации
800	:	Суммарный остаток топлива по топливомеру 800 кг и менее или остаток топлива по сигнализаторам нижнего уровня в правом и левом крыльевом баке по 400 кг и менее
-----	:	отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

3 Суммарное количество топлива по расходомеру CALC FUEL

ПРИМЕЧАНИЕ:
Цифровое значение CALC FUEL индицируется только при отказе FQIC и при разнице в показаниях между TOTAL FUEL и CALC FUEL более 500 кг.

11700	:	индикация при нормальной эксплуатации
800	:	Суммарный остаток топлива по топливомеру 800 кг и менее или остаток топлива по сигнализаторам нижнего уровня в правом и левом крыльевом баке по 400 кг и менее
-----	:	отказ блока FSCU или нет данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

4 Индикация текущей температуры топлива TEMP FUEL





: температура в пределах рекомендуемого диапазона





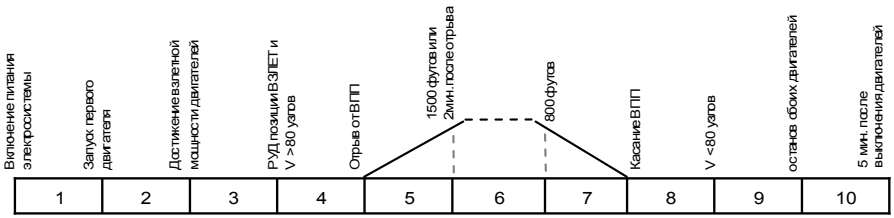
: требуется повышенный контроль за температурой со стороны экипажа



: Отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

28.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
FUEL L (R) PMP AUX LO PR Мало давление за левым (правым) вспомогательным насосом	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке-табло AUX L (R) светится надпись FAULT	3, 4, 5, 7, 8
FUEL L (R) PMP MAIN LO PR Мало давление за левым (правым) основным насосом			На кнопке-табло MAIN L (R) светится надпись FAULT	
FUEL L (R) PMP ADDT LO PR Мало давление за левым (правым) дополнительным насосом			На кнопке-табло ADDT L (R) светится надпись FAULT	
FUEL IMBALANCE Дисбаланс топлива *Разница в количестве топлива 500 кг и более между левым и правым крыльевыми баками в сумме по всем отсекам*			нет	
FUEL FQIC FAULT Отказ системы FQIS				4, 5, 7, 8
FUEL QTY MIN Минимальный остаток топлива *Резервный остаток топлива 800 кг (на 30 минут полета)*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
FUEL LO TEMP Низкая температура топлива *Сигнал о приближении температуры топлива к температуре его кристаллизации*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4, 5, 7, 8
FUEL HI TEMP Высокая температура топлива *Сигнал о приближении температуры топлива к максимально допустимой*				4, 5, 7, 8
FUEL X FEED VALVE FAULT Отказ крана кольцевания топлива				3, 4, 5, 7, 8
FUEL L (R) ENG SOV FAULT Отказ перекрывного крана топлива левого (правого) двигателя				3, 4, 5, 7, 8
FUEL APU SOV FAULT Отказ перекрывного крана топлива APU				3, 4, 5, 7, 8
FUEL WATER IN TANKS Вода в топливных баках *Сообщение индицируется только на земле при включенном пульте FRCP.*				2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9
FUEL FSCU FAULT Отказ блока FSCU				4, 5, 7, 8
FUEL X FEED VALVE OPEN Кран кольцевания топлива открыт	нет	нет	На кнопке-табло X-FEED светится перекладина	нет
REFUELING Выполняется заправка топливом *Сообщение индицируется только на земле.*			нет	2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
FUEL AUTO REFUEL FAULT Отказ режима автоматической заправки топливом *Сообщение индицируется только на земле.*	нет	нет	нет	2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9
FUEL L (R) ENG LO PR Мало давление топлива на входе в левый (правый) двигатель *Максимальная высота полета 22000 ft (6700 м)*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		нет
FUEL APU LO PR Мало давление топлива на входе в APU				3, 4, 5, 7, 8
FUEL QTY DEGRADED Отказ системы определения количества топлива на борту				
FUEL LEAK DETECTED Обнаружена утечка топлива				4
FUEL LEFT (RIGHT) SIDE LEAK DET Обнаружена утечка топлива через левое (правое) крыло				4, 5, 7, 8
FUEL TK 1L (1R) JET PMP FAULT Отказ струйного насоса в левом (правом) отсеке №1 *Струйный насос в левом (правом) отсеке №1 неисправен. Возможен невырабатываемый остаток топлива в левом (правом) баке до 420 кг (при наличии топлива в отсеке №1 левого (правого) бака).*				1, 2, 3, 4, 5, 7, 8

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

28.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
Блок FSCU	канал 1				LDC ESS
	канал 2				RDC ESS
Основные насосы	Левый	LAC			
	Правый	RAC			
Дополнительные насосы	Левый	RAC			
	Правый	LAC			
Вспомогательные насосы	Левый				LDC ESS
	Правый				RDC ESS
Кран кольцевания топлива	эл. двигатель 1				LDC ESS
	эл. двигатель 2				RDC ESS
Перекрывной кран топлива левого (правого) двигателя	эл. двигатель 1				LDC ESS
	эл. двигатель 2				RDC ESS
Перекрывной кран топлива APU	эл. двигатель 1				LDC ESS
	эл. двигатель 2				RDC ESS
Краны заправки/слива					LDC ESS
Пульт CRCP			RDC		
Пульт FRCP					LDC ESS
Блок FQIC	канал 1				LDC ESS
	канал 2				RDC ESS

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

29.00 СОДЕРЖАНИЕ

29.10 ОПИСАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ОСНОВНЫЕ АГРЕГАТЫ 2

ПОТРЕБИТЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ САМОЛЁТА 9

УПРАВЛЕНИЕ РАБОТОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ 10

НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ 11

29.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ 1

МНЕМОКАДР ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ 3

29.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

29.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

29.10 ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Гидравлическая система самолёта состоит из трех независимых гидравлических систем закрытого типа: гидросистема 1 [HS1], гидросистема 2 [HS2], гидросистема 3 [HS3].

Каждая из трех гидросистем имеет гидробак и гидроаккумулятор. Гидрожидкость не может быть перекачена из одной гидросистемы в другую. Основной режим работы гидравлической системы самолёта – автоматический.

Рабочее давление в гидросистеме …….1800–3200 psi

© ЗАО «ГСС»

ОСНОВНЫЕ АГРЕГАТЫ

ИСТОЧНИКИ ДАВЛЕНИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ HS1

Насос с приводом от двигателя [EDP1], установленный на левом двигателе является основным источником давления

Насосная станция переменного тока [ACMP1] является резервным источником давления

ИСТОЧНИКИ ДАВЛЕНИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

Насосная станция переменного тока [ACMP2A] с электроприводом переменного тока является основным источником давления

Насосная станция постоянного тока [DCMP2B] является аварийным источником давления.

ИСТОЧНИКИ ДАВЛЕНИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ HS3

Насос с приводом от двигателя [EDP3], установленный на правом двигателе является основным источником давления

Насосная станция переменного тока [ACMP3] является резервным источником давления

Примечание: На земле при неработающих двигателях давление в гидросистеме может быть обеспечено насосными станциями ACMP1, ACMP2A, ACMP3 при наличии электропитания переменного тока.

БЛОК УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ГИДРОСИСТЕМЫ

Двухканальный блок управления и контроля гидросистемы [HSCU] обеспечивает:

- управление в автоматическом режиме насосными станциями ACMP2A, ACMP1, ACMP3, DCMP2B и клапаном SV-PTU
- сбор и передачу данных в систему AVS для формирования мнемокадра HYD, текстовых сообщений на индикаторе EWD, на дисплей техобслуживания MDU.
- контроль работоспособности гидросистемы, её агрегатов и самого блока HSCU

© ЗАО «ГСС»

БЛОК ПЕРЕДАЧИ МОЩНОСТИ

Блок передачи мощности [PTU] состоит из гидромотора и гидронасоса, которые соединены общим валом.

При подключении гидропитания гидромотор через вал приводит в действие гидронасос, который подаёт гидрожидкость из гидросистемы HS1 в систему уборки и основного выпуска шасси.

КЛАПАН ВКЛЮЧЕНИЯ БЛОКА ПЕРЕДАЧИ МОЩНОСТИ

Клапан включения блока передачи мощности [SV-PTU] предназначен для включения подачи гидрожидкости под давлением от гидросистемы HS3 к гидромотору блока PTU в случае отказа источников давления в гидросистеме HS1.

Клапан SV-PTU открывается:

- автоматически по команде от блока HSCU
- вручную при нажатии на кнопку-табло PTU AUTO на пульте управления гидравлической системы.

ПЕРЕКРЫВНОЙ ПРОТИВОПОЖАРНЫЙ КЛАПАН

Перекрывной противопожарный клапан [SOV] предназначен для прекращения подачи гидрожидкости к насосу EDP1(EDP3).

Клапан SOV закрывается:

- автоматически при температуре гидрожидкости в гидробаке более 135°C
- вручную при нажатии на кнопку ENG L (R) FIRE на пульте управления средствами пожарной защиты двигателей.

После закрытия клапана SOV давление в гидросистеме HS1(HS3) обеспечивает насосная станция ACMP1(ACMP3).

ПРИМЕЧАНИЕ: Если клапан SOV гидросистемы HS1(HS3) не закроется, а температура гидрожидкости продолжит увеличиваться, то при температуре 177°C сработает тепловой дозатор гидробака и произойдет сброс гидрожидкости в атмосферу, что приведёт к полному отказу гидросистемы.

© ЗАО «ГСС»

ГИДРОБАК

Гидробак предназначен для:

- создания избыточного давления на входе в гидронасосы
- компенсации изменения объёма гидрожидкости при работе гидросистемы и при изменении температуры
- размещения запаса гидрожидкости, необходимого для работы гидросистемы

Цилиндрический гидробак разделён дифференциальным поршнем на газовую и гидравлическую полости. Газовая полость соединена с газовой полостью гидроаккумулятора. Гидравлическая полость соединена с линией всасывания насосов и насосных станций. В гидравлической полости за счёт разницы площадей дифференциального поршня поддерживается избыточное давление для обеспечения работы насосов и насосных станций.

ГИДРОАККУМУЛЯТОР

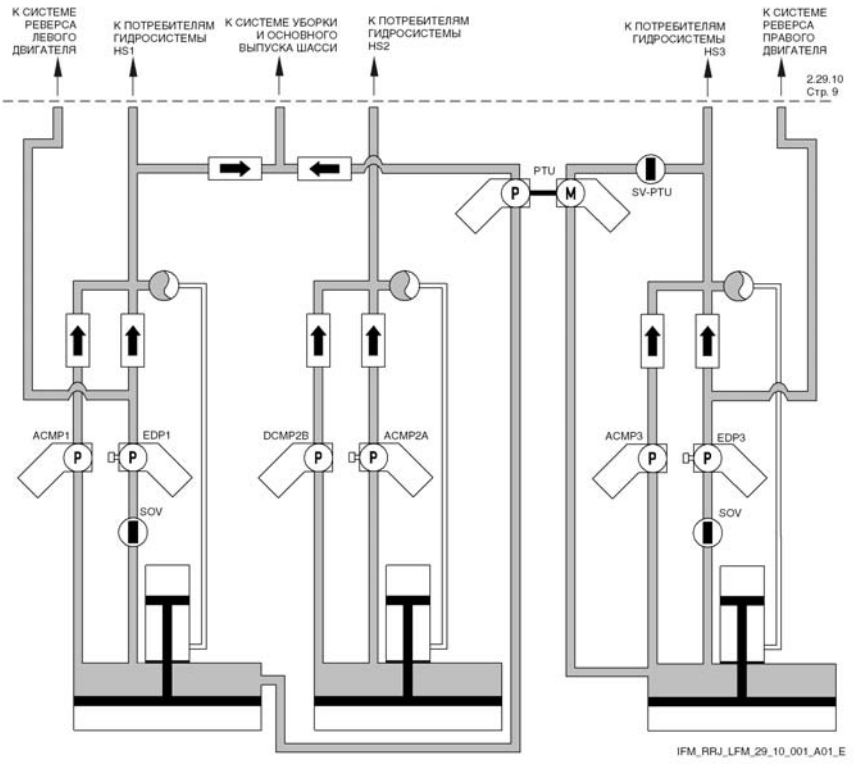
Поршневой гидроаккумулятор обеспечивает:

- работу потребителей в условиях резкого изменения давления и расхода гидрожидкости
- создание избыточного давления в газовой полости гидробака

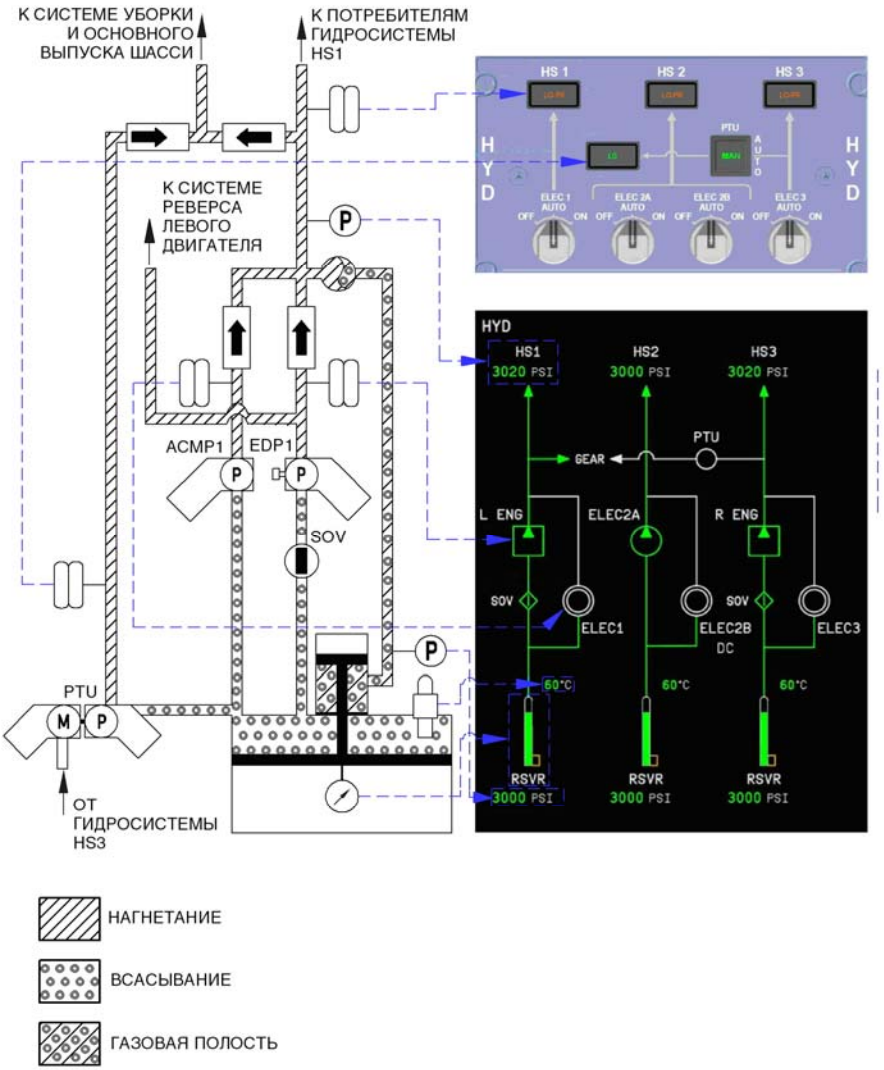
Жидкостная полость гидроаккумулятора соединена с линией нагнетания соответствующей гидросистемы.

© ЗАО «ГСС»

ИСТОЧНИКИ ДАВЛЕНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

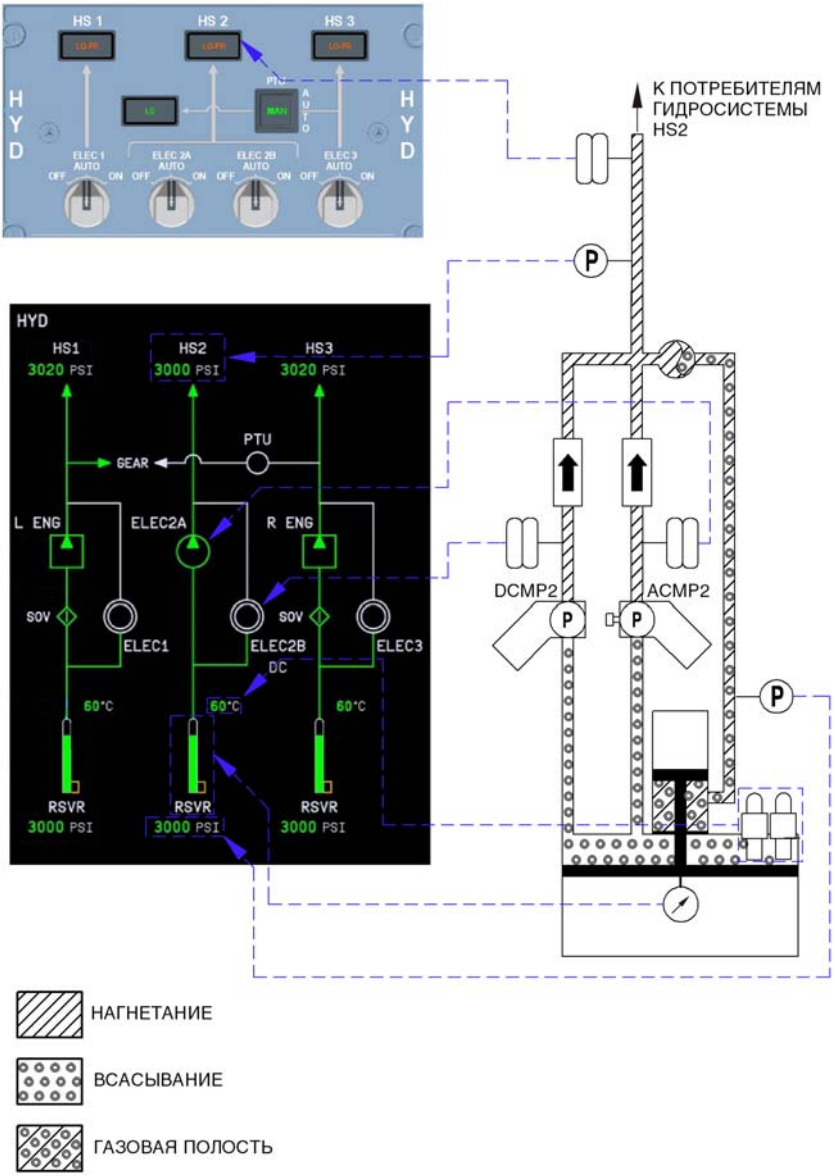


ИНДИКАЦИЯ СОСТОЯНИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ HS1



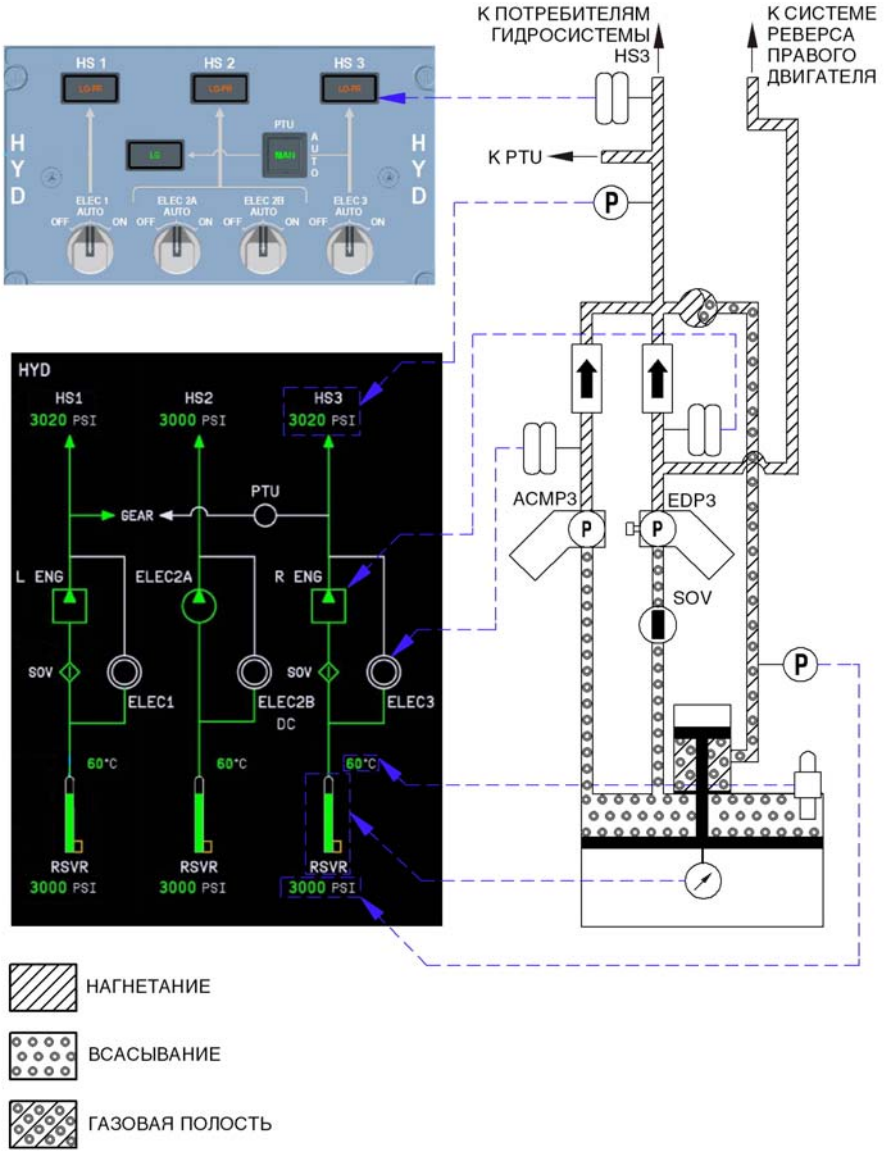
© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ СОСТОЯНИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ HS2



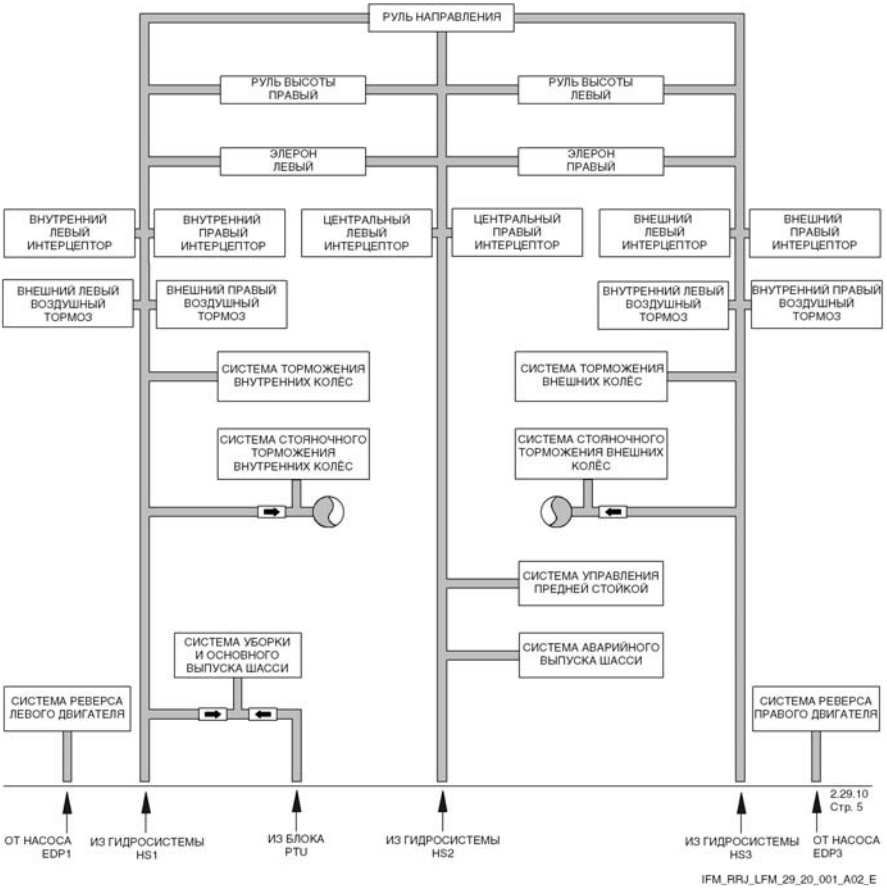
© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ СОСТОЯНИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ HS3



© ЗАО «ГСС»

ПОТРЕБИТЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ САМОЛЁТА



© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ РАБОТОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Блок HSCU обеспечивает автоматическое управление насосными станциями и клапаном SV-PTU с учетом ограничений, связанных с режимом работы системы электроснабжения.

Канал A блока HSCU осуществляет управление:

- насосной станцией ACMP 1,
- насосной станцией ACMP 2A,
- насосной станцией DCMP 2B,
- дисплеем технического обслуживания MDU.

Канал B блока HSCU осуществляет управление:

- насосной станцией ACMP 2A,
- насосной станцией DCMP 2B,
- насосной станцией ACMP 3,
- клапаном SV-PTU.

РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

При отказе блока HSCU управление всеми насосными станциями и клапаном SV-PTU производится с панели управления гидравлической системы.

© ЗАО «ГСС»

НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Наземное обслуживание гидравлической системы производится с панелей наземного обслуживания. Каждая из трёх гидросистем имеет свою панель наземного обслуживания.

Система наземного обслуживания обеспечивает:

- заправку гидрожидкостью всех гидросистем с панели наземного обслуживания гидросистемы HS1, используя наземный заправщик или ручной насос.
- подключение к каждой гидросистеме наземного источника гидропитания.
- зарядку азотом гидроаккумуляторов гидросистемы через зарядные клапаны, установленные на панелях наземного обслуживания каждой гидросистемы.
- контроль объёма гидрожидкости в гидробаках и давления азота в гидроаккумуляторах по дисплею техобслуживания гидросистемы [MDU], установленному на панели наземного обслуживания гидросистемы HS1.

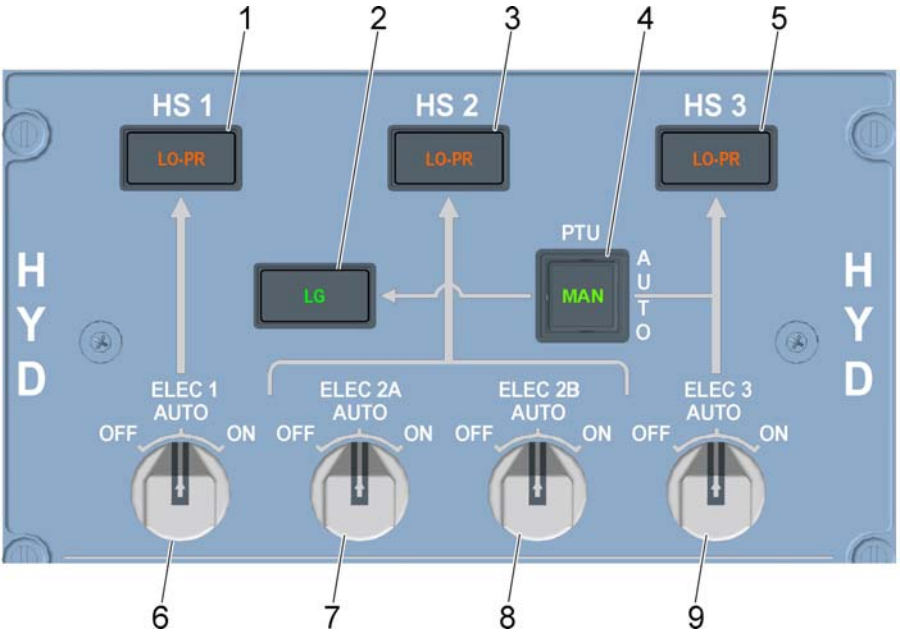
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

29.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ



1 Световое табло HS1

LO-PR : надпись светится желтым цветом, если давление менее 1800 psi в полёте или на земле при двух работающих двигателях

2 Световое табло LG

LG : надпись светится зелёным цветом при включении блока PTU если давление после насоса PTU более 2400 psi

3 Световое табло HS2

LO-PR : надпись светится желтым цветом, если давление менее 1800 psi в полёте или на земле при двух работающих двигателях

© ЗАО «ГСС»

4 Кнопка-табло PTU AUTO

Надпись не светится : блок HSCU управляет включением клапана SV-PTU

MAN : надпись светится зелёным цветом при нажатии кнопки для включения вручную клапана SV-PTU

5 Световое табло HS3

LO-PR : надпись светится желтым цветом, если давление менее 1800 psi в полёте или на земле при двух работающих двигателях

6 Галетный переключатель ELEC 1

OFF : насосная станция ACMP1 выключена
AUTO : включено автоматическое управление насосной станцией ACMP1
ON : насосная станция ACMP1 включена вручную

7 Галетный переключатель ELEC 2A

OFF : насосная станция ACMP2A выключена
AUTO : включено автоматическое управление насосной станцией ACMP2A
ON : насосная станция ACMP2A включена вручную

8 Галетный переключатель ELEC 2B

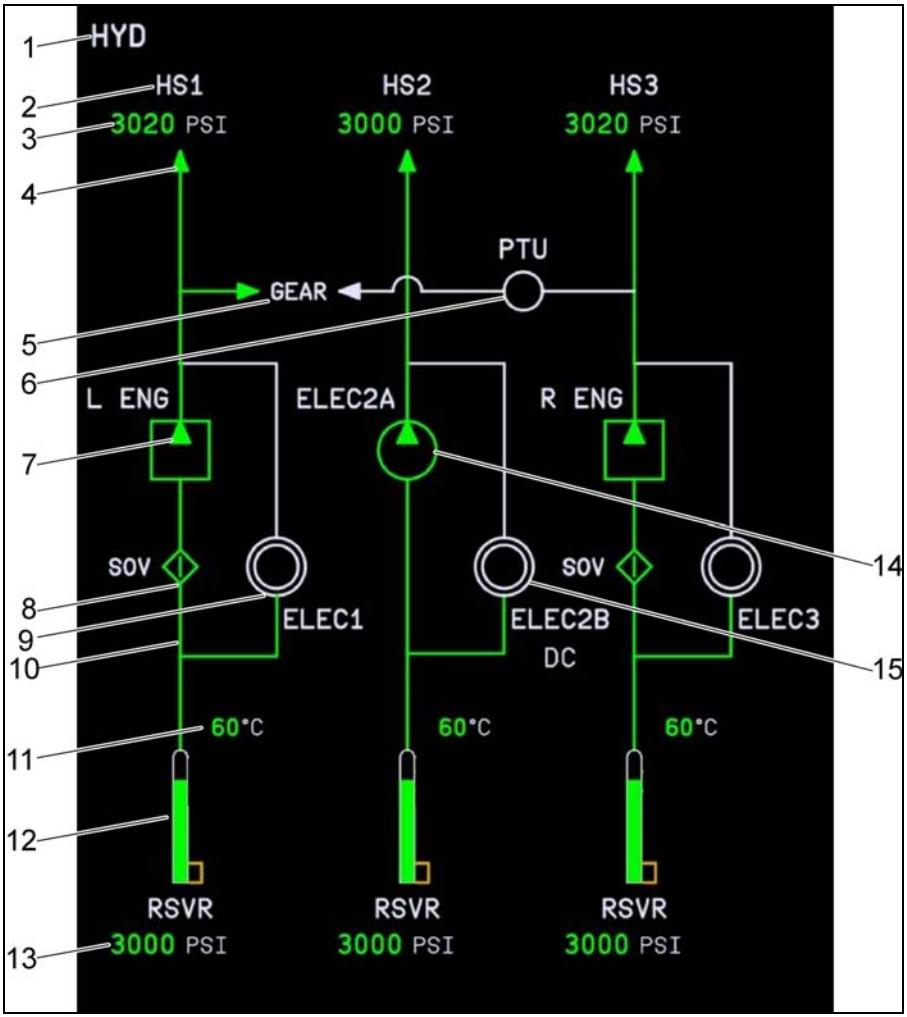
OFF : насосная станция DCMP2B выключена
AUTO : включено автоматическое управление насосной станцией DCMP2B
ON : насосная станция DCMP2B включена вручную

9 Галетный переключатель ELEC 3

OFF : насосная станция ACMP3 выключена
AUTO : включено автоматическое управление насосной станцией ACMP3
ON : насосная станция ACMP3 включена вручную

© ЗАО «ГСС»

МНЕМОКАДР ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ



© ЗАО «ГСС»

1 Название мнемокадра гидравлической системы самолета HYD

2 Название гидросистемы HS1 (HS2) (HS3)

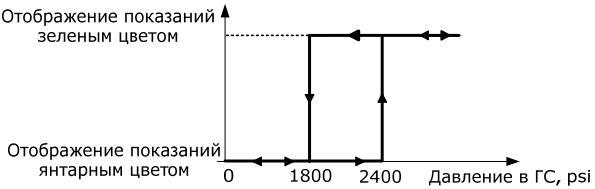
3 Текущее значение давления гидрожидкости в гидросистеме HS1 (HS2) (HS3)



: Диапазон давления в гидросистеме, определяющий изменение цвета цифрового значения давления



:





: данные недостоверны

4 Индикация линии давления на выходе гидросистемы HS1 (HS2) (HS3)



: Давление гидрожидкости в рабочем диапазоне



: Выключенное состояние гидросистемы



: Давление гидрожидкости менее рабочего диапазона или недостоверность данных

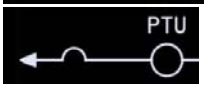
5 Название системы уборки и основного выпуска шасси GEAR

© ЗАО «ГСС»

6 Блок PTU



: Блок PTU включён, давление на выходе в рабочем диапазоне



: Блок PTU выключен



: Отказ блока PTU, давление на выходе менее рабочего диапазона

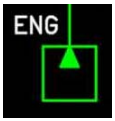
или

Неисправность цепей автоматического управления блоком PTU (на земле при выключенных двигателях)

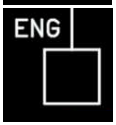


: Данные недостоверны

7 Насос EDP1(EDP3)



: Насос исправен, давление на выходе в рабочем диапазоне



: Индикация насоса при неработающем двигателе (обороты N2<4%)



: Отказ насоса, давление на выходе менее рабочего диапазона



: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

8 Клапан SOV гидросистемы HS1 (HS3)



: Клапан исправен и открыт



: Клапан исправен и закрыт

Примечание: На земле при обжатых опорах шасси и закрытом клапане SOV появляется CAS сообщение HS1 (HS3) SOV FAULT



: Отказ клапана



: Данные недостоверны

9 Насосная станция ACMP1 (ACMP3)



: Насосная станция исправна и включена, давление на выходе в рабочем диапазоне



: Насосная станция выключена

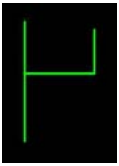


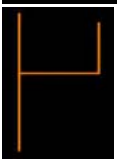
: Отказ насосной станции, давление на выходе менее рабочего диапазона



: Данные недостоверны

10 Индикация линии всасывания гидросистемы HS1 (HS2) (HS3)


: Объем гидрожидкости и давление в газовой полости гидроаккумулятора в рабочем диапазоне


: Объем гидрожидкости или давление в газовой полости гидроаккумулятора менее рабочего диапазона или недостоверность данных

© ЗАО «ГСС»

11 Текущее значение температуры гидрожидкости гидросистемы HS1 (HS2) (HS3)



: Температура в рабочем диапазоне



: Температура выше рабочего диапазона



: Данные недостоверны

12 Гидробак гидросистемы HS1 (HS2) (HS3)



: Самолёт на земле, объем гидрожидкости в гидробаке в рабочем диапазоне при отсутствии давления в линии нагнетания гидросистемы

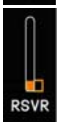


: Самолёт на земле, объем гидрожидкости в гидробаке и давление в линии нагнетания гидросистемы в рабочем диапазоне

Самолёт в воздухе, объем гидрожидкости в гидробаке в рабочем диапазоне независимо от давления в линии нагнетания гидросистемы



: Самолёт на земле, объем гидрожидкости менее рабочего диапазона при отсутствии давления в линии нагнетания гидросистемы



: Самолёт на земле, объем гидрожидкости менее рабочего диапазона при давлении в линии нагнетания гидросистемы в рабочем диапазоне

Самолёт в воздухе, объем гидрожидкости менее рабочего диапазона независимо от давления в линии нагнетания гидросистемы



: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

13 Текущее значение давления в газовой полости гидроаккумулятора гидросистемы HS1 (HS2) (HS3)

Примечание: На земле при отсутствии давления в гидросистеме отображается давление, соответствующее температуре +20˚C.



: Давление в рабочем диапазоне



: Давление менее рабочего диапазона



: Данные недостоверны

14 Насосная станция ACMP2A



: Насосная станция исправна и включена, давление на выходе в рабочем диапазоне



: Насосная станция выключена



: Отказ насосной станции, давление на её выходе менее рабочего диапазона



: Данные недостоверны

15 Насосная станция DCMP2B



: Насосная станция исправна и включена, давление на её выходе в рабочем диапазоне



: Насосная станция DCMP2B выключена



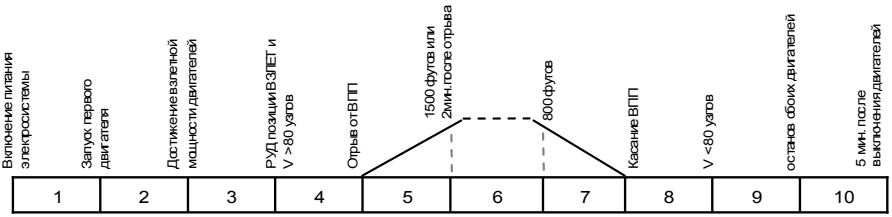
: Отказ насосной станции DCMP2B, давление на её выходе менее рабочего диапазона



: Данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

29.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS1 LO PR Гидросистема HS1 мало давление *В гидросистеме HS1 давление менее1800psi , в гидросистемах HS2 и HS3 давление в норме*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	Табло HS1 надпись LO-PR	4,5,7,8
HYD HS1 HI TEMP Гидросистема HS1 высокая температура гидрожидкости *Температура гидрожидкости выше 107 °C.* *Сообщение исчезает при появлении сигнализации о перегреве гидрожидкости в HS1*			нет	3,4,5,7,8
HYD HS1 OVERHEAT Гидросистема HS1 перегрев гидрожидкости *Температура гидрожидкости выше 135 °C*				4,5,7,8
HYD HS1 LO LVL Гидросистема HS1 мал объем гидрожидкости *Мал объем гидрожидкости в гидробаке*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS1 L ENG PMP FAULT Гидросистема HS1 отказ насоса EDP1 *Давление на выходе насоса EDP1 менее 1800 psi*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4,5,7,8
HYD HS1 PTU FAULT Отказ блока PTU *1. Давление на выходе блока PTU менее 1800 psi при включенном PTU* *или* *2. Неисправности цепи автоматического управления клапаном SV-PTU*				4,8
HYD HS1 SOV FAULT Отказ клапана SOV в гидросистеме HS1 *1. Только на земле при закрытом положении SOV независимо от причин закрытия;* *или* *2. На земле и в воздухе:* *2.1. при несоответствии положения клапана SOV температуре гидрожидкости HS1 или положению кнопки ENG L FIRE;* *или* *2.2. при несоответствии положения контакта сигнализатора температуры* показаниям датчика температуры				4;5;7;8
HYD HS2 LO PR Гидросистема HS2 мало давление *В гидросистеме HS2 давление менее 1800 psi в гидросистемах HS1 и HS3 давление в норме*			Табло HS2 надпись LO-PR	

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS2 HI TEMP Гидросистема HS2 высокая температура гидрожидкости *Температура гидрожидкости выше 107 °C.* *Сообщение исчезает при появлении сигнализации о перегреве гидрожидкости в HS2*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
HYD HS2 OVERHEAT Гидросистема HS2 перегрев гидрожидкости *Температура гидрожидкости выше 135 °C* *По сигналу от одного из 2-х датчиков температуры*				
HYD HS2 LO LVL Гидросистема HS2 мал объем гидрожидкости *Мал объем гидрожидкости в гидробаке*				4,5,7,8
HYD HS2 ELEC2A FAULT Гидросистема HS2 отказ насосной станции ACMP2A 1. *При наличии сигнала включения насосной станции ACMP2A давление на выходе ACMP2A в менее 1800 psi* *или* *2. На земле до запуска любого из двигателей при неисправности цепей автоматического управления*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS2 ELEC2B FAULT Гидросистема HS2 отказ насосной станции DCMP2B *1. При наличии сигнала включения насосной станции DCMP2B давление на выходе DCMP2B менее 1800 psi* *или* *2. На земле до запуска любого из двигателей при неисправности цепей автоматического управления*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4,5,7,8
HYD HS2 ELEC2B OVERHEAT Гидросистема HS2 перегрев насосной станции DCMP2B *Температура электродвигателя насосной станции DCMP2B*				3,4,5,7,8
HYD HS2 ELEC2B BRHS WORN Гидросистема HS2 изношены щетки двигателя насосной станции DCMP2B *Износ щеток электродвигателя насосной станции DCMP2B не менее 90%*				2,3,4,5,6, 7,8,9
HYD HS2 TEMP DET FAULT Гидросистема HS2 отказ датчиков температуры *Неисправность обоих датчиков температуры гидрожидкости в HS2*				4,5,7,8
HYD HS3 LO PR Гидросистема HS3 мало давление *В гидросистеме HS3 давление менее1800psi в гидросистемах HS1 и HS3 давление в норме*			Табло HS3 надпись LO-PR	

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS1 H3 TEMP Гидросистема HS3 высокая температура гидрожидкости *Температура гидрожидкости выше 107 °C.* *Сообщение исчезает при сигнализации перегрева гидрожидкости в HS3*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
HYD HS3 OVERHEAT Гидросистема HS3 перегрев гидрожидкости *Температура гидрожидкости в гидросистеме HS3 выше 135 °C*				4,5,7,8
HYD HS3 LO LVL ГС3 мал объем гидрожидкости *Мал объем гидрожидкости в гидробаке*				
HYD HS3 L ENG PMP FAULT Гидросистема HS3 отказ насоса EDP3 *Давление на выходе насоса EDP3 менее 1800 psi*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS3 SOV FAULT Отказ клапана SOV в гидросистеме HS3 *1. Только на земле при закрытом положении SOV независимо от причин закрытия;* *или* *2. На земле и в воздухе:* *2.1. при несоответствии положения клапана SOV температуре гидрожидкости HS3 или положению кнопки ENG R FIRE;* *или* *2.2. при несоответствии положения контакта сигнализатора температуры показаниям датчика температуры*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4,5,7,8
HYD HS1 CONTROLLER FAULT Гидросистема HS1 отказ канала А блока HSCU *1. Канал А блока HSCU неисправен* *или* *2. Неисправность цепи автоматического управления ACMP1* *и/или* *3. Отсутствует резервирование цепи автоматического управления ACMP2A и/или DCMP2B* *4. О332тсутствие связи между каналом А блока HSCU и системой AVS*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS3 CONTROLLER FAULT Гидросистема HS3 отказ канала B блока HSCU *1. Канал B блока HSCU неисправен* *или* *2. Неисправность цепи автоматического управления ACMP3* *и/или* *3. Неисправность цепи автоматического управления PTU* *и/или* *4. Отсутствует резервирование цепи автоматического управления ACMP2A и/или DCMP2B* ***5.** Отсутствие связи между каналом B блока HSCU и системой AVS*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4,5,7,8
HYD HS ELEC PMP NOT AUTO Гидросистема насосная станция не в режиме AUTO *Любой из галетных переключателей ELEC (1/2A/2B/3) не находится в положении AUTO*				2;3;4;5;6;7;8;9

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS1 PTU NOT AUTO Гидросистема HS1 кнопка-табло включения блока PTU не в положении AUTO *Автоматическое управление клапаном SV-PTU не включено*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	2;3;4;5;6;7;8;9
HYD HS NOT READY Гидросистема не готова *Самолет на земле, двигатели не запущены, объем гидрожидкости в гидробаке или давление в газовой полости гидроаккумулятора в гидросистеме HS1(HS2)(HS3) не в норме*				2;3;4;5;6;7;8;9;10
HYD HS1+HS3 LO PR В гидросистемах HS1 и HS3 мало давление *В гидросистемах HS1 и HS3 давление менее 1800 psi, в гидросистеме HS 2 давление в норме*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	Табло HS1 и HS3 надпись LO-PR	1,4,5,10
HYD HS1+HS2 LO PR В гидросистемах HS1 и HS2 мало давление *В гидросистемах HS1 и HS2 давление менее 1800 psi, в гидросистеме HS3 давление в норме*			Табло HS1 и HS2 надпись LO-PR	
HYD HS2+HS3 LO PR В гидросистемах HS2 и HS3 мало давление *В гидросистемах HS2 и HS3 давление менее 1800 psi , в гидросистеме HS1 давление в норме*			Табло HS2 и HS3 надпись LO-PR	

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
HYD HS1+2+3 CTRL FAULT Гидросистема отказ платы А и В блока HSCU 1. *Каналы А и В блока HSCU неисправны* *или* 2. *неисправность цепи автоматического управления ACMP1 и ACMP3 или ACMP1 и PTU* *или* 3. *неисправность цепи автоматического управления ACMP2A и/или DCMP2B* *или* *отсутствие связи между каналами А и В блока HSCU и системой AVS*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

29.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
Гидросистема HS1	Клапан SOV				L DC ESS-3
	Насосная станция ACMP1	R AC	R DC ESS-4,		
	Датчик давления гидроаккумулятора				R DC ESS-4
	Датчик давления гидрожидкости				L DC ESS-3
Гидросистема HS2	Насосная станция ACMP2A			L AC ESS-1	L DC ESS-3
	Насосная станция DCMP2B				R DC ESS-4
	Датчик давления гидроаккумулятора				R DC ESS-4
	Датчик давления гидрожидкости				L DC ESS-3
Гидросистема HS3	Клапан SOV				R DC ESS-4
	Насосная станция ACMP3	L AC	L DC ESS-3		
	Датчик давления гидроаккумулятора				L DC ESS-3
	Датчик давления гидрожидкости				R DC ESS-4
Клапан SV-PTU					R DC ESS-4
Канал A блока HSCU					L DC ESS-3
Канал B блока HSCU					R DC ESS-4

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

30.00 СОДЕРЖАНИЕ

30.10 ВВЕДЕНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ **1**

30.20 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА КРЫЛА 1

ОПИСАНИЕ **1**

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ **4**

СИГНАЛИЗАЦИЯ **5**

30.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ДВИГАТЕЛЯ 1

ОПИСАНИЕ **1**

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ **3**

СИГНАЛИЗАЦИЯ **4**

30.40 СИСТЕМА ЭЛЕКТРООБОГРЕВА 1

ОПИСАНИЕ **1**

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ **4**

СИГНАЛИЗАЦИЯ **5**

30.50 СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ 1

ОПИСАНИЕ 1

30.60 СИСТЕМА ПОДАЧИ ГИДРОФОБИЗИРУЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ НА ЛОБОВЫЕ СТЕКЛА 1

ОПИСАНИЕ 1

30.70 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

30.10 ВВЕДЕНИЕ

Противооблединительная система и система защиты от дождя обеспечивают безопасность полета самолета в условиях обледенения и атмосферных осадков на всех эксплуатационных высотах и скоростях.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

ПРОТИВООБЛЕДИНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительная система обеспечивает удаление льда или предупреждение его образования путем нагрева защищаемой поверхности воздушно-тепловым или электротепловым способом.

Воздушно-тепловым способом обеспечивается защита от обледенения:

- двух внешних секций предкрылков на каждом крыле
- воздухозаборников двигателей

Электротепловым способом обеспечивается защита от обледенения:

- лобовых стекол и форточек кабины экипажа
- приемников воздушного давления
- датчиков угла атаки
- компонентов системы водоснабжения и удаления отбросов (подробнее см. РЛЭ, Часть 2, Глава 38)

Два сигнализатора обледенения самолета [ID] выдают сигнал о начале и окончании обледенения и на автоматическое включение/отключение противооблединительной системы крыла и воздухозаборников двигателей.

Примечание: Минимальная скорость набегающего потока, при которой обеспечивается устойчивая работа датчика обледенения – 30 kt (55км/час).

СИСТЕМА ЗАЩИТЫ ОТ ДОЖДЯ

Электромеханические стеклоочистители, а в случае необходимости использование водоотталкивающей жидкости обеспечивают защиту левого и правого лобовых стекол кабины пилотов от атмосферных осадков.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

30.20 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА КРЫЛА

ОПИСАНИЕ

Противообледенительная система крыла воздушно-тепловая.

Горячий воздух, поступающий по независимым трубопроводам из пневматической системы, обогревает две внешние секции предкрылка левого и правого полукрыла.

Горячий воздух проходит через левую (правую) отсечную регулирующую заслонку [WAIV] установленную на каждом полукрыле, которая регулирует расход воздуха необходимый для обогрева.

Управление и контроль работы противообледенительной системой крыла в автоматическом и ручном режимах выполняет вычислитель системы кондиционирования воздуха [IASC].

Включение противообледенительной системы крыла заблокировано на высотах17000 футов (5200 м) и более.

Противообледенительная система крыла постоянно отслеживает время пребывания самолета в условиях обледенения на высотах 17000 футов (5200 м) и более.

При выполнении снижения с высоты крейсерского полета на высоте менее 17000 футов (5200 м) предусмотрено автоматическое включение и работа в течение 5 минут противообледенительной системы крыла вне зависимости от сигнала о наличии обледенения при условии, что время полета в условиях обледенения на высоте 17000 футов (5200 м) и более не превышало 5 минут.

По истечении 5 минут работы, включение противообледенительной системы крыла определяется выбранным режимом включения.

Отказ одного двигателя не ухудшает эффективность противообледенительной системы крыла.

При выполнении запуска двигателя в полете противообледенительная система крыла автоматически отключается вне зависимости от режима включения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Включение противообледенительной системы крыла блокируется до посадки, если время полета на высоте более 17000 футов (5200 м) в условиях обледенения составляет 5 минут и более, вне зависимости от режима включения.

© ЗАО «ГСС»

Введено ограничение по одновременному включению отборов воздуха на КСКВ и ПОС крыла.

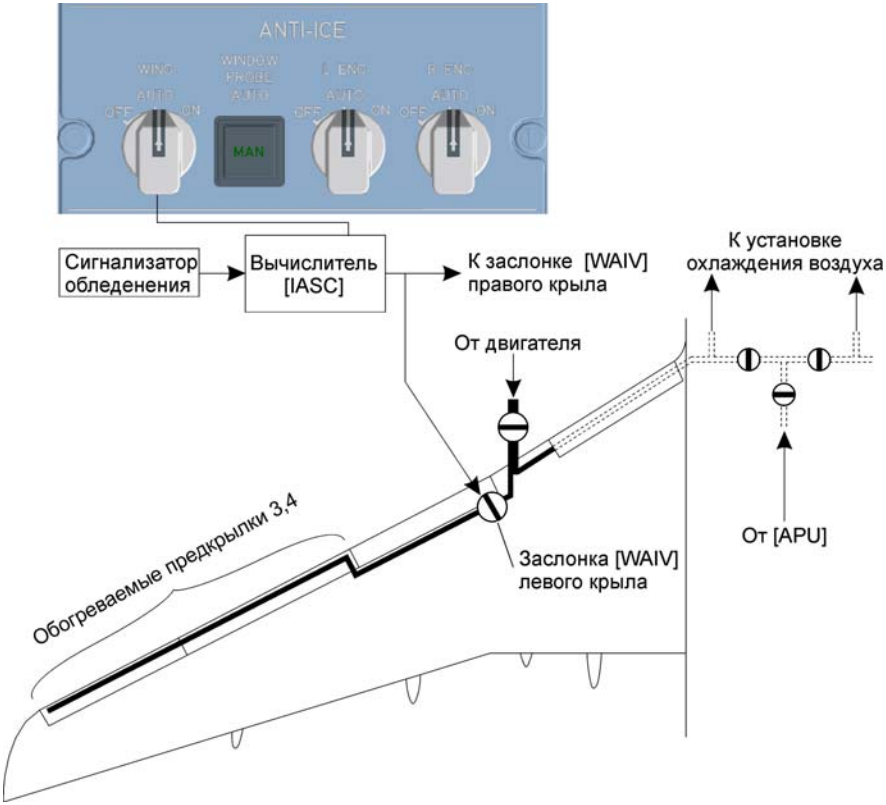
Процедура включения отборов воздуха на КСКВ и ПОС крыла выполняется следующем образом:

- включить КСКВ;
- после включения КСКВ убедиться в устойчивой работе двигателей.
- При необходимости включить ПОС крыла;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

В случае неконтролируемого изменения оборотов N1 или при зависании оборотов следует отключить отборы воздуха.

СХЕМА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КРЫЛА



© ЗАО «ГСС»

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РЕЖИМ

Взлет и набор высоты крейсерского полета

Противообледенительная система крыла автоматически включается если:

- высота полета менее 17000 футов (5200 м), и
- один или оба сигнализатора [ID] выдают сигнал о наличии обледенения.

Снижение с высоты крейсерского полета

Противообледенительная система крыла автоматически включается если:

- время полета на высоте более 17000 футов (5200 м) в условиях обледенения составляет менее 5 минут, и
- высота полета менее 17000 футов (5200 м), и
- один или оба сигнализатора [ID] выдают сигнал о наличии обледенения

На земле

Противообледенительная система крыла автоматически отключается.

РУЧНОЙ РЕЖИМ

Управление противообледенительной системой крыла в ручном режиме разрешается если:

- произошел отказ автоматического режима, и/или
- требуется принудительное включение или отключение противообледенительной системы крыла.

Взлет и набор высоты крейсерского полета

Противообледенительная система крыла включается если:

- высота полета менее 17000 футов (5200 м)

Снижение с высоты крейсерского полета

Противообледенительная система крыла включается если:

- время полета на высоте более 17000 футов (5200 м) в условиях обледенения составляет менее 5 минут, и
- высота полета менее 17000 футов (5200 м)

© ЗАО «ГСС»

На земле

Противообледенительная система крыла автоматически отключается через 2 минуты, если переключатель режима работы WING установлен в положение ON.

При отказе ручного управления противообледенительной системы крыла (невозможно принудительное включение или отключение противообледенительной системы крыла с помощью тумблера WING) необходимо кратковременно перевести в верхнее положение переключатели «RESET CPCU», расположенные на стойке инспектора под панелью подключения авиагарнитуры, затем вернуть переключатели в нижнее положение.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ



1 Переключатель режима работы WING

OFF	:	включение противообледенительной системы крыла заблокировано во всем диапазоне эксплуатационных высот
AUTO	:	выбран автоматический режим включения противообледенительной системой крыла
ON	:	выбран ручной режим

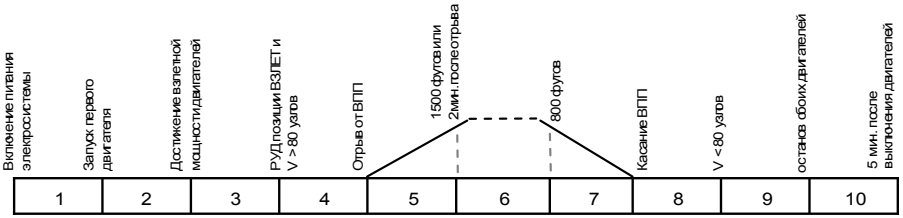
МНЕМОКАДР СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Индикация состояния противообледенительной системы крыла отображается на мнемокадре AIR.

Подробнее: См. РЛЭ 02.21

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
A-ICE WING FAULT Отказ противообледенительной системы крыла.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
A-ICE WING AUTO FAULT Отказ автоматического режима включения противообледенительной системы крыла.				
A-ICE WING LO POWER Низкая эффективность противообледенительной системы крыла. *В левой (правой) линии отбора воздуха низкое давление или температура ниже требуемой.*				
A-ICE ICE DET FAULT Отказ сигнализатора обледенения *Экипажу усилить внимание за появлением визуальных признаков обледенения*				
A-ICE ICE DETECTED Обнаружено обледенение				
A–ICE WING Противообледенительная система крыла включена вручную или автоматически.	нет	нет		нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

30.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ДВИГАТЕЛЯ

ОПИСАНИЕ

Противообледенительная система воздухозаборников двигателей воздушно-тепловая и автономная для каждого двигателя.

Горячий воздух, отбираемый от третьей ступени компрессора высокого давления двигателя, обогревает входную кромку воздухозаборника этого же двигателя.

Горячий воздух проходит через клапан противообледенительной системы воздухозаборников [NAIV] установленный на каждом двигателе.

Клапан NAIV регулирует подачу воздуха необходимого для обогрева входной кромки воздухозаборника и имеет два рабочих положения (открыт/закрыт). Количество подаваемого воздуха зависит от режима работы двигателей.

При неработающем двигателе клапан NAIV находится в закрытом положении.

При работающем двигателе в случае потери электропитания клапан NAIV автоматически перемещается в открытое положение.

Управление клапаном NAIV автоматическое по сигналам от сигнализаторов ID и/или ручное с пульта ANTI-ICE.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РЕЖИМ

В полете:

Противообледенительная система воздухозаборников двигателей автоматически включается если:

- переключатель режима работы L,R ENG установлен в положение AUTO, и
- один или оба сигнализатора ID выдают сигнал о наличии обледенения, и
- не выполняется запуск двигателя.

На земле:

После посадки, когда переключатель режима работы L,R ENG установлен в положение AUTO, противообледенительная система воздухозаборников двигателей автоматически отключается.

© ЗАО «ГСС»

РУЧНОЙ РЕЖИМ

Примечание: Запрещается использовать противообледенительную систему воздухозаборников двигателей при температуре наружного воздуха +10° С и более.

В полете:

Управление противообледенительной системой воздухозаборников двигателей в ручном режиме разрешается если:

- произошел отказ автоматического режима, и/или
- требуется принудительное включение или отключение противообледенительной системы воздухозаборников двигателей.

На земле:

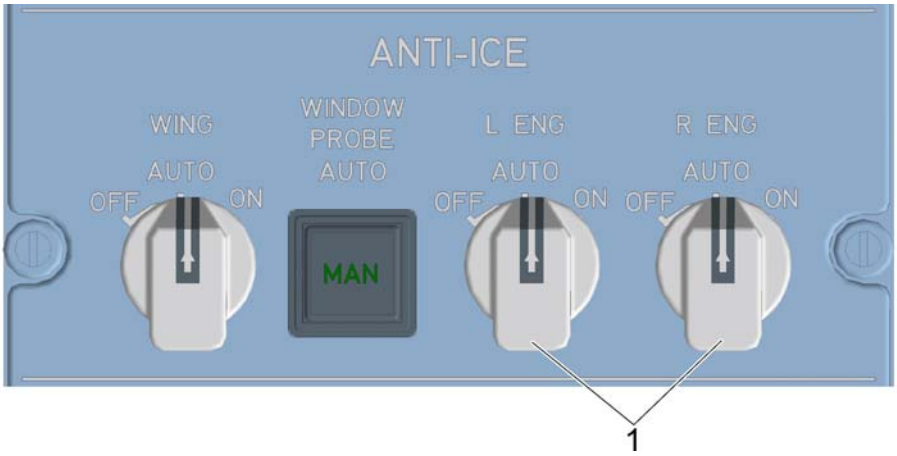
Управление противообледенительной системой воздухозаборников двигателей в ручном режиме разрешается при эксплуатации двигателей в условиях возможного обледенения.

При отказе ручного управления противооблединительной системы воздухозаборников двигателей при допустимых условиях эксплуатации ручного режима (невозможно принудительное включение или отключение противооблединительной системы воздухозаборников двигателей) необходимо кратковременно перевести в верхнее положение переключатели «RESET CPCU», расположенные на стойке инспектора под панелью подключения авиагарнитуры, затем вернуть переключатели в нижнее положение.

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМОЙ



1 Переключатель режима работы L,R ENG

OFF : противообледенительная система воздухозаборника левого (правого) двигателя отключена

AUTO : выбран автоматический режим управлением противообледенительной системой воздухозаборника левого (правого) двигателя

ON : выбран ручной режим управлением, противообледенительная система воздухозаборника левого (правого) двигателя включена

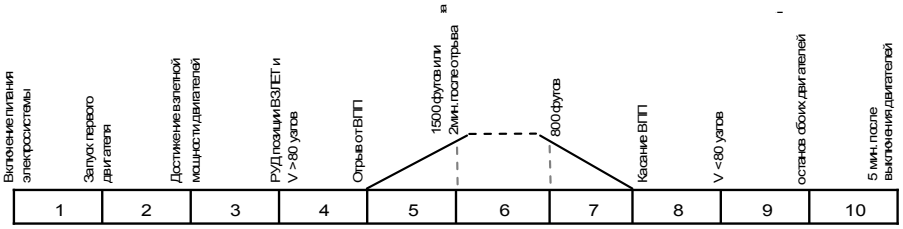
ИНДИКАЦИЯ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМЫ

Индикация состояния противообледенительной системы воздухозаборников двигателей отображается на мнемокадре AIR.

Подробнее: См. РЛЭ 02.21

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
A-ICE ENG L (R) FAULT Отказ режима автоматического включения противообледенительной системы воздухозаборников двигателя *Отказ датчика давления ПОС или пониженное давление воздуха при открытом клапане NAIV*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

30.40 СИСТЕМА ЭЛЕКТРООБОГРЕВА

ОПИСАНИЕ

СИСТЕМА ЭЛЕКТРООБОГРЕВА ОСТЕКЛЕНИЯ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

Система электрообогрева остекления кабины экипажа предназначена для предотвращения обледенения лобовых стекол и запотевания стекол форточек.

Обогревом стекол управляют два двухканальных блока управления электрообогревом (WHC L,R). Они также служат для защиты лобовых стекол от перегрева. Сигналы о состоянии системы сформированные WHC поступают в концентраторы данных (EIU) для преобразования и последующей выдачи сообщений об отказах на индикатор EWD комплекса авионики.

Обогрев остекления кабины экипажа включается автоматически или вручную.

Автоматический режим

Система электрообогрева в штатном режиме включается автоматически без вмешательства экипажа как на земле, так и в полёте (после запуска одного из двигателей или ВСУ).

Ручной режим

Система электрообогрева остекления кабины экипажа может быть включена на земле перед запуском двигателей вручную нажатием кнопки-табло WINDOW PROBE на пульте ANTI-ICE (при наличии на борту аэродромного питания).

Примечание: В полёте при отказе обоих двигателей или обоих каналов системы электроснабжения с незапущенным ВСУ, после выпуска RAT можно вручную включить электрообогрев левого лобового стекла. На время выпуска механизации крыла электрообогрев левого лобового стекла отключается и вновь подключится после установки механизации в любое промежуточное или посадочное положение.

Электрообогрев лобовых стекол осуществляется в двух режимах: «слабый» - на земле, «сильный» - в полете.

Переключение обогрева лобовых стекол с режима «слабый» на режим “сильный” происходит автоматически по пропаданию сигнала обжатия основных стоек шасси (WOW 1,2) на взлёте.

Электрообогрев стекол форточек осуществляется всегда в одном режиме – “слабый”

Система имеет режим предварительного прогрева лобовых стекол при первом включении. Этот режим включается в режиме “слабый” при температуре лобовых стекол ниже +10°C.

© ЗАО «ГСС»

Независимо от режима включения (автоматический или ручной) система автоматически отключает электрообогрев стекол с выдачей сигналов отказов :

- при неисправностях блоков управления электрообогревом и температурных датчиков, расположенных в стеклах;

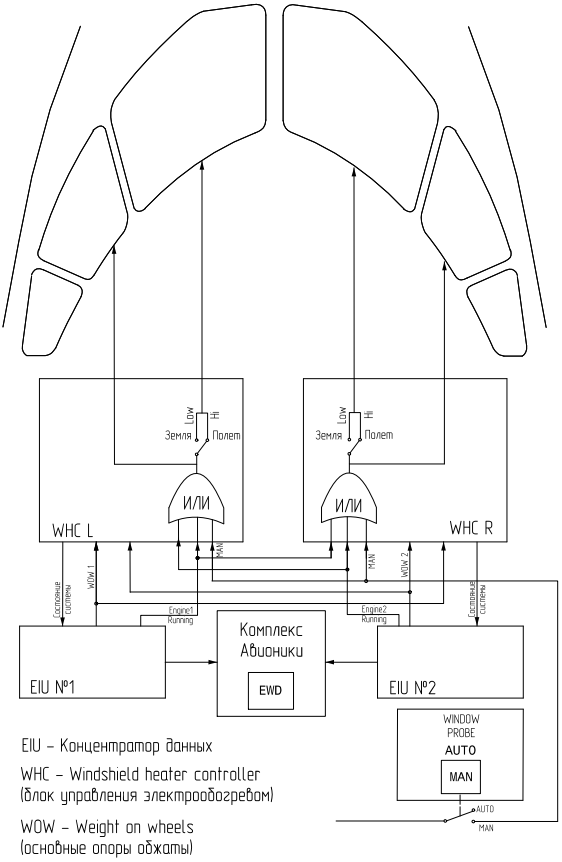
- при коротком замыкании или обрыве в обогревателях стекол;

- при обрыве проводов на входе и выходе блоков управления электрообогревом;

- при пропадании напряжений питания на входе блоков управления электрообогревом;

- при перегреве стекол.

СХЕМА СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРООБОГРЕВА ОСТЕКЛЕНИЯ КАБИНЫ ЭКИПАЖА



© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ЭЛЕКТРООБОГРЕВА ПРИЕМНИКОВ И ДАТЧИКОВ

ОПИСАНИЕ

Система электрообогрева приёмников и датчиков предназначена для предотвращения обледенения:

- приемников полного давления (PITOT);
- приемников статического давления (STATIC);
- датчиков угла атаки (AOA);
- датчиков температуры воздуха (TAT).

Четыре независимых Компьютера обогрева приёмников и датчиков (PHC) автоматически контролируют и управляют обогревом:

- приёмников и датчиков КВС,
- приёмников и датчиков второго пилота,
- резервных приёмников и датчиков.

Приёмники и датчики обогреваются в автоматическом и ручном режимах.

Автоматический режим

Система электрообогрева в штатном режиме включается автоматически без вмешательства экипажа как на земле (после запуска одного из двигателей), или в полёте.

При этом датчики измерения температуры на земле не обогреваются, а приёмники полного давления обогреваются в режиме «слабый», остальные приёмники и датчики обогреваются в режиме «сильный».

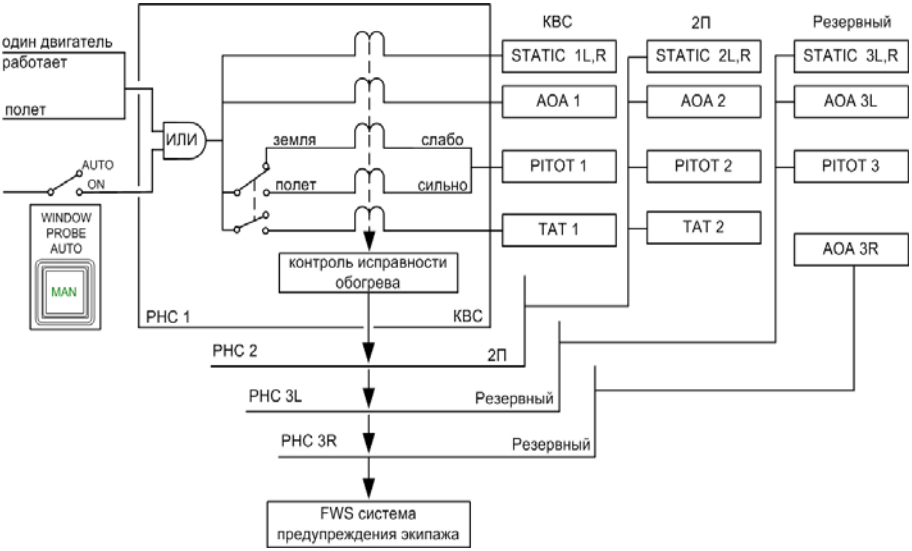
Включение датчиков температуры и переход на режим обогрева «сильный» приёмников полного давления производится автоматически при разжатии основных опор.

Ручной режим

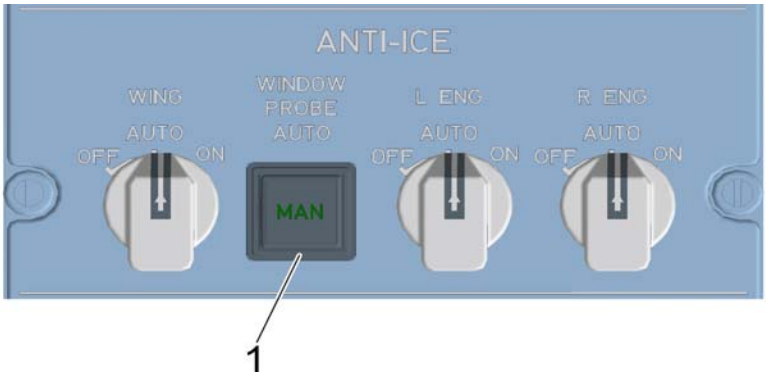
Система электрообогрева может быть включена на земле перед запуском двигателей вручную нажатием кнопки-табло WINDOW PROBE на пульте ANTI-ICE (при наличии электропитания на борту).

В полете при отказе обоих двигателей электрообогрев приёмников и датчиков должен быть включён принудительно кнопкой-табло WINDOW PROBE.

© ЗАО «ГСС»



ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ



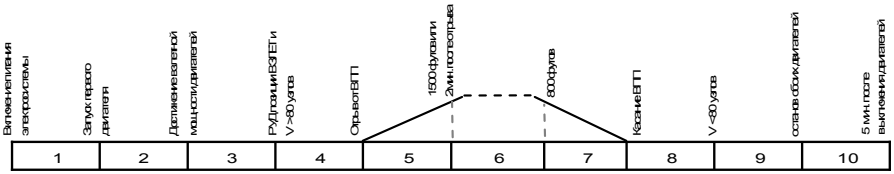
1 Кнопка-табло WINDOW PROBE

MAN : выбран ручной режим управления.
Надпись не светится : выбран автоматический режим включения электрообогрева остекления кабины экипажа и датчиков.

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ

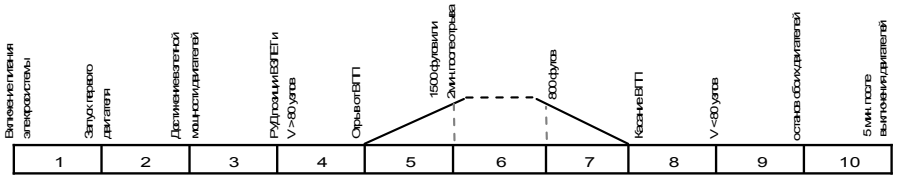
СИСТЕМА ОБОГРЕВА СТЕКОЛ КАБИНЫ ЭКИПАЖА



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
A - ICE L(R) WINDSHIELD FAULT Отказ обогрева левого (правого) лобового стекла *Отказ канала системы обогрева лобового стекла; отказ нагревателя; отказ электросистемы; обрыв проводки*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
A – ICE L(R) WINDOW FAULT Отказ обогрева левой (правой) форточки *Отказ канала системы обогрева левой (правой) форточки или отказ нагревателя или отказ электросистемы или обрыв проводки*				

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ОБОГРЕВА ДАТЧИКОВ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
A – ICE ADS 1 PROBES HTR Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 1 *Отказ обогрева всех датчиков канала ADC1: Pitot1, static 1L, static 1R, AOA1, TAT1.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
A – ICE ADS 2 PROBES HTR Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 2 *Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 2:Pitot2, static2L, static2R, AOA2, TAT2.*				
A – ICE ADS 3 PROBES HTR Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 3 *Отказ резервного канала, предназначенного для обеспечения воздушными данными IESI. Отказ обогрева всех датчиков канала ADC3, кроме датчика угла атаки AOA 3R: AOA 3L, Pitot 3, static3L, static3R.*				
A – ICE ADS 2 TAT HTR Отказ обогрева датчика TAT канала ADC 2 *Отказ обогрева датчика TAT .*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
A – ICE STBY PROBES HTR Отказ обогрева датчиков STBY *Отказ обогрева датчиков Pitot 3,static3L, static 3R .*	Одинарный удар колокола	Кнопка -табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
A – I CE ADS 1+3 TAT HTR Отказ обогрева датчика TAT каналов ADC 1+3. *Отказ обогрева датчика TAT каналов ADC 1+3.*				

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

30.50 СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ

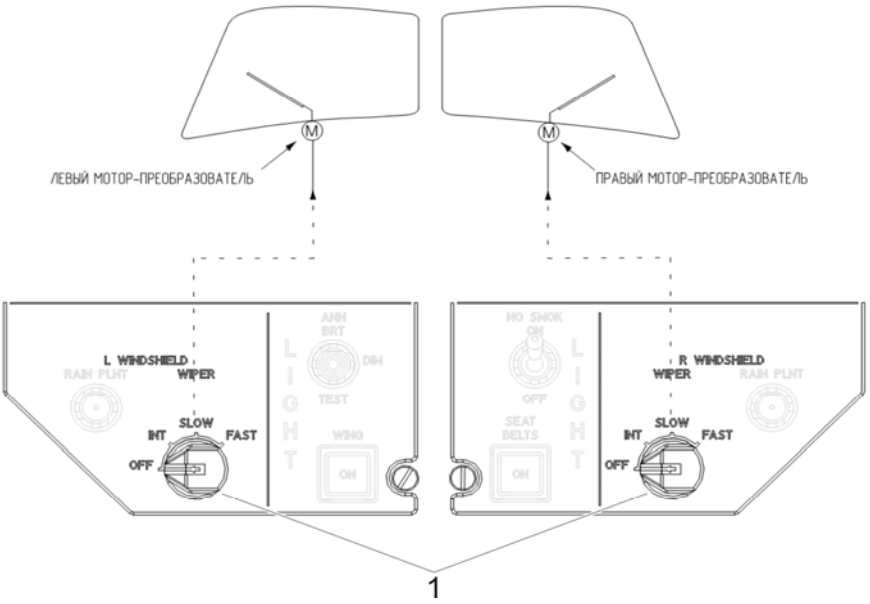
ОПИСАНИЕ

Стеклоочистители предназначены для очистки лобовых стекол от ухудшающих обзор атмосферных осадков. Управление стеклоочистителями раздельное, от переключателей WIPER на пульте L/R WINDSHIELD. Стеклоочистители имеют три режима работы:

- прерывистый (с остановками после каждого цикла на 4 сек).
- медленный (80 циклов в минуту),
- быстрый (120 циклов в минуту).

Максимально допустимая приборная скорость применения стеклоочистителей 230 kts (440 км/час). При отключенном состоянии стеклоочистители находятся в вертикальном положении.

© ЗАО «ГСС»



1 Переключатель управления стеклоочистителем

OFF : выключен и находится в нижнем парковочном. положении.

INT : включен и работает в прерывистом режиме.

SLOW : включен и работает в медленном режиме.

FAST : включен и работает в быстром режиме.

© ЗАО «ГСС»

30.60 СИСТЕМА ПОДАЧИ ГИДРОФОБИЗИРУЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ НА ЛОБОВЫЕ СТЕКЛА

ОПИСАНИЕ

Система подачи гидрофобизирующей жидкости (ГФЖ) предназначена для улучшения обзора через лобовые стекла во время дождя на этапах взлёта, захода на посадку и посадки. Управление системой осуществляется независимо для каждого левого или правого лобового стекла кнопками “RAIN RPLNT”, находящимися на пульте управления “L,R WINDSHIELD”.

Подача жидкости на лобовые стекла рекомендуется на скоростях полета не более 160 kts (300 км/час).

Жидкость распыляется на лобовые стёкла через форсунки за счёт давления в баллоне и создаёт водоотталкивающую плёнку на стекле. Вода со стекла удаляется набегающим потоком воздуха или стекает. Водоотталкивающие свойства жидкости сохраняются в течение 45 минут.

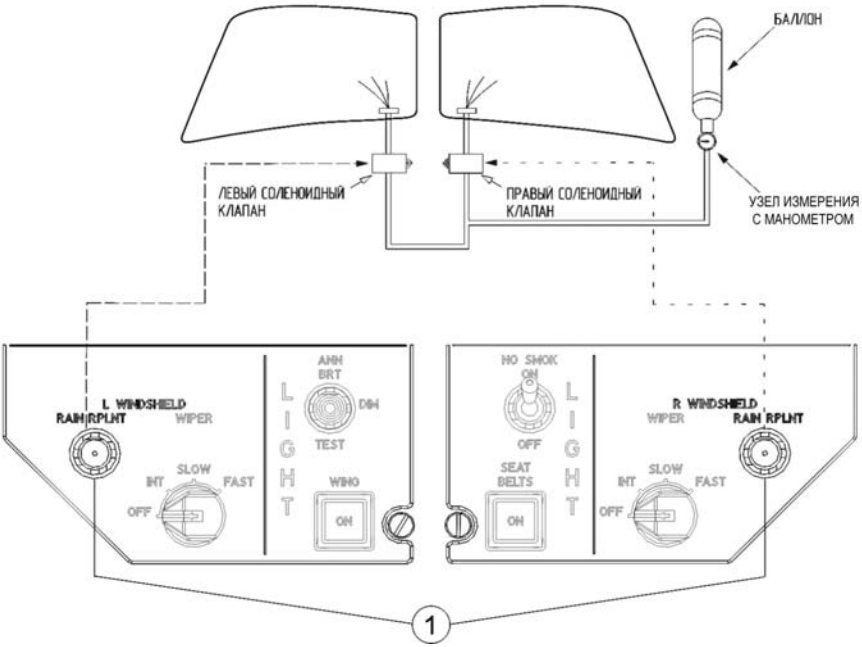
При нажатии на кнопку “RAIN RPLNT” жидкость на соответствующее лобовое стекло подается через форсунки кратковременным импульсом продолжительностью 0,4 сек. При максимальной заправке жидкости обеспечивается всего 50 опрыскиваний лобовых стёкол.

ГФЖ емкостью 0,5 литра находится под давлением в герметичном сменном баллоне, который заменяется при его опорожнении. Баллон и узел измерителя с манометром установлены в переднем техническом отсеке. Контроль состояния системы осуществляется техническим персоналом. Система подачи жидкости получает электропитание от сети постоянного тока.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Запрещается применение жидкости при открытых форточках кабины экипажа;

© ЗАО «ГСС»



① Кнопка подачи гидрофобизирующей жидкости на стекло

© ЗАО «ГСС»

30.70 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
ПОС крыла	Клапаны SOV, датчики температуры и давления		L,R DC		L,R DC ESS2,3,4
ПОС двигателя	Клапаны NAIV L,R				L DCESS1 R DCESS2
	Датчики давления L,R				L DCESS1 R DCESS2
Обогрев лобовых стекол и форточек	WHC L	LAC (лев. форточка)	L AC ESS-1(лев. лоб. стекло)	L AC ESS-1(лев. лоб. стекло)	LDC ESS-1(лев.лоб.стекла и форточки)
	WHC R	RAC (прав. форточка)	R DC (прав. лоб. стекло)		
	EIU 1				L DC ESS1,3
	EIU 2				R DC ESS2,4
Обогрев датчиков	PHC 1				L DCESS1
	PHC 2		L DC		
	PHC 3L				R DCESS2
	PHC3R				R DCESS2
	STATI 1L,R		L DC		
	STATI 2L,R		L DC		
	STATI 3L,R				R DCESS2
	PITOT 1,2	LAC			
	PITOT 3			L AC ESS-2	
	AOA 1,2	LAC			
	AOA 3L,R			R AC ESS-2	
	TAT 1,2	LAC			

© ЗАО «ГСС»

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
Сигнализаторы обледенения	ID 1	L AC			
	ID 2	R AC			
Стеклоочистители	Мотор-преобразователь левый	L AC			
	Мотор-преобразователь правый	R AC			
Гидрофобизация	Соленоидные клапаны лев.		L DC		
	Соленоидные клапаны прав.		R DC		

© ЗАО «ГСС»

31.00 СОДЕРЖАНИЕ

31.10 СИСТЕМА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ 1

ВВЕДЕНИЕ. 1

УПРАВЛЕНИЕ ДИСПЛЕЯМИ 7

31.20 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОННОЙ ИНДИКАЦИИ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ЭКИПАЖА (EICAS) 1

ОПИСАНИЕ 1

ЦВЕТОВОЕ КОДИРОВАНИЕ СООБЩЕНИЙ 1

КЛАССИФИКАЦИЯ СООБЩЕНИЙ ПО УРОВНЮ ОПАСНОСТИ 3

ПРИОРИТЕТ ВЫДАЧИ СООБЩЕНИЙ И СИГНАЛОВ 3

ТИПЫ ОТКАЗОВ 4

ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ 4

31.30 ДИСПЛЕЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЙ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ЭТАПЫ ПОЛЕТА. 4

ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ 5

УПРАВЛЕНИЕ СООБЩЕНИЯМИ 6

31.40 ИНДИКАЦИЯ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

МНЕМОКАДРЫ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА 1

31.50 ПРИМЕР СООБЩЕНИЯ EICAS 1

СВЕТОВЫЕ СИГНАЛИЗАТОРЫ 2

31.60 ИНДИКАТОР ОСНОВНОЙ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ИНДИКАТОР СКОРОСТИ 18

ИНДИКАТОР ВЫСОТЫ 24

ИНДИКАТОР ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ 32

ИНДИКАТОР УГЛА АТАКИ 35

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ В РЕЖИМЕ FPV 39

ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ (HSI) 40

ИНДИКАТОР ОТОБРАЖЕНИЯ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА (FMA) 54

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ ОТОБРАЖАЕМАЯ НА PFD 64

31.65 МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ИНДИКАТОР (MFD) В РЕЖИМЕ “ND” 1

ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖИМОВ ND 1

КОМПОНОВКА ИНДИКАЦИИ НА “ND” 4

ИНДИКАЦИЯ ОСНОВНЫХ РЕЖИМОВ НА ND 5

ИНДИКАЦИЯ НА ND ОСНОВНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ ... 8

ИНДИКАЦИЯ МЕТЕОЛОКАТОРА НА ND 33

ИНДИКАЦИЯ ОПАСНОГО СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ 41

ИНДИКАЦИЯ ОПАСНОГО СБЛИЖЕНИЯ С САМОЛЕТАМИ 44

31.70 УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТНЫМИ ЭЛЕКТРОННЫМИ ИНДИКАТОРАМИ 1

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ EFCP 1

ХРОНОМЕТР 3

31.75 ЧАСЫ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 1

31.80 РЕГИСТРАТОР ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА 1

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ 1

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 2

31.85 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

СИСТЕМА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ 1

31.90 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

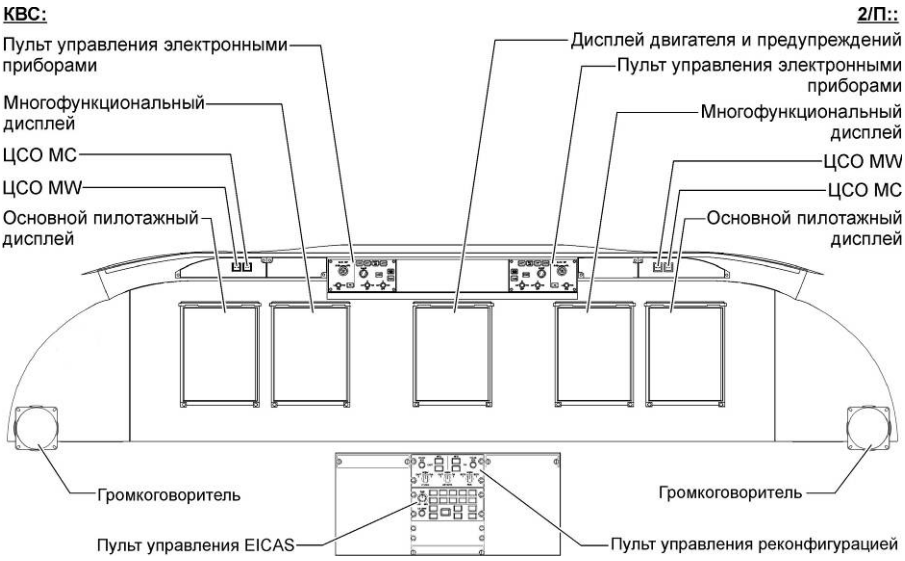
31.10 СИСТЕМА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ

ВВЕДЕНИЕ.

Система отображения информации (CDS) обеспечивает экипаж:

- основной командно-пилотажной и навигационной информацией (EFIS)
- информацией о параметрах работы двигателей и предупреждениях (EICAS):
  - основные параметры работы двигателей, фактическое положение предкрылков и закрылков, воздушных тормозов, спойлеров и шасси
  - текущие значения остатка и температуры топлива, температуры воздуха за бортом, полетной массы самолета, высоты и перепада давления кабины, а также высота аэродрома посадки
  - текстовые сообщения категории A, B, C и D
- информацией о состоянии самолетных систем (SD)

При нормальной работе CDS основная командно-пилотажная информация (PF) отображается на двух основных пилотажных дисплеях (PFD), а навигационная информация (ND) на двух многофункциональных дисплеях (MFD).



© ЗАО «ГСС»

ПРИБОРЫ И УСТРОЙСТВА КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ

ДИСПЛЕЙНЫЙ БЛОК

На приборной доске пилотов установлено пять идентичных дисплейных блоков (DU) с встроенными многоцветными жидкокристаллическими дисплеями.

КОМПЬЮТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДИСПЛЕЯМИ

Каждый процессор CPIOM-CAC-CPIOM оборудован автоматическим переключателем сигналов и вместе с ним образует независимый канал для преобразования сигналов и передачи информации от самолетных систем на экраны дисплеев.

Жидкокристаллические дисплеи имеют встроенные компьютеры, формирующие изображение на экране.

СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДАЮЩЕЙ СИГНАЛИЗАЦИИ

Функция предупреждения экипажа является основой системы предупреждения в полете FWS и пульта управления EICAS.

Аварийные сигналы, обработанные в двух блоках CAC, передаются для формирования текстовых сообщений на EWD и в звуковой канал, для выдачи аварийных звуковых сигналов и речевых сообщений независимо от заданного экипажем уровня громкости.

СРЕДСТВА СИГНАЛИЗАЦИИ

На верхнем обрезе приборной доски установлены два комплекта Центральных световых огней (ЦСО):

- ЦСО красного цвета “WARNING”,
- ЦСО желтого цвета “CAUTION”.

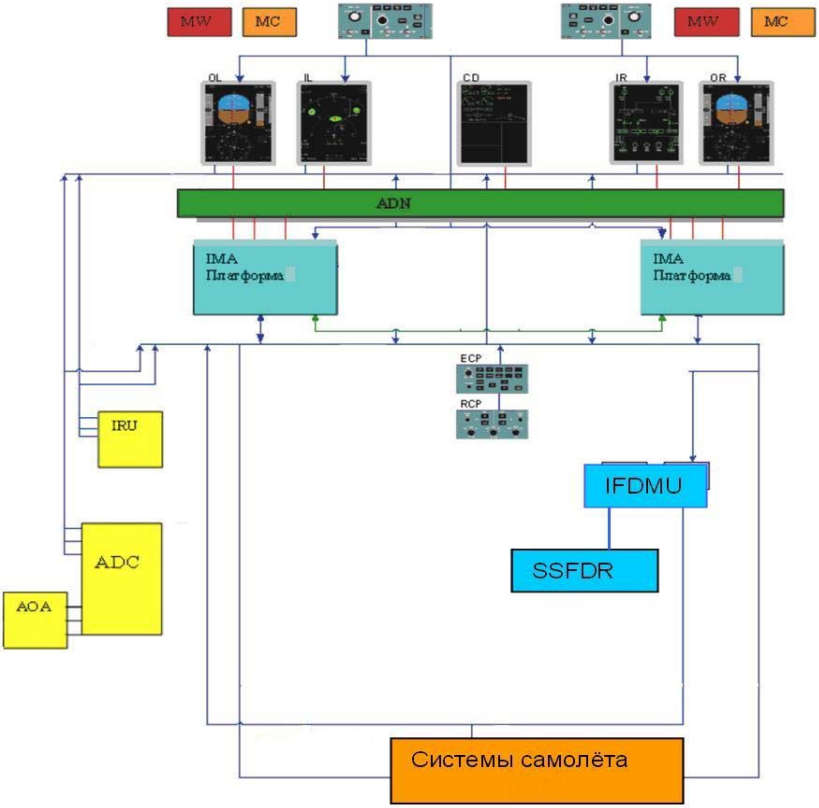
При получении соответствующего уровня аварийного сигнала они начинают гореть в мигающем режиме. При нажатии на ЦСО, звуковая и световая сигнализация исчезают.

ГРОМКОГОВОРИТЕЛЬ

В кабине установлено 2 громкоговорителя.

© ЗАО «ГСС»

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ



© ЗАО «ГСС»

БЛОК–КОНЦЕНТРАТОР ДАННЫХ (EIU)

На самолёте установлены два идентичных блока-концентратора данных (EIU), взаимозаменяемых и дублирующих функций друг друга.

Блоки-концентраторы данных (EIU) предназначены для обеспечения информационного обмена систем самолёта, не имеющих прямых связей.

К этим системам относятся:

- Система управления самолётом (FBWCS),
- Система управления двигателем (FADEC),
- Блок управления шасси (LGSU),
- Система торможения (BRAKE),
- Вспомогательная силовая установка (APU),
- Комплексная система кондиционирования воздуха (AIR),
- Система электроснабжения (ELEC),
- Система авионики (AVS),
- Прочие системы.

Блоки-концентраторы выполняют следующие функции:

- Сбор информации, её преобразование в заданные форматы и выдачу в системы самолёта по шинам ARINC 429 и линиям разовых команд (РК),
- Алгоритмическая обработка информации и выдача обработанных данных в системы самолёта,
- Межканальное сравнение параметров перед выдачей,
- Выполнение функций преобразования параметров для технического обслуживания систем самолёта,
- Преобразование командных и информационных слов для организации информационного обмена,
- Контроль собственной работоспособности.

Информация об отказе блока EIU экипажу не индицируется и управление не доступно.

При отказе блока (блоков), экипажу выдаётся информация об отказах соответствующих функций, взаимодействующих с системами.

Блоки осуществляют контроль собственной работоспособности с помощью встроенных средств контроля.

© ЗАО «ГСС»

КОНЦЕНТРАТОР ДАННЫХ (DCA)

Система концентрации данных состоит из двух независимых групп, по три программных приложения, называемых “концентратор данных (DCA)”. Они реализованы в блоках CPIOM-R и модулях CPM-IOM, установленных в CAC, платформы IMA.

Система концентрации данных выполняет обработку и отправку данных, поступающих по любому каналу передачи данных во все самолётные системы и системы авионики.

Концентратор данных выполняет следующие функции:

- Собирает и выдаёт конечным потребителям различные параметры бортовых систем и систем авионики,
- Пересылает данные в виде изображений от системы TAWS и WXR к системе индикации (CDS) через сеть ADN,
- Пересылает отображаемые данные от системы TCAS к системе индикации (CDS) через сеть ADN,
- Управляет конфигурацией самолёта и авионики,
- Вычисляет специальные параметры авионики.

© ЗАО «ГСС»

ПЛАТФОРМА IMA (INTEGRATED MODULAR AVIONICS)

Объединённый Модуль Авионики.

На этой платформе расположены: CPIOM 11, 12, 21 и 22, CAC1 и CAC2.

1) CPIOM-Core Processing and Input/Output Module (Основной модуль обработки данных и входных/выходных сигналов).

В состав CPIOM входят: AFA COM, AFA MON и DCA.

AFA COM – Automatic Flight Application command channel (Командный канал автоматического полета).

AFA MON - Automatic Flight Application monitoring channel (Канал отслеживания автоматического полета).

DCA – Data Concentration Application (Система Концентрации Данных).

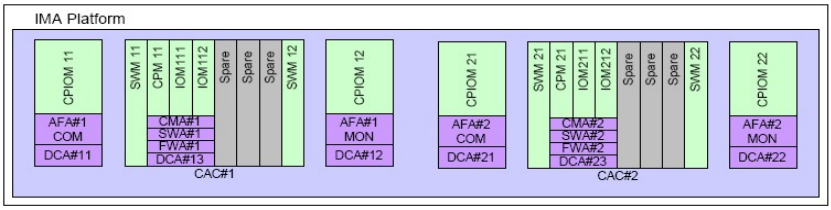
2) CAC-Core Avionics cabinet (Основная часть Авионики).

В состав CAC входят: FWA, SWA, SWM, DCA.

FWA – Flight Warning Application (программное приложение системы предупреждения экипажа).

SWA – Stall Warning Application (программное приложение системы предупреждения о сваливании).

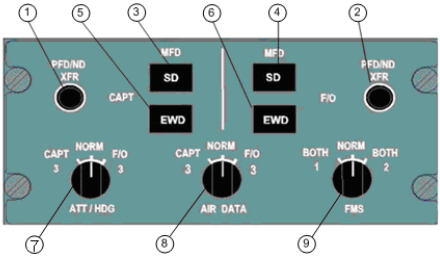
CPIOM и CAC выполняют обработку информации о состоянии систем самолета, параметрах полёта из инерциальных систем и систем воздушных сигналов и передачу ее на дисплеи PFD1/2, MFD1/2 и EWD.



УПРАВЛЕНИЕ ДИСПЛЕЯМИ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РЕКОНФИГУРАЦИЕЙ ДИСПЛЕЕВ (RCP)

Пульт управления реконфигурацией дисплеями (RCP) расположен в передней части центрального пульта.



1 Кнопка PFD/ND CAPT

При нажатии, переводит изображения PFD КВС на индикатор MFD1.

2 Кнопка PFD/ND F/O

При нажатии, переводит изображения PFD F/O на индикатор MFD2.

Примечание: При переключении изображений дисплеев, дисплей основной полетной информации (PFD) индицируется всегда, независимо от конфигурации.

3 Кнопка MFD (SD) CAPT

Включает режим отображения страниц систем самолета на MFD CAPT.

4 Кнопка MFD (SD) F/O

Включает режим отображения страниц систем самолета на MFD F/O.

5 Кнопка MFD (EWD) CAPT

Включает режим отображения кадра EWD на MFD CAPT.

6 Кнопка MFD (EWD) F/O

Включает режим отображения кадра EWD на MFD F/O.

© ЗАО «ГСС»

7 Галетный переключатель ATT/HDG

Положение NORM:

- PFD и MFD (ND) CAPT подключены к IRS1,
- PFD и MFD (ND) F/O подключены к IRS2,

Положение CAPT3:

- PFD и MFD (ND) CAPT подключены к IRS3,

Положение F/O 3:

- PFD и MFD (ND) F/O подключены к IRS3,

8 Галетный переключатель AIR DATA

Положение NORM:

- PFD и MFD (ND) CAPT подключены к ADS1,
- PFD и MFD (ND) F/O подключены к ADS2,

Положение CAPT 3:

- PFD и MFD (ND) CAPT подключены к ADS3,

Положение F/O 3:

- PFD и MFD (ND) F/O подключены к ADS3,

9 Галетный переключатель FMS

Положение NORM:

- PFD, MFD (ND) CAPT подключены к FMS 1,
- PFD, MFD (ND) F/O подключены к FMS 2,

Положение BOTH 1:

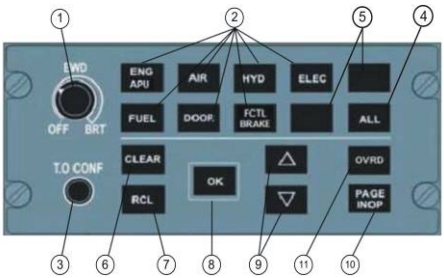
- PFD, MFD (ND) обоих пилотов подключены к FMS 1

Положение BOTH 2:

- PFD, MFD (ND) обоих пилотов подключены к FMS 2.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ EICAS (ECP)

Пульт управления EICAS (ECP) находится под пультом RCP.



© ЗАО «ГСС»

1 Регулятор яркости дисплея EWD

В положении OFF, дисплей EWD выключен.

При повороте ручки по часовой стрелке яркость увеличивается.

В положении BRT яркость максимальная.

2 Кнопки ENG/APU, AIR, HYD, ELEC, FUEL, DOOR, FCTL/BRAKE

Прямой вызов на индикацию в формате SD (MFD) соответствующих страниц систем самолета.

3 Кнопка TO CONF

При нажатии на эту кнопку при невзлётной или непосадочной конфигурации появляются на экране EWD текстовые сообщения.

4 Кнопка ALL

Осуществляет циклический вызов на индикацию страниц систем самолета в следующем порядке: ENG/APU, AIR, HYD, ELEC, FUEL, DOOR, FCTL/BRAKE

5 Две кнопки без названий (Резервные кнопки).

6 Кнопка CLEAR

Предназначена для удаления текстовых сообщений уровня CAUTION, ADVISORY на EWD.

7 Кнопка RCL

Вызов на индикацию всех, обнаруживаемых в данный момент текстовых сообщений CAS, удалённых до этого. При длительном нажатии (более 3-х сек), вызов сообщений, удалённых нажатием кнопки ALERT CANCEL.

8 Кнопка OK (Не задействована)

9 Кнопки △ и ▽

Перемещение курсора «вверх-вниз» по списку индицируемых на EWD текстовых сообщений.

10 Кнопка PAGE INOP (Не задействована)

© ЗАО «ГСС»

11 Кнопка OVRD (Не задействована)

ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИСПЛЕЕВ

В нормальных условиях:

- PFD1, MFD1 и EWD получают информацию от ADS1, IRS1, FMS1, систем самолета и аварийных датчиков через первый канал (процессор с автоматическим переключателем),
- PFD2, MFD2 и EWD получают информацию от ADS2, IRS2, FMS2, систем самолета и аварийных датчиков через второй канал,
- PFD и ND КВС и второго пилота получают информацию от ADS3 и IRS3, в случае отказа ADS1,2 и IRS1,2 после переключения галетных переключателей ATT/HDG и AIR DATA.

РЕКОНФИГУРАЦИЯ ДИСПЛЕЕВ ПРИ ОТКАЗАХ

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ДИСПЛЕЕВ

При отказе PFD1 или PFD2 происходит автоматическое переключение их изображений на MFD1 и MFD2 соответственно.



При отказе EWD, его индикация автоматически переключается на MFD1.



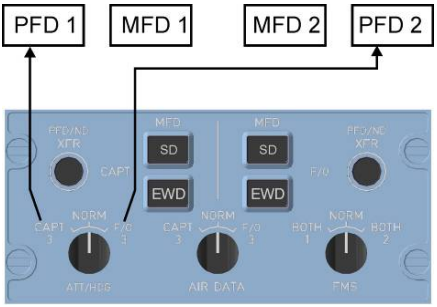
Примечание: Для просмотра системной страницы на MFD в этом случае следует нажать кнопку соответствующей системы на ECP.

НЕИСПРАВНОСТЬ В ПИЛОТАЖНО НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Отказ инерциальной системы IRS

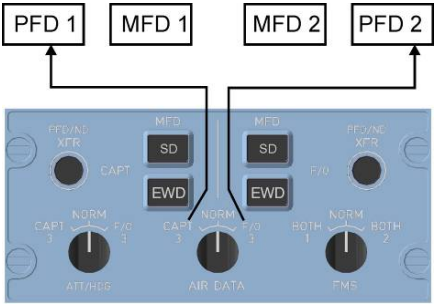
1.При отказе IRS1 или IRS2 галетный переключатель CAPT/NORM/FO ATT HDG позволяет подключить резервную IRS3 к дисплеям КВС или второго пилота..

© ЗАО «ГСС»



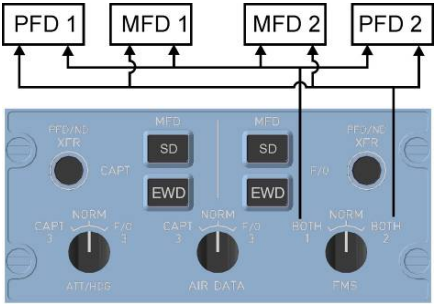
Отказ системы воздушных сигналов ADS

При отказе ADS1, ADS2, галетный переключатель CAPT/NORM/FO AIR DATA позволяет подключить резервную ADS3 к PFD/MFD CAPT или FO.



Отказ вычислительной системы самолётовождения FMS

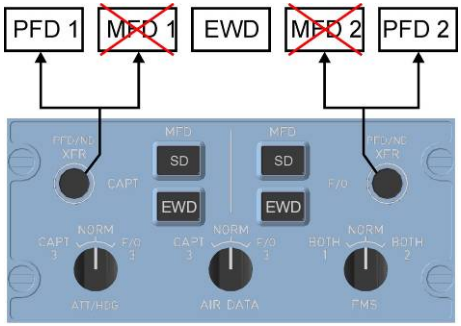
При отказе FMS1 или FMS2, галетный переключатель BOTH 1/NORM/BOTH 2 позволяет подключать исправную FMS одновременно к двум MFD (ND).



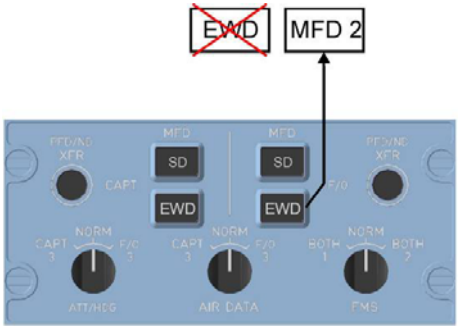
© ЗАО «ГСС»

РУЧНОЕ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ДИСПЛЕЕВ.

При отказе MFD1 или MFD2, их изображение можно переключить на соответствующие PFD1 или PFD2, нажатием кнопок PFD/ND/XFR.



При отказе EWD, его индикацию можно переключить на MFD2, нажатием на кнопку MFD (EWD).



© ЗАО «ГСС»

31.20 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОННОЙ ИНДИКАЦИИ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ЭКИПАЖА (EICAS)

ОПИСАНИЕ

Сигналы EICAS отображаются на дисплее EWD (основные параметры двигателей, сообщения категории A,B,C), а также на MFD в виде страниц бортовых систем.

ФОРМАТ ДИСПЛЕЯ EWD.

Индикация основных данных двигателя		– время UTC – индикация тормозных щитков – индикация механизации крыла. – индикация шасси
СООБЩЕНИЯ CAS		
– общее количество топлива – температура топлива – полетная масса	Твозд. (SAT) (TAT)	– высота в кабине – перепад давления – высота аэродрома посадки

ЦВЕТОВОЕ КОДИРОВАНИЕ СООБЩЕНИЙ

В системе EICAS используется цветовое кодирование предупреждающих сообщений, указывающее на уровень важности отказа или признак состояния системы.

Красный уровень (WARNING)

Это аварийные сообщения, индицирующиеся красным цветом, которые требуют немедленного корректирующего действия экипажа, при этом располагаемое время для парирования отказа менее 15 сек. Условия появления аварийного сообщения:

– шкалы приборов за пределами ограничений;

– цифровые значения параметров за пределами ограничений.

© ЗАО «ГСС»

Желтый уровень (CAUTION)

Это предупреждающие сообщения, индицирующиеся желтым цветом, которые требуют немедленного уведомления экипажа с возможными последующими корректирующими действиями, при этом располагаемое время для парирования отказа более 15сек.

Условия появления предупреждающего сообщения:

- стрелки на шкалах приборов вблизи ограничений;
- цифровые значения параметров находятся вблизи ограничений;
- индикация на мнемокадрах неисправных систем;
- при недостоверной информации, элементы систем должны индицироваться в виде перечеркнутого символа желтого цвета.

Белый уровень (ADVISORY)

Это предупреждающие сообщения, индицирующиеся белым цветом, которые требуют обязательного уведомления экипажа. Условия возникновения этих сообщений:

- индикация неработающих систем на мнемокадрах соответствующих систем.

Зелёный уровень (MEMO)

Это уведомляющие сообщения, индицирующиеся зелёным цветом, которые требуют обязательного уведомления экипажа.

Условия возникновения сообщений:

- Включение резервных или временно работающих систем.

© ЗАО «ГСС»

КЛАССИФИКАЦИЯ СООБЩЕНИЙ ПО УРОВНЮ ОПАСНОСТИ

УРОВЕНЬ	ОПАСНОСТЬ	ЗВУКОВЫЕ СИГНАЛЫ	ВИЗУАЛЬНЫЕ СИГНАЛЫ
A WARNING	Сообщение красного цвета. Состояние самолета или отказ требуют немедленных действий экипажа.	Продолжительные повторяющиеся удары колокола, или спец. сигнал или речевое сообщение.	MASTER WARNING, - красный мигающий световой сигнал. Аварийное сообщение на EWD.
B CAUTION	Сообщение желтого цвета. Событие требует немедленного уведомления экипажа об отказе.	Один удар колокола.	MASTER CAUTION-желтый мигающий световой сигнал, предупреждающее сообщение на EWD,
C ADVISORY	Сообщение белого цвета. Событие требует обязательного уведомления экипажа об отказе.	нет	Предупреждающее сообщение ADVISORY. Белый цвет на EWD.
D MEMO	Сообщение зеленого цвета. Уведомляет экипаж об изменениях в системе самолета.	нет	Уведомляющее сообщение MEMO зеленого цвета на EWD.

ПРИОРИТЕТ ВЫДАЧИ СООБЩЕНИЙ И СИГНАЛОВ

Сообщения и сигналы уровня A (WARNING) имеют приоритет перед сообщениями и сигналами уровней B, C, и D.

Сообщения и сигналы уровня B (CAUTION) имеют приоритет перед сообщениями и сигналами уровней C и D.

Сообщения и сигналы уровня C (ADVISORY) имеют приоритет перед сообщениями и сигналами уровня D (MEMO).

© ЗАО «ГСС»

ТИПЫ ОТКАЗОВ

ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

Сигналы	Условия	Продолжительность	Отключение
Непрерывный удар колокола	Аварийное сообщение WARNING (красного цвета)	Постоянно	Нажатие MASTER WARNING
Один удар колокола	Предупреждающее сообщение CAUTION (оранжевого цвета)	0.5 сек	Нажатие MASTER CAUTION
нет	Предупреждающее сообщение ADVISORY (белого цвета)		
Cavalry charge (сигнал «кавалерийская атака»)	AP OFF (отключение автопилота)	1,5 сек при ручном отключении; постоянно при самопроизвольном отключении	повторное отключение аварийной сигнализации или AP
Special sound tone (Спец. звук)	Отклонение от заданной высоты более 200 ft	Постоянно	Уменьшить отклонение от заданной высоты (менее 200 ft)
Telephone (ATC message) Сообщение ATC	Получение сообщения от службы УВД.		Нажать на кнопку ATC.
Прерывистый зуммер	Buzzer (SELCAL) Вызов, связь	непрерывно	Включение связи

© ЗАО «ГСС»

Triple click (Тройной щелчок)	Понижение категории посадки	Один раз	
Специальный звук	Попытка аварийного доступа в кабину	Непреры□но	Блокировка двери экипажем или открытие двери
Специальный звук для “OVERSPEED” (сирена)	Превышение скорости. Самолёт близок к достижению своей максимальной скорости (V>315kt).	Непрерывно	Снижение скорости.

© ЗАО «ГСС»

РЕЧЕВЫЕ СООБЩЕНИЯ

п/п	Система	Звуковое предупреждение	Условия включения	Повторение	Условия прекращения
1	SWS (FWS)	“Cricket “+“STALL, STALL, STALL” (“крикет” + “сваливание, сваливание, сваливание”)	Угол атаки больше максимально допустимого.	Permanent (постоянно)	Угол атаки менее максимально допустимого.
2	TAWS	“PULL UP, PULL UP” (тяни вверх)	GPWS Mode1(2) Warning (Предупреждение о близости земли, режимы 1 и 2)		
3	TAWS	“TERRAIN, TERRAIN, PULL UP, PULL UP” (близко земля, тяни вверх)	CPA Warning (аварийное предупрежд. CPA)		
4	TAWS	“AVOID TERRAIN” (обойдите превышение рельефа)	CPA Warning, Avoid terrain (аварийное предупреждение CPA, обойдите рельеф)		

© ЗАО «ГСС»

5	FCS (FWS)	PRIORITY LEFT (RIGHT) (приоритет одной БРУ)	Нажатие кнопки приоритета на одной из БРУ	No repeat (без повторения)	
6	FCS (FWS)	“DUAL STICK INPUT” (одновременный ввод сигнала на обе БРУ)	Dual stick input (одновременное управление обеими БРУ)	2 раза	End of dual stick input (управление от одной БРУ)
7	AFCS (FWS)	“FLARE” (выравнивание) Не реализована	Достигнута высота выравнивания	No repeat (без повторения)	
8	AFCS (FWS)	“RETARD” (уборка на малый газ) Не реализована	Установка РУД на малый газ.	Permanent (постоянно)	TLA retarded (РУД на малом газе)
9	TAWS	“TERRAIN AHEAD” (впереди превышение рельефа)	CPA Caution (предупрежд. CPA о возможном столкновении с превышением рельефа)		
10	TAWS	“MINIMUM” (высота принятия решения)	Достигнута высота DH или MDA		
11	TAWS	“TERRAIN, TERRAIN” (близко земля)	GPWS Mode 2 Caution (предупрежд. о близости земли, режим 2)		
12	TAWS	“TOO LOW TERRAIN” (слишком низко, земля)	GPWS Mode 4 (предупрежд. о близости земли, режим 4)		

© ЗАО «ГСС»

13	TAWS	“APPROACHING DECISION HEIGHT” (100 ft до MDA/DH)	Approaching Decision Height or approaching MDA (подход к высоте DH или MDA)		
14	TAWS	Altitude Callouts (сообщения о высоте по RA)	Достигнута высота XXXX ft		
15	TAWS	“TOO LOW GEAR” (слишком низко, выпусти шасси)	GPWS Mode 4 (gear not down). (предупр. о близости земли, шасси не выпущены, режим 4).		
16	TAWS	“TOO LOW FLAPS” (слишком низко, выпусти закрылки)	GPWS Mode 4 (flaps not set). (предупреждение о близости земли, закрылки не выпущены, режим 4B).		
17	TAWS	“SINK RATE, SINK RATE” (вертикальная скорость снижения).	Sink Rate (mode1) (При превышении вертикальной скорости снижения, режим1)		
18	TAWS	“DON’T SINK, DON’T SINK” (не снижайся)	Don’t Sink (mode 3) (не снижайся, режим3)		

© ЗАО «ГСС»

19	TAWS	“GLIDE SLOPE” (глиссада)	Glide slope (mode 5) (отклонение от глиссады, режим 5)		
20	FWS	LANDING GEAR NOT DOWN” (шасси не выпущены)	Too Low Gear (Слишком низко, шасси не выпущены).	постоянно	
21	FWS (F/CTL)	“ALPHA FLOOR, ALPHA FLOOR, ALPHA FLOOR (Угол атаки)	Alpha floor (Угол атаки больше допустимого).		
22	SWS (FWS)	“SPEED, SPEED, SPEED” (скорость)	Low Speed alert. (скорость мала/ угол атаки меньше αfloor, но больше α prot, полож. РУД меньше 40º, ускорение отриц. и высота по RA выше 100ft).	постоянно	
23	TAWS	“BANK ANGLE, BANK ANGLE” (угол крена)	Bank angle outside envelope (превышение допустимого угла крена)		

© ЗАО «ГСС»

24	TCAS	“CLIMB, CLIMB” (набор высоты)	TCAS RA (сообщение TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
25	TCAS	“DESCEND, DESCEND” (снижение)	TCAS RA (сообщение TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
26	TCAS	“MONITOR VERTICAL SPEED” (контролируй вертикальную скорость)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
27	TCAS	“ADJUST VERTICAL SPEED, ADJUST” (отрегулируйте вертикальную скорость)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
28	TCAS	“MAINTAIN VERTICAL SPEED, MAINTAIN” (поддерживай вертикальную скорость)	TCAS RA (сообщение TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
29	TCAS	“MAINTAIN VERTICAL SPEED, CROSSING,” (поддерживай вертикальную скорость)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS

© ЗАО «ГСС»

30	TCAS	“CLEAR OF CONFLICT” (Движение свободно)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
31	TCAS	“CLIMB, CROSSING CLIMB, CLIMB, CROSSING CLIMB” (набор с пересечением абсолютной высоты в наборе)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
32	TCAS	“DESCEND, CROSSING DESCEND, DESCEND, CROSSING DESCEND” (снижение с пересечением абсолютной высоты на снижении)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
33	TCAS	“INCREASE CLIMB, INCREASE CLIMB” (увеличьте набора высоты)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
34	TCAS	“INCREASE DESCENT, INCREASE DESCENT” (увеличьте снижение.)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
35	TCAS	“CLIMB, CLIMB NOW! CLIMB, CLIMB NOW” (увеличьте набор высоты немедленно!)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS
36	TCAS	“DESCEND, DESCEND NOW! DESCEND, DESCEND NOW!” (увеличьте снижение немедленно!)	TCAS RA (сообщение системы TCAS)		выполнение рекомендаций системы TCAS

© ЗАО «ГСС»

37	TCAS	“TRAFFIC, TRAFFIC” (Сообщение о самолете)	TCAS TA (Сообщение системы TCAS).		
38	TCAS	TCAS TEST (Проверка системы)	Самотестирование системы в течение 8с.		
39	TCAS	TCAS TEST PASS (Прохождение теста TCAS)	Проверка TCAS прошла успешно		
40	TCAS	TCAS TEST FAIL (отказ тестирования TCAS)	Проверка TCAS не прошла		
41	FWS	‘’APPLY EMERGENSY BREAKING’’ (использовать резервное торможение)	Main Brakes failure (отказ основной системы торможения)	Повтор 2 раза	
42	FCS (FWS)	“DIRECT MODE” (Минимальный режим управления)	Отказ Основного режима.	Repeated once (повтор один раз)	
43	(FWS)	“LEFT SIDE STICK FAULT” (Отказ левой боковой ручки управления)	Отказ левой боковой ручки управления.		
44	(FWS)	“RIGHT SIDE STICK FAULT” (Отказ правой боковой ручки управления)	Отказ правой боковой ручки управления.		

© ЗАО «ГСС»

31.30 ДИСПЛЕЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЙ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Дисплей EWD расположен в центре приборной доски и разделён на девять основных зон.

Мнемокадр EWD отображает работоспособность основных систем самолета.



1 Зона основных параметров двигателей (N1, N2, EGT, FF)

2 Зона индикации тормозных щитков, положения спойлеров и механизации крыла

3 Зона индикации положения посадочного шасси

4 Центральная зона

– сигнальное поле, которое отображает сообщения категории (A, B,C,D)

© ЗАО «ГСС»

5 Левая нижняя зона

- общее количество топлива;
- температура топлива;
- полетная масса самолета.

6 Средняя нижняя зона

- температура заторможенного воздуха,
- температура окружающего воздуха.

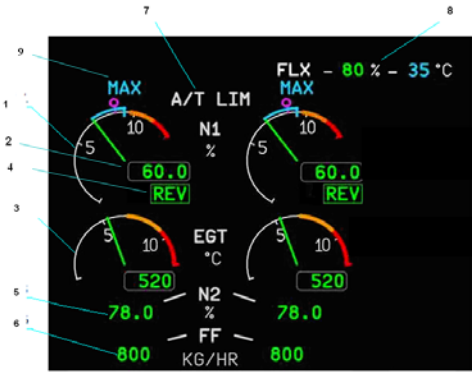
7 Правая нижняя зона

- данные герметизации кабины и высота аэродрома посадки.

8 Правая верхняя зона

- время (часы)

ДИСПЛЕЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ



Указатели от 1-6, 9, показывающие основные параметры левого двигателя, идентичны для правого двигателя.

1 Шкала оборотов вентилятора левого и правого двигателей, N1

2 Цифровая индикация текущих оборотов вентилятора левого и правого двигателей

3 Шкала температуры выходящих газов левого и правого двигателей, EGT

4 Отображение включения реверса левого и правого двигателей, REV

5 Цифровая индикация оборотов ротора компрессора высокого давления левого и правого двигателей, N2

© ЗАО «ГСС»

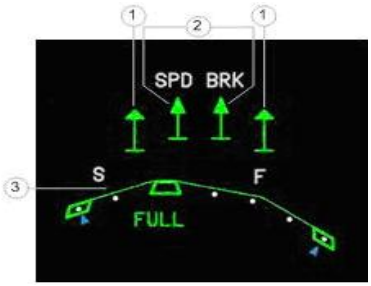
6 Индикация расхода топлива левого и правого двигателей, FF

7 Индикация ограничения рабочих характеристик двигателя и тяги в режиме A/T. (Не реализована)

8 Индикация пониженного режима взлетной тяги. (Не реализована)

9 Индикация режима двигателя, используемого экипажем при ручном управлении двигателем

ЗОНА СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ



1 Положение спойлеров.

2 Положение тормозных щитков.

3 Положение механизации крыла.

ИНДИКАЦИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ

Индикация шасси исчезает через 10 сек. после уборки и высвечивается, когда шасси не убрано или все стойки шасси убраны, но самолет летит ниже 500 м. Положение “Шасси убрано” означает, что шасси убрано и на замках, створки закрыты и ручка управления шасси находится в верхнем положении.



1 Положение передней стойки шасси.

2 Положение левой основной стойки шасси и ее створки.

3 Положение правой основной стойки шасси и ее створки.

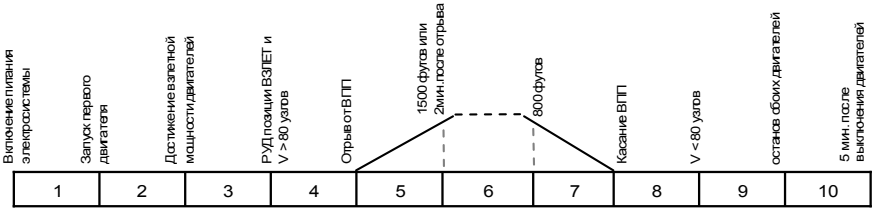
4 Включение управления передней стойкой шасси

© ЗАО «ГСС»

ЭТАПЫ ПОЛЕТА.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

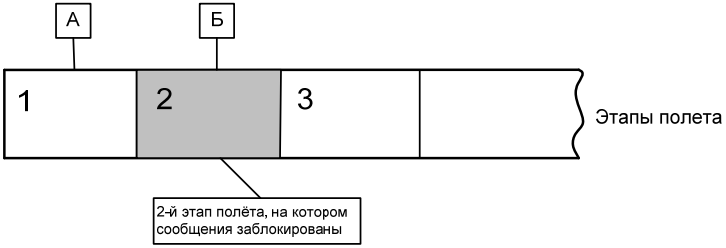
Процессоры CAC выдают EICAS сообщения в соответствии с представленными десятью этапами полета:



Для увеличения эффективности действий и снижения нагрузки на экипаж на ответственных этапах полета (взлет или посадка) блокируется выдача определенных сообщений.

БЛОКИРОВАНИЕ ВЫДАЧИ СООБЩЕНИЙ.

Возможны два случая, например:



А Отказ происходит на этапе 1.

На EWD предупреждение выдается немедленно и сохраняется, пока присутствует отказ (даже на этапе 2).

Б Отказ происходит на этапе 2.

На EWD предупреждение выдается только на этапе 3, где оно не блокируется и сохраняется в дальнейшем, пока присутствует отказ.

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ

1. Аварийные текстовые сообщения

При первоначальном появлении аварийные текстовые сообщения индицируются черным цветом на красном фоне. Они сигнализируют о ненормальных условиях эксплуатации или аварийных ситуациях, которые требуют немедленного корректирующего действия экипажа, при этом располагаемое время для парирования отказа менее 15 сек.

Загорается кнопка-лампа “MASTER WARNING” и звучит звуковая сигнализация «непрерывный повторяющийся удар колокола». После нажатия на кнопку-лампу “MW”, цвет текстового сообщения меняется с черного на красный с изменением фона на черный.

Текстовые сообщения уровня WARNING имеют наивысший приоритет, всегда индицируются в начале списка сообщений и не могут быть сняты пилотом.

2. Предупреждающие текстовые сообщения

При первоначальном появлении предупреждающие текстовые сообщения индицируются черным цветом на жёлтом фоне. Они сигнализируют о ненормальных условиях эксплуатации или о ненормальном состоянии самолётных систем и требуют немедленного уведомления экипажа с возможными последующими корректирующими действиями, при этом располагаемое время для парирования более 15 сек.

Загорается кнопка-лампа “MASTER CAUTION” и звучит единичный удар колокола. После нажатия на кнопку-лампу “MC”, цвет текстового сообщения меняется с черного на жёлтый с изменением фона на черный.

Текстовые сообщения уровня CAUTION имеют второй приоритет и всегда индицируются после сообщений уровня WARNING.

3. Текстовые сообщения уровня ADVISORY

При первоначальном появлении текстовые предупреждающие сообщения уровня ADVISORY индицируются черным цветом на белом фоне. Они сигнализируют о ненормальных условиях эксплуатации или состоянии самолётных систем и требуют обязательного уведомления экипажа, при этом никаких корректирующих действий не требуется. Они индицируются в течение 5 сек., затем текст сообщения меняется на белый цвет с изменением фона на черный.

© ЗАО «ГСС»

4. Текстовые сообщения уровня MEMO

При первоначальном появлении уведомляющие текстовые сообщения уровня MEMO индицируются черным цветом на зелёном фоне в нижней части зоны текстовых сообщений, которые сигнализируют о включении или выключении каких-либо самолётных систем и требуют обязательного уведомления экипажа. Они индицируются в течение 5 сек., затем текст сообщения меняется на зелёный цвет с изменением фона на черный.

Сообщения уровня MEMO не могут быть сняты пилотом и индицируются на всех фазах полёта.

УПРАВЛЕНИЕ СООБЩЕНИЯМИ

Рамка вокруг текстового сообщения (фокус) остается на выбранном сообщении до тех пор, пока оно индицируется, или до тех пор, пока пилот не изменит положение фокуса соответствующими кнопками (стрелка вверх или вниз) на пульте ECP.

Удаление сообщений производится с помощью кнопки CLEAR.

Сообщения уровня CAUTION и ADVISORY могут быть удалены с помощью кнопки CLEAR. Сообщения уровня WARNING удалить нельзя. После удаления сообщений появляется метка “R”.

Удалённые сообщения можно вызвать нажатием на кнопку RCL, при условии, что этот отказ ещё обнаруживается.

Кнопка аварийного отключения “ALERT CANCEL” предназначена для снятия звуковой и визуальной сигнализации для некоторых сообщений, которая не отключается кнопкой MASTER WARNING (например:TAWS, TCAS, OVERSPEED).

В случае переполнения области текстовых сообщений, вверху или внизу области появляются белые заполненные стрелки.

Если имеются вторичные отказы в других системах самолёта, экипаж может вызвать страницы этих систем на MFD с помощью кнопок SD (ENG, APU, AIR, ELEC и т.д.).

Все неработающие агрегаты и магистрали на кадрах будут индицироваться белым цветом.

Индикация, которая превышает установленные параметры, становится оранжевого цвета (отображая критические значения параметров).

© ЗАО «ГСС»

31.40 ИНДИКАЦИЯ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Состояние систем самолета отображается на мнемокадрах, на которых схематично изображаются основные элементы, относящиеся к одной/двум или нескольким системам самолета, если эти системы имеют функциональную связь.

Для индикации мнемокадра состояния систем самолета используется дисплей MFD.

МНЕМОКАДРЫ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА

В любое время на дисплей MFD могут быть последовательно вызваны 7 мнемокадров, отображающих состояние систем самолета:

- мнемокадр ENG/APU (вторичные параметры работы двигателей/вспомогательная силовая установка)
- мнемокадр AIR (система кондиционирования воздуха, пневматическая система и противообледенительная система)
- мнемокадр HYD (гидравлическая система)
- мнемокадр ELEC (система электроснабжения)
- мнемокадр FUEL (топливная система)
- мнемокадр DOOR (двери, люки, створки и кислородная система)
- мнемокадр FCTL/BRAKE (система управления самолётом/шасси)

Примечание: Подробное описание мнемокадров изложено в соответствующих главах части 2 РЛЭ.

Для отображения мнемокадра состояния системы самолета на дисплее MFD необходимо:

- на пульте RCP нажать кнопку SD, затем
- на пульте ECP:
  - нажать кнопку выбора мнемокадра состояния системы самолета, соответствующую требуемой для просмотра системе самолета, или
  - нажать на кнопку ALL и последовательно просмотреть все 7 мнемокадров состояния систем самолета в режиме перелистывания.

Примечание: Кратковременно, любой из мнемокадров состояния системы самолета может быть отображен на дисплее EWD; для этого необходимо на пульте ECP нажать и удерживать соответствующую кнопку выбора мнемокадра состояния системы самолета.

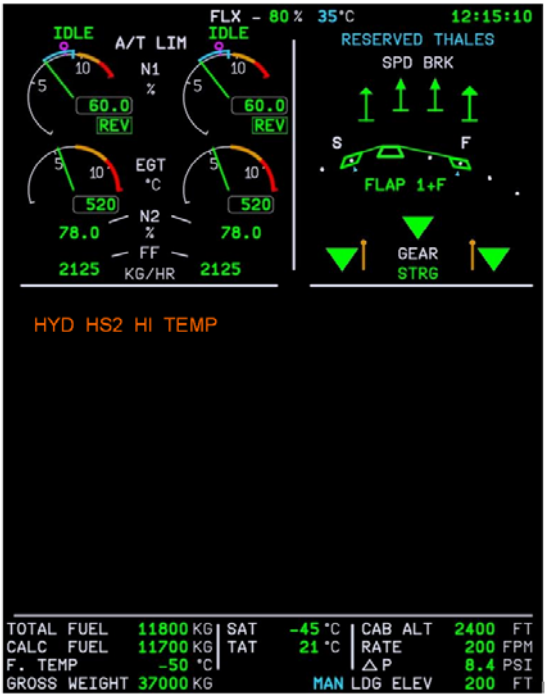
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

31.50 ПРИМЕР СООБЩЕНИЯ EICAS

1 - EICAS ОБНАРУЖЕН ОТКАЗ



Дисплей EWD (средняя часть), зоны 4 и 5.

Например, перегрев гидравлической жидкости в баке 2-й гидросистемы:

- выдаётся подчёркнутое предупреждающее сообщение HYD HS2 HI TEMP
- звучит один удар колокола.
- включается предупреждающий сигнал MASTER CAUTION (CAUT).
- при нажатии на кнопку-лампу MASTER CAUTION, он отключается и звуковой сигнал блокируется.
- подчеркивание сообщения снимается HYD HS2 HI TEMP.
- экипаж кнопками SD и HYD вызывает на MFD мнемокадр HYD.
- значение превышенного параметра температуры отображается оранжевым цветом.

© ЗАО «ГСС»

2- ВЫПОЛНЕНИЕ ЭКИПАЖЕМ РЕКОМЕНДАЦИЙ EICAS

Экипаж отключает электрический насос ELEC 2B.

Контролирует изменение на экранах дисплеев EWD и MFD при операциях.

Символы отключённого электронасоса и магистрали меняют цвет с зелёного на белый.

После оценки конфигурации отказавшей системы на MFD экипаж может вернуть на него предыдущее изображение, отжав кнопку SD.

3 - ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ РЕКОМЕНДАЦИЙ EICAS

Сообщение об отказе сохраняется в перечне на EWD до тех пор, пока в EICAS имеется сигнал о наличии отказа.

Верхнюю строку среди сообщений своего уровня занимает сообщение, появившееся последним.

СВЕТОВЫЕ СИГНАЛИЗАТОРЫ



1 Световой сигнализатор MASTER WARNING

WARN : красного цвета – отказ уровня A.

Аварийная сигнализация сопровождается звуковым аварийным сигналом (непрерывные удары колокола, речевое сообщение), возможно специальной световой сигнализацией и индикацией аварийного сообщения на EWD.

2 Световой сигнализатор MASTER CAUTION

CAUT : оранжевого цвета – отказ уровня B.

Предупреждающая сигнализация сопровождается звуковым предупреждающим сигналом (однократный удар колокола), возможно специальной световой сигнализацией и индикацией предупреждающего сообщения на EWD.

Аварийная (предупреждающая) сигнализация предназначена для привлечения внимания экипажа к аварийным или предупреждающим собщениям CAS MESSAGE, выдаваемым EICAS на экране EWD.

Эти сигналы отключаются нажатием на одну из мигающих кнопок-ламп (за исключением случаев превышения скорости, сваливания, одновременного управления двумя постами, нет выпуска шасси перед посадкой, сообщений TCAS и TAWS).

© ЗАО «ГСС»

31.60 ИНДИКАТОР ОСНОВНОЙ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Дисплей PFD (Primary Flight Display) обеспечивает экипаж следующей первичной полётной информацией:

- пространственным положением и сигналами по управлению;
- высотой (барометрической и радиовысотомера);
- курсом и путевым углом;
- оповещением о режимах полёта;
- вертикальным и горизонтальным отклонением от заданной траектории;
- радионавигационной информацией (ILS, DME).

КОМПОНОВОЧНЫЙ ПЛАН ДИСПЛЕЯ.



© ЗАО «ГСС»

1. Сигнализатор режимов полета.
2. Индикатор пространственного положения.
3. Навигационный индикатор.
4. Скорость полета.
5. Высота полета.
6. Вертикальная скорость.
7. Угол атаки.

Ниже даны основные виды PFD в соединении с режимами VOR, ILS и FMS, как навигационные источники и с определенным отображением сигналов и сообщений.

ИНДИКАЦИЯ PFD В РЕЖИМЕ FMS NAV



© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ PFD В РЕЖИМЕ ILS NAV

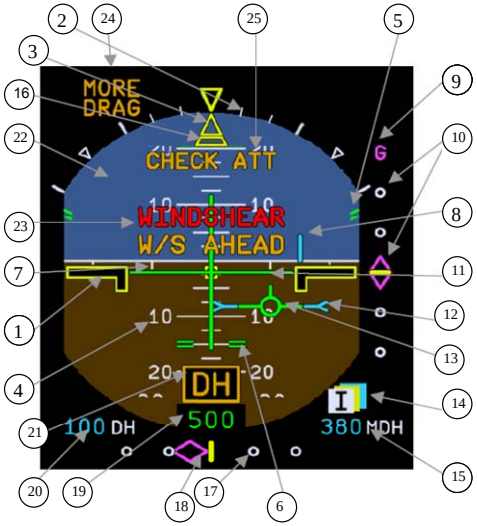


ИНДИКАЦИЯ PFD В РЕЖИМЕ VOR NAV



© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ НА PFD



1 Символ самолёта

Символ самолета имеет чёрный цвет в жёлтом контуре. Он включает в себя две упрощенные части крыла и шасси с центральным квадратом по середине, который помогает давать отсчет по тангажу.

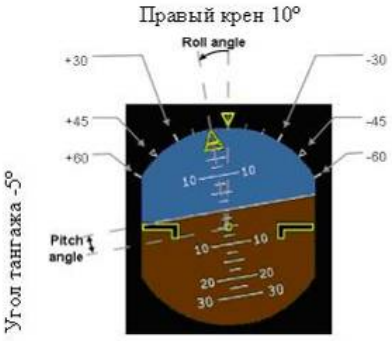


2 Неподвижная шкала крена

© ЗАО «ГСС»

Шкала крена имеет белый цвет. Индексы отсчёта крена:

- Белые риски для углов крена ±10, ±20, ±30 ±60 градусов.
- Белые треугольники для углов ±45 градусов.
- Желтый треугольник для угла крена 0 градусов.



3 Индекс крена

Треугольный индекс крена, жёлтого цвета, показывает текущий крен самолета относительно неподвижной шкалы крена и предупреждает о превышении угла крена. Он всегда расположен перпендикулярно горизонтальной оси символа.



Если самолёт отклоняется на угол крена до 45º включительно, индекс отображается в виде незаполненного треугольника желтого цвета.



Если самолёт отклоняется на угол крена от 45º до 60º, индекс отображается в виде заполненного треугольника желтого цвета.



Если самолёт отклоняется на угол крена более 60º, индекс отображается в виде заполненного треугольника красного цвета.

4 Шкала тангажа

© ЗАО «ГСС»

Шкала тангажа позволяет пилоту определять текущий тангаж самолета и предупреждать его при чрезмерном превышении угла тангажа.



Шкала тангажа имеет белый цвет. Индексы отсчёта тангажа: ±10, ±20, ±30, ±50, ±80 градусов.

Цена деления 2.5 градуса в пределах ± 20 градусов и 5 градусов в пределах от ±20 до ±30 градусов.

Шкала оцифрована с обеих сторон, цифры белого цвета.

Между индексами шкалы 30 и 50, 50 и 80 а также за индексом 80 градусов находятся треугольные контурные стрелки красного цвета в направлении линии горизонта, предназначенные для определения пилотом вертикального положения и предупреждающие о приближении углов тангажа к предельным.

Отсчёт угла тангажа производится от центральной точки символа самолёта до подвижной линии горизонта.

5 Индекс защиты управления полетом по крену

Защита управления полетом предотвращает превышение безопасного режима по крену.



Если PFCU находится в режиме NORMAL MODE, индексы, две двойные зеленые черточки, показывают предельные углы крена используемые FCS.

Они расположены на углах крена ± 67º.

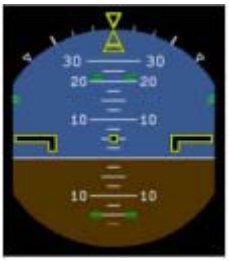


Если PFCU находится в режиме “DIRECT MODE”, дуга белого цвета по шкале крена ограниченная красными черточками показывает эксплуатационный запас по углу крена.

© ЗАО «ГСС»

6 Индекс защиты управления полетом по тангажу

Защита управления полетом предотвращает превышение безопасного режима по тангажу. Двойные зеленые черточки показывают предельные углы тангажа используемые FCS, если PFCU находится в NORMAL MODE.



Они расположены по обе стороны шкалы на угле тангажа +22º и -15º.



При появлении оранжевых крестиков означает, что защита по тангажу не действует, если PFCU находится в DIRECT MODE.

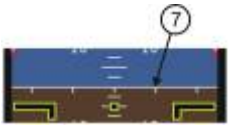
7 Метки курса на авиагоризонте

Вертикальные метки курса и линия горизонта, на которой они расположены, образуют подвижную шкалу для индекса выбранного курса/трека (Selected HDG/TRK) или вектора полета (FPV).

Метки появляются, если индикация командных планок FD не подключена.

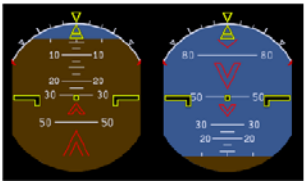
При любых положительных углах тангажа до +25 градусов, а также при любых отрицательных углах тангажа, они направлены в сторону коричневой зоны «земной поверхности».

© ЗАО «ГСС»



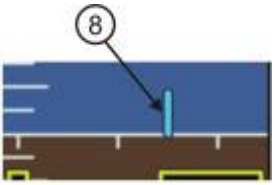
При углах тангажа меньше -25º градусов, метки курса индицируются со стороны коричневой зоны «зоны земли».

При углах тангажа больше +25º градусов, метки курса индицируются со стороны голубой зоны «зоны неба».



8 Индекс выбранного курса/трека (HDG/TRK)

Индекс выбранного курса/трека отображается на линии горизонта, когда командные стрелки FD не индицируются.



При возникновении крена самолета индекс начинает перемещаться вместе со шкалой.

Если подключен режим HDG, при выходе самолета на выбранный курс индекс устанавливается строго напротив центра символа самолета.

Если подключен режим TRK, при выходе самолета на выбранный TRK индекс устанавливается с учетом фактического угла сноса.

9 Источник отклонения по вертикали

Символ в виде буквы показывает какой источник питает стрелку вертикального отклонения.

© ЗАО «ГСС»

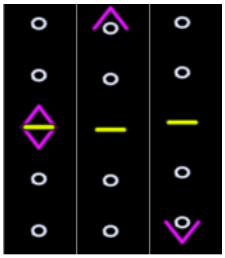


Если переключатель LS/FMS/VOR на EFCP установлен в положение LS, в верхней части шкалы отклонения индицируется буква “G”, информируя, что источником данных является маяк ILS.



Если переключатель на EFCP установлен в положение FMS, то индицируется буква “V”, информируя, что источником данных является FMS.

10 Шкала и индекс отклонения по вертикали

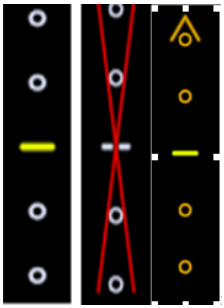


:

Индекс индицируется в виде уголка пурпурного цвета, показывает отклонение от глиссады (если источником является ILS).



Индекс индицируется в виде скобы пурпурного цвета, показывает отклонение от вертикальной траектории (если источником является FMS).



1. При заходе по LOC с обратным курсом, отклонение по глиссаде не отображается, на шкале индицируются только точки белого цвета и горизонтальная желтая линия по середине.

2. Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение LS и отклонение по глиссаде не достоверно, отображается шкала перечеркнутая крестом красного цвета.

3. Если отклонение по глиссаде является чрезмерным, на шкале отображаются точки и индекс оранжевого цвета, и они мигают.

© ЗАО «ГСС»

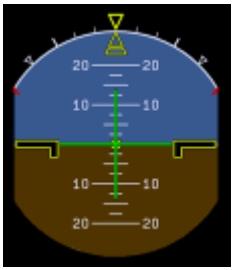
11 Директорные планки “FD”

Директорная планка по тангажу перемещается вверх и вниз по вертикальной оси EADI (Electrical Attitude Director Indicator) электронного индикатора в соответствии с командой FD по углу тангажа. Максимальная индикация отклонения ±20º.

Директорная планка по крену перемещается влево и вправо по горизонтальной оси EADI в соответствии с командой FD по углу крена.

Максимальная индикация отклонения ±40º.

Директорные планки мигают в оранжевом цвете в случае отказа режимов LOC или G/S во время захода на посадку (также индикация отображается на FMA).



При подходе к зоне предупреждения, директорные стрелки по тангажу и крену будут мигать в оранжевом цвете.

Планки FD не индицируются на PFD, если режим FD не выбран.

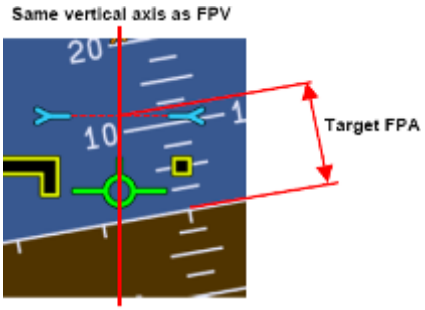
12 Заданный угол наклона траектории полета “FPA”

Символ FPA отображает выбранный угол траектории полета и индицируется с символом FPV.

Он состоит из двух голубых линий и двух символов “>”, “<”, расположенных на концах этих линий.

© ЗАО «ГСС»





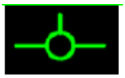
Если данные по углу тангажа или крена, или углу траектории полёта, или углу сноса являются недостоверными, то ничего не отображается.

Символ FPA также перемещается внутри сферы пространственного положения:

– параллельно горизонтальной линии в соответствии с величиной заданного путевого угла относительно шкалы горизонтальных курсовых меток,

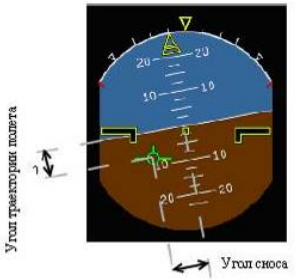
– Вертикально находится на одной оси с индексом FPV и перемещается относительно шкалы тангажа.

13 Вектор траектории полета



Вектор траектории полета (FPV) показывает фактическую траекторию полета с учётом влияния ветра. Он представляет собой символ похожий на самолетик зеленого цвета. Радиус окружности равен 2 градусам шкалы тангажа.

© ЗАО «ГСС»



Символ FPV перемещается внутри сферы:

- параллельно линии горизонта в соответствии с величиной угла сноса и относительно шкалы горизонтальных курсовых меток,
- С углом сноса относительно центральной линии шкалы тангажа,
- параллельно оси шкалы тангажа в соответствии с величиной угла наклона траектории полета относительно шкалы тангажа,
- с углом траектории полёта относительно линии горизонта.

На больших углах наклона траектории полета, за пределами секторов SKY и GROUND, символ FPV исчезает.

Если угол крена или тангажа или траектория полёта и угла сноса недостоверны и требуемая индикация FPV неправильная, символ не отображается.

Примечание: Вектор траектории полёта FPV и угол траектории полёта FPA не вращаются с креном самолёта. Символ крыльев остается в горизонтальном положении.

© ЗАО «ГСС»

14 Сигнализаторы радиомаркеров

Маркеры сигнализируют пилотам о принятии сигнала и от какого маркера.

Обозначение маркеров:



Внешний маркер индицируется на голубом фоне квадрата в виде буквы “O”.



Средний маркер индицируется на желтом фоне квадрата в виде буквы “M”.



Ближний маркер индицируется на белом фоне квадрата в виде буквы “I”.

15 Минимальная высота снижения

Минимальная абсолютная высота снижения MDA показывает наименьшую высоту относительно уровня моря по давлению QNH.

Минимальная относительная истинная высота снижения MDH показывает наименьшую истинную высоту относительно порога ВПП по давлению QFE.





Если данные MDA или MDH достоверны и имеют положительное значение или нулевое, она отображается голубым цветом от 0 до 19999 ft, цена деления 1 ft.



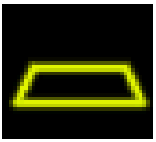


Если данные MDA или MDH недостоверны, отображаются три прочерка оранжевого цвета.

© ЗАО «ГСС»

16 Индекс скольжения

Индекс скольжения показывает боковую перегрузку.

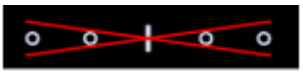


Индекс скольжения отображается, если данные угла крена, тангажа и бокового ускорения являются достоверными. Трапециевидный индекс жёлтого цвета, расположенный под индексом крена, перемещается влево и вправо по линии перпендикулярной оси индекса крена в соответствии с боковым ускорением. Максимальное смещение от нулевого положения составляет 1.5 длины верхней части индекса скольжения. Это соответствует ± 0.3 g. Индекс отображается слева от индекса крена, когда боковое ускорение положительное.

17, 18 Шкала и индекс отклонения по горизонтали



1. Индекс малинового цвета показывает экипажу отклонение от курсового маяка ILS.



2 Если данные по курсу недостоверны, отображается шкала, состоящая из точек и вертикальной линии белого цвета, перечеркнутая крестом красного цвета.



3. Если данные по курсу не вычислены, отображаются точки белого цвета и желтая вертикальная линия.



4. Если отклонение от курса превышает допустимое значение, на шкале мигают все точки оранжевого цвета, желтая линия и оранжевый индекс.

© ЗАО «ГСС»

19 Высота по радиовысотомеру

Индикация высоты отображает текущую высоту по радиовысотомеру. Она расположена под сигнализатором DH на сфере пространственного положения. Цифры, отображающие высоту, зеленого цвета.



Значение высоты состоит из 4-х цифр, величина которых может быть от 100 до 2500 ft с шагом 10 ft.



На высоте менее 100 ft индицируется цифровое значение из двух цифр в диапазоне -99 ft до 99 ft. Размер шрифта цифр больше чем для индикации в диапазоне от 100 до 2500 ft. Шаг остается 10 ft до высоты 50 ft, затем меняется на 5 ft до высоты 10 ft и затем1 ft.



При отказе RA индицируются четыре прочерка оранжевого цвета.

Индикация отсутствует

Если высота выше 2500 ft или радиовысотомером не вычисляются функциональные данные.

С высоты ниже DH+100 ft цвет индикации меняется с зеленого на оранжевый.

Если высота не введена в MCDU, или отказала FMS, цвет индикации меняется с зеленого на оранжевый на высоте ниже 400 ft.

Если DH достоверна, то цветовая индикация высоты будет следующая:

– зелёная, если высота больше DH+100ft и меньше 2500ft,

– оранжевая, если высота меньше DH+100ft,

Если DH недостоверна (DH не введена на MCDU или FMS неисправна), то цветовая индикация высоты будет следующая:

– зелёная, если высота больше 400ft и меньше 2500ft;

– оранжевая, если высота меньше 400ft.

© ЗАО «ГСС»

20 Высота принятия решения по радиовысотомеру



Данная индикация показывает установленную высоту принятия решения. Высота индицируется в виде трёх цифр голубого цвета в диапазоне от 0 до 999 ft, с шагом 1ft.



Если данные DH недостоверны, значение высоты отобразится в виде трех прочерков оранжевого цвета.

21 Сигнализатор высоты принятия решения



Сигнализатор высоты принятия решения показывает пилоту, что самолет пересекает высоту DH.

Сигнализатор высоты индицируется в виде надписи DH в рамке. Индикация надписи и рамка оранжевого цвета.

Условия при которых DH отображается:

- Высота принятия решения достоверна и положительна.
- Высота по радиовысотомеру достоверна и вычислена.
- 100 ft до пересечения высоты принятия решения.

22 Сфера пространственного положения



Двухцветная сфера представляет собой условную сферу пространственного положения, состоящую из двух секторов: голубого цвета (для неба) и коричневого цвета (для земли). Белая линия, разделяющая два сектора, является горизонтом.



Если данные по углу крена и тангажа не достоверны, то появляется сообщение ATT FAIL.

© ЗАО «ГСС»

23 Индикация сдвига ветра (Функция не реализована).

1. Индикация “СДВИГ ВЕТРА ВПЕРЕДИ” (WINDSHEAR AHEAD).



Предупреждающее сообщение о сдвиге ветра появляется, если система предупреждения обнаружила сдвиг ветра прямо по курсу самолёта.

Сообщение индицируется оранжевым цветом.



Сообщение, информирующее экипаж об опасности, прогнозирует сдвига ветра впереди самолёта.

Сообщение индицируется красным цветом.

2. Индикация “СДВИГ ВЕТРА” (WINDSHEAR).



Сообщение показывает, что самолет вошёл в зону сдвига ветра. Сообщение индицируется красным цветом.

Сообщения вначале мигают в течение 9сек, затем высвечивается постоянно.

24 Сообщение о необходимости увеличения торможения самолета



Сообщение показывает, что требуются действия пилота для увеличения сопротивления самолета, для того чтобы восстановить профиль полета или для уменьшения скорости для следующего участка.

25 Индикатор рассогласования пространственного положения

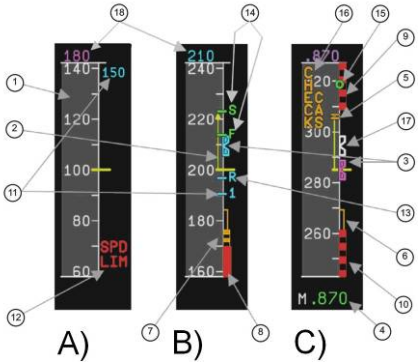


Сообщение появляется, когда обнаружено расхождение данных по тангажу или крену между источниками IRS с левой и справой стороны.

Сообщение мигает в течение 9 сек., затем высвечивается постоянно.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАТОР СКОРОСТИ

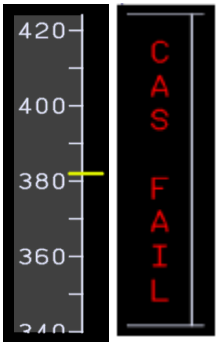


A) Отображение шкалы, когда имеется отказ SWS.

B) Отображение шкалы, когда СДУ в нормальном режиме.

C) Отображение шкалы, когда СДУ не в нормальном режиме (отказ защиты по скорости в СДУ).

1 Шкала воздушной скорости



Шкала имеет разметку через 10 kt и значение скорости обозначается цифрами белого цвета через 20 kt. Диапазон шкалы от 30 kt до 450 kt.

В центре видимой части шкалы находится горизонтальный индекс фактической скорости жёлтого цвета.

Видимая часть шкалы находится в пределе ±42 kt от индекса отсчета.

Если данные воздушной скорости недостоверны, то на шкале появляется сообщение красного цвета.

На земле, при значении приборной скорости меньше 60kt, индицируется сообщение SPD LIM и отсутствует индикация ограничений скорости.

© ЗАО «ГСС»

2 Вектор изменения скорости

2 

Вертикальная стрелка жёлтого цвета, которая начинается от индекса отсчёта скорости и показывает значение скорости, которую самолёт достигнет через 10 секунд полёта при текущем ускорении.

Индикация отсутствует — Если данные воздушной скорости недостоверны.

3 Индекс заданной скорости

3 Символ отображает заданную воздушную скорость, вычисляемую FMS или введенную вручную на FCP.



Если скорость не задана с помощью FMS, заданная скорость устанавливается вручную с помощью пульта FCP и индицируется индекс голубого цвета.



Если скорость задана с помощью FMS, заданная скорость вычисляется FMS и индицируется индекс заданной скорости малинового цвета

Индикация отсутствует — Если данные воздушной скорости недостоверны.

4 Цифровая индикация числа “M”

Символ расположен ниже шкалы скорости, в виде буквы M белого цвета.

После точки, индицируется двухзначное число зеленого цвета.



Если данные по числу Маха достоверны, индикация появится при значениях M >0,5 и будет отображать фактическое заданное значение числа M с шагом 0.01.

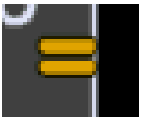


Если данные по числу M недостоверны и (выбор установки барометрического давления является недостоверным или STD) и самолет не находится на земле, отображается сообщение MACH красного цвета.

В начале мигает 9 сек, затем высвечивается постоянно.

© ЗАО «ГСС»

5 Максимальная скорость выпуска закрылков ($V_{FE\ MAX}$)



Индекс, двойная горизонтальная метка оранжевого цвета, показывает максимальную скорость на которой разрешается выпуск закрылков в следующее положение.

Индикация отсутствует — Если данные воздушной скорости недостоверны или данные SWS ошибочны.

6 Минимальная скорость (V_{LS})

Зона V_{LS} расположена вдоль шкалы скорости, справой стороны, в виде двух оранжевых линий:

- Маленькая горизонтальная оранжевая линия индицирует величину V_{LS}.
- Вертикальная оранжевая линия отображает зону V_{LS}. Зона V_{LS} должна быть уже, чем зона V_{AOA} prot и V_{AOA} stall.



$V_{LS,}$ это зона в виде оранжевой линии, которая отображает минимальное значение скорости для выхода самолёта из зоны сваливания с использованием АТ и для вычисления оптимальной скорости в вертикальных режимах.

Индикация отсутствует — Если данные воздушной скорости недостоверны или данные SWS ошибочны или V_{LS} меньше величины индикаторной земной скорости (CAS – 42 kt).

7 Скорость включения защиты СДУ по углу атаки (V_{AOA} prot)

V_{AOA} prot индицируется вдоль шкалы скорости, справой стороны оранжевыми и черными участками от скорости V_{AOA} prot до нижней части шкалы.



V_{AOA} prot это скорость, ниже которой система управления самолётом активизирует функцию защиты по углу атаки.

Индикация отсутствует — Если данные воздушной скорости недостоверны, или данные SWS ошибочны, или индикация скорости защиты по углу атаки ошибочна, или V_{AOA} prot меньше величины индикаторной земной скорости (CAS – 42 kt).

© ЗАО «ГСС»

8 Минимальная скорость (V_{AOA} max)



V_{AOA} max соответствует максимальному углу атаки, возможному при нормальном режиме управления по тангажу.

Индикация отсутствует: Если данные воздушной скорости являются недостоверны или данные SWS ошибочны или индикация скорости максимального угла атаки ошибочна или V_{AOA} max меньше величины индикаторной земной скорости (CAS – 42 kt).

9 Зона максимальной скорости (V_{MAX})



V_{MAX} показывает максимальную скорость которую самолёт не должен превысить для данной конфигурации. Она вычисляется SWS (STALL WARNING SYSTEM) и зависит от текущей конфигурации самолёта:

- в крейсерском полёте: V_{MAX}= V_{MO} или V_{MAX}=M_{MO},
- с выпущенными шасси: V_{MAX}=V_{LE},
- с выпущенной механизацией: V_{MAX}=V_{FE}, V_{FE} зависит от текущего положения закрылков.

Индикация отсутствует: Если данные воздушной скорости недостоверны или данные SWS ошибочны или индикация скорости V_{MAX} больше величины индикаторной земной скорости (CAS+42 kt).

V_{MAX} отображается вдоль шкалы скорости, с правой стороны красными и черными участками от максимального значения V_{MAX} до верхней части шкалы скорости.

10 Зона скорости сваливания (V_{AOA} sw)



$V_{\mathbf{AOA}}$ sw - это минимальная допустимая скорость, индицируемая в случае, когда СДУ находится в минимальном режиме (ограничение предельных режимов отсутствует). Она даёт информацию о минимальной допустимой скорости, когда защита по скорости сваливания оборудованием управления полётом (PFCU) не активизирована.

Индикация отсутствует: Если данные воздушной скорости недостоверны или данные SWS ошибочны или индикация скорости ($V_{\mathbf{AOA}}$ sw) меньше величины индикаторной земной скорости (CAS – 42 kt).

© ЗАО «ГСС»

V_{AOA} sw отображается вдоль шкалы скорости с правой стороны красными и черными участками, от значения V_{AOA} sw до нижней части шкалы скорости.

11 Скорость принятия решения о продолжении взлёта (V_1)



Горизонтальная черта и символ (1) голубого цвета указывают скорость принятия решения экипажем о продолжении взлёта, если значение скорости V_1 находится в видимой части шкалы скорости.



Цифровая индикация V_1, голубого цвета, отображается под шкалой скорости, если скорость принятия решения V_1 находится вне видимой части шкалы скорости.



Если значение скорости V_1 недостоверно, отрицательно или выше 999 kt, то индицируется надпись V_1 оранжевого цвета под шкалой скорости.

Индикация отсутствует

Если значение индикаторной земной скорости CAS недостоверно, или когда самолёт находится в воздухе.

12 Индикация отказа SWS



Индикация надписи “SPD LIM” оранжевого цвета является предупреждающим сообщением, показывая, что SWS не работает. Она расположена в нижней части шкалы скорости, справа.

Индикация отсутствует

Если данные SWS ошибочны.

13 Скорость в момент подъёма носовой опоры шасси (V_R)



Горизонтальная линия и буква R голубого цвета на шкале скорости показывают расчётную скорость подъёма носовой опоры шасси.



Цифровая индикация V_R голубого цвета, отображается под шкалой скорости, если скорость подъёма передней ноги находится вне видимой части шкалы скорости.



Если значение скорости V_R недостоверно, отрицательно, или выше 999 kt, то индицируется надпись V_R оранжевого цвета под шкалой скорости.

Индикация отсутствует

Если значение индикаторной земной скорости CAS и скорость подъёма носовой опоры шасси недостоверны, или самолёт находится в воздухе.

© ЗАО «ГСС»

14 Минимальные скорости уборки механизации (V_S), (V_F)



Горизонтальная линия и буква F зелёного цвета на шкале скорости показывает минимальную скорость уборки закрылков.



Горизонтальная линия и буква S зелёного цвета на шкале скорости показывает минимальную скорость уборки предкрылков.

Индикация отсутствует

Если значение индикаторной земной скорости CAS недостоверны или данные SWS ошибочны или когда значение минимальной скорости, на которой осуществляется уборка механизации, находится вне видимой части шкалы скорости.

15 Оптимальная скорость полета на одном двигателе (V_{EO})



Индекс (GREEN DOT) показывает скорость соответствующую наивысшему качеству самолёта, когда один или два двигателя отказали.

Он индицируется, когда самолёт находится на чистом крыле.

Индикация отсутствует

Если данные воздушной скорости недостоверны или данные SWS ошибочны.

16 Сообщение о рассогласовании скорости



Сообщение появляется, когда обнаружено рассогласование по скорости между источниками ADS.

Индикация расположена вверху, слева от шкалы скорости, оранжевого цвета. Надпись вначале мигает 9с, затем высвечивается постоянно.

17 Предварительно заданная скорость



Символ представляет собой незаполненный M-образный индекс белого цвета. Индекс перемещается вдоль шкалы скорости от 30kt до 450kt и соответствует предварительно выбранному заданному значению скорости.

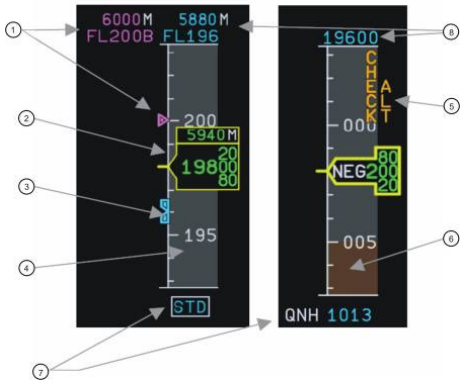
© ЗАО «ГСС»

Индикация отсутствует	Если индикаторная земная скорость CAS или предварительно заданное значение скорости недостоверны.

18 Индикация заданной скорости

	Если управление скоростью осуществляется через автопилот, отображение заданной скорости достоверно, величина заданной скорости достоверна, индицируется цифровое значение из трёх цифр голубого цвета.
	Если скорость задаётся через FMS, отображение заданной скорости достоверно, величина заданной скорости достоверна, индицируется цифровое значение из трёх цифр малинового цвета.
	Если данные заданной скорости недостоверны, то появится сообщение красного цвета CAS SEL
Индикация отсутствует	Если управление скоростью через FMS, отображение заданной скорости недостоверно или выбрана индикация скорости в виде числа MACH.

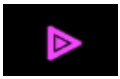
ИНДИКАТОР ВЫСОТЫ



© ЗАО «ГСС»

1 Индикация высоты, заданная от FMS

Индекс высоты.



Индекс высоты FMS (фиолетового цвета) показывает следующее ограничение высоты вычисленное FMS. Индицируется, если высота не пересечена.



Индекс высоты FMS (оранжевого цвета) индицируется, если высота ограничения пересечена.

Индикация отсутствует — Если барометрическая высота или заданная высота FMS недостоверны, или заданная высота FMS отрицательна.

Индикация высоты.

Индикация показывает ограничение высоты, вычисленное FMS. Она расположена рядом с индикацией заданной высоты и отображает значение высоты, вычисленное FMS в соответствии с программным профилем полёта.

Она отображается, когда режим VNAV включен. Индикация имеет следующие варианты обозначения высоты:



Индикация высоты в футах, заданная FMS по давлению QNH/QFE, отображается из 5-ти цифр фиолетового цвета. Диапазон индикации от 0 до 65536 ft с шагом 100 ft.



Индикация высоты выше или ниже заданной высоты, выбранной на FMS по давлению QNH/QFE, отображается из 5-ти цифр с символом "A" или "B" фиолетового цвета. Диапазон индикации от 0 до 65536 ft с шагом 100 ft.



Индикация эшелона, заданного FMS по стандартному давлению, состоит из надписи “FL” и трех цифр фиолетового цвета. Диапазон индикации от 0 до 655, с шагом 1.



Индикация эшелона выше или ниже заданного эшелона, выбранного на FMS по стандартному давлению, состоит из надписи “FL” и трёх цифр фиолетового цвета с символом "A" или "B" фиолетового цвета. Диапазон индикации от 0 до 655, с шагом 1.

© ЗАО «ГСС»



Если заданная высота ограничения пересечена, индицируется цифровое значение оранжевого цвета.



Если высота ограничения пересечена на или выше, (на или ниже), индицируется цифровое значение с добавлением буквы “A” или “B” оранжевого цвета.



Если заданный эшелон, выбранный на FMS, пересечён, индицируется числовое значение оранжевого цвета.



Если заданный эшелон, выбранный на FMS, пересечён выше или ниже, индицируется числовое значение оранжевого цвета.



Индикация показывает ограничение высоты заданное FMS в метрах. Она расположена выше индикации высоты в футах.

Индикация состоит из пяти цифр малинового цвета. Диапазон индикации от 0 до 19650м, с шагом 50м.

Единица измерения (“M”) индицируется белым цветом.



При пересечении заданного ограничения высоты, цвет индикации меняется на оранжевый.

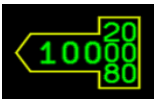
2 Цифровая индикация текущей высоты

Внутри окна жёлтого цвета находится цифровое значение высоты, зелёного цвета. В верхней части окна находится цифровой индикатор высоты в метрах. Считывание текущей высоты производится, как в футах, так и в метрах.

В случае, если значение барометрической высоты имеет отрицательное значение, на месте разряда тысяч индицируется символ “ NEG “ белого цвета.

Цифровое значение индицируется в виде 5 цифр зелёного цвета. Шрифт первых трёх цифр больше шрифта двух последних цифр.

© ЗАО «ГСС»



Отображение высоты, если на пульте не выбрана индикация высоты в метрах и значение барометрической высоты выше или равно 0.



Отображение высоты, если на пульте выбрана индикация высоты в метрах и значение барометрической высоты выше или равно 0.



Отображение высоты, если данные по выбору индикации высоты в метрах достоверны и значение барометрической высоты имеет отрицательное значение.

3 Индекс заданной высоты

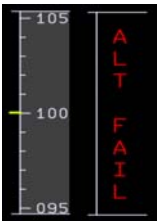


Индекс отображает заданную высоту, выбранную пилотом.

Высота задается на пульте FGCP ручкой ALT.

Индекс заполненный, М-образной формы, голубого цвета.

4 Шкала высотомера



Диапазон высот индицируется на барометрической шкале в пределах от -2000ft до 50000 ft.

Шкала индицирует высоту в сотнях футов, с шагом 100 ft. Цифровые метки индицируются через 500 ft.

Центр шкалы отображает текущее значение высоты.

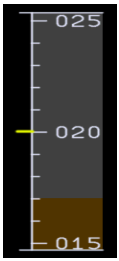
Если данные барометрической высоты недостоверны, появляется сообщение ALT FAIL красного цвета.



Если появилось рассогласование по высоте, появляется сообщение CHECK ALT оранжевого цвета. Сообщение мигает в течение 9с, затем высвечивается постоянно.

© ЗАО «ГСС»

6 Аналоговый индикатор радиовысотомера



Аналоговый индикатор радиовысотомера обеспечивает индикацию высоты по радиовысотомеру.

Он расположен в нижней части шкалы высотомера, индикация коричневого цвета. Индикатор вступает в работу, когда показания радиовысотомера менее 550 ft. По мере снижения верхний обрез коричневой зоны приближается к метке отсчёта и при касании о ВПП происходит их совпадение.

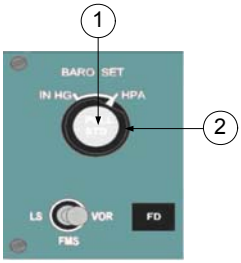
7 Цифровая индикация барометрического давления

Индикация отображает выбор барометрического давления, относительно которого производится измерение высоты в “millibars” или “inches”. Индикация выбирается внешней ручкой BARO SET (2).

Индикация давления расположена под шкалой высоты и отображается следующим способом:

 	Символ “QNH” белого цвета, цифровое значение голубого цвета, соответствуют давлению, приведённому к уровню моря. Шкала измерения давления в “millibars” индицируется от 745 HPa до 1100 HPa, с шагом 1 HPa. Шкала измерения давления в “inches” индицируется от 22 in до 32.48 in, с шагом 0.01 in,
 	Символ “QFE” белого цвета в прямоугольной рамке, цифровое значение голубого цвета индицирует давление относительно аэродрома. Шкала измерения давления та же самая, что и для QNH.
	Символ “STD,” голубого цвета, в белой рамке указывает, что высота отсчитывается от уровня стандартного атмосферного давления (1013 гектопаскалей или 760 мм. рт. ст.);

© ЗАО «ГСС»

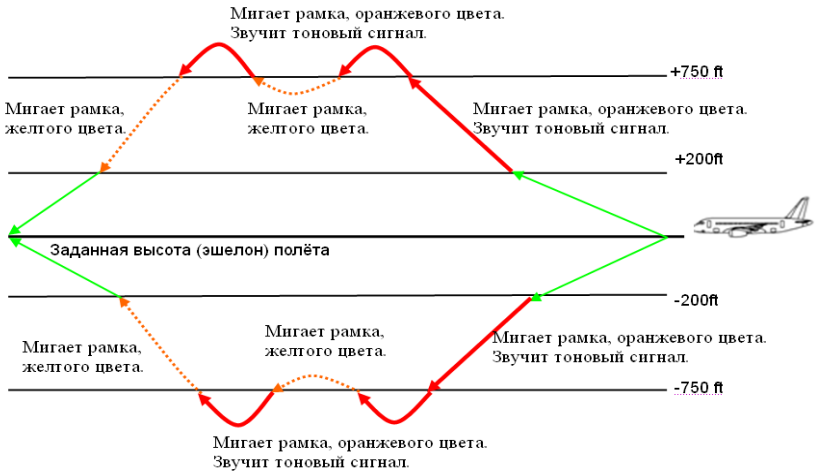
Установка барометрического давления	
	При нажатии на ручку BARO SET (1), индицируется давление QNH под шкалой высоты на PFD. При повторном нажатии на ручку, индицируется давление QFE.
	Индикация стандартного давления STD устанавливается вытягиванием ручки BARO SET (1).
	Цифровая величина давления устанавливается вращением ручки BARO SET (1). При неправильной установке давления, индикация давления мигает.
Сигнализация о несоответствии давления включается: • В наборе высоты, выше высоты перехода TA, если не установлено стандартное давление STD, • На снижении, ниже эшелона перехода TL, если давление не установлено относительно QNH (QFE). • Сигнал также появляется, если давление STD установлено ниже высоты 2500ft по радиовысотомеру, если самолёт находится ниже TL и не на снижении.	

8	Индикация заданной высоты или номера эшелона	
	Информация состоит из индекса и индикации высоты заданной пилотом.	
	FL240	индикация эшелона, заданного по давлению STD
	19600	индикация высоты в футах, заданной по давлению QFE/QNH. Отображается выше шкалы и состоит из пяти цифр голубого цвета. Диапазон индикации от 0 до 99900 ft, с шагом 100 ft.
	7315M	Индикация заданной высоты в метрах, если на пульте выбрана индикация высоты в метрах. Индикация расположена над заданной высотой в футах и состоит из пяти цифр голубого цвета и обозначения единицы измерения. Диапазон индикации от 0 до 19650м, с шагом 50м. Единица измерения “M” индицируется белым цветом.
	ALT SEL	Если данные недостоверны, то индикация отображается в виде надписи ALT SEL красного цвета над шкалой высоты.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ПРИ ЗАНЯТИИ ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ

В случае, когда предупреждение об отклонении от заданной высоты отсутствует, индикация цифрового значения высоты на PFD обрамляется линией желтого цвета.



При отклонении самолёта от заданной высоты до ± 200 ft, сигнализация и специальная индикация отсутствуют.
При отклонении самолёта от заданной высоты более чем на ± 200ft и при дальнейшем отклонении свыше ± 750ft, сигнализация и индикация следующие:

- Мигает оранжевая рамка, обрамляющая цифровое значение высоты,
- Звучит тоновый сигнал.

При возвращении самолёта к заданной высоте от ± 750ft до ± 200ft:

- Мигает только жёлтая рамка, обрамляющая цифровое значение высоты.

© ЗАО «ГСС»

Сигнализация высоты на MDA/MDH

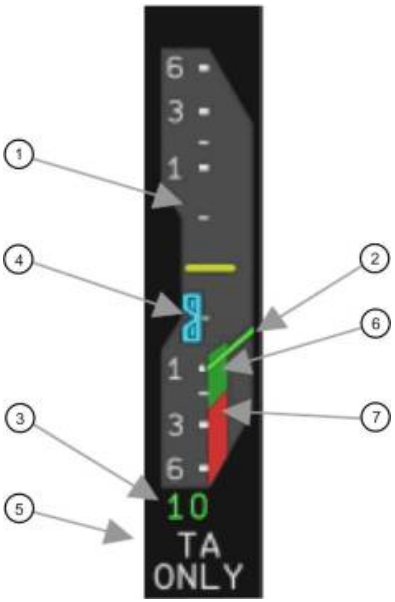
Если данные о минимальной высоте снижения (MDA/MDH) достоверны и барометрическая высота меньше или равна MDA/MDH, цифровая индикация высоты (включая индикацию в метрах) будет индицироваться в виде цифрового значения оранжевого цвета в оранжевой рамке.



© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАТОР ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Информация о величине вертикальной скорости поступает от инерциальной системы.



1 Шкала вертикальной скорости



Шкала вертикальной скорости имеет цифры и штрихи белого цвета на сером фоне. Цифры “1”, “3”, “6” соответственно отображают вертикальную скорость в футах в минуту, 1000 fpm, 3000 fpm и 6000 fpm.

Желтая линия отображает нулевую вертикальную скорость в центре шкалы.

Если инерциальная вертикальная скорость недостоверна, то появляется вертикальное сообщение “VS FAIL”, красного цвета.

2 Стрелка вертикальной скорости

Стрелка индицирует текущую вертикальную скорость в футах минуту (ft/m).

© ЗАО «ГСС»



: Если инерциальная вертикальная скорость превышает ±6000 ft/m, стрелка останавливается на величине ±6000 ft/m.

Если TCAS получила сигнал RA:
- стрелка изменяет цвет на красный, если находится на красном секторе,
- стрелка имеет зелёный цвет, если она находится вне красного сектора.

Индикация отсутствует : Если инерциальная вертикальная скорость является недостоверной.

3 Цифровая индикация вертикальной скорости

Цифровая индикация вертикальной скорости показывает текущую величину вертикальной скорости в сотнях футов. Цифровое значение вертикальной скорости индицируется в виде 2-х цифр в диапазоне от ±2 до ±99 с шагом 1. Она расположена выше шкалы для положительных значений и ниже шкалы для отрицательных значений. Знак минус не отображается.



Если абсолютное значение инерциальной вертикальной скорости больше чем 9900 ft/m, то индицируются две цифры 99.

Если TCAS получила сигнал RA:

– цифровая индикация изменяет цвет на красный, если стрелка находится на красном секторе,
– цифровая индикация имеет зелёный цвет, если стрелка находится вне красного сектора.

4 Индекс заданной вертикальной скорости

Индекс показывает активную заданную вертикальную скорость. Он расположен на шкале вертикальной скорости в виде индекса М-образной формы, голубого или белого цвета. Индекс перемещается по шкале в диапазоне от -6000ftm до +6000ftm.



Если режим вертикальной скорости (VS) включен, индицируется заполненный индекс голубого цвета.



Если режим VS выбран заранее, индицируется незаполненный индекс белого цвета.

© ЗАО «ГСС»

Индикация отсутствует	При отсутствии сигнала вертикальной скорости от инерциальной системы

5 Сообщения о режиме работы TCAS.

В соответствии с состоянием TCAS индикатор выдаёт следующие сообщения:



Предварительное включение, индикация белого цвета.



Режим проверки, индикация оранжевого цвета.



Только диспетчерские рекомендации, индикация белого цвета.



Рекомендуемые и ограничивающие вертикальные скорости от TCAS не выдаются, индикация оранжевого цвета.

6 Индикация заданной вертикальной скорости от TCAS.

При появлении сообщения RA, на шкале вертикальной скорости отобразится зелёный сектор заданных вертикальных скоростей, которые экипаж должен выдерживать, чтобы избежать столкновения или опасного сближения.

Индицируются следующие рекомендации по снижению или набору:

- Рекомендации RA на снижение или набор с вертикальной скоростью от ±1500ft/m до ±2000ft/m.
- Рекомендации RA на ускоренное снижение или набор с вертикальной скоростью от ±2500ft/m до ±3000ft/m.

7 Индикация ограничений вертикальной скорости от TCAS

Отображается красный сектор на шкале вертикальной скорости, который ограничивает вертикальную скорость.

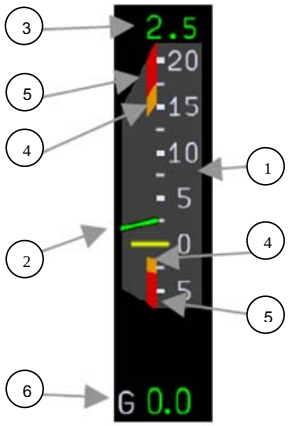
© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАТОР УГЛА АТАКИ

Индикатор отображает текущий угол атаки самолёта на вертикальной шкале.

Предупреждающие зоны на шкале предостерегают пилота от полёта на углах атаки близких к углам сваливания.

Зона дисплея включает в себя также информацию о перегрузке самолёта (G-load).



1 Шкала угла атаки.



Шкала AOA служит для индикации угла атаки. Индикация расположена слева от шкалы скорости. В нормальных условиях вертикальная неподвижная шкала серого цвета с градуировкой через 2.5º.Цифровая индикация белого цвета нанесена через 5 градусов (-5º, 0º, +5º, +10º, +15º и 20º). Желтая линия соответствует нулевому значению угла атаки. Если данные угла атаки недостоверны, то на вертикальной шкале появляется сообщение красного цвета AOA FAIL.

На земле, при значении приборной скорости меньше 60kt, отсутствует индикация ограничений скорости.

© ЗАО «ГСС»

2 Стрелка AOA



Стрелка (зеленого, красного или оранжевого цвета) отображает на шкале текущий угол атаки. Отображается только часть стрелки, которая находится на шкале AOA, зелёного цвета. Конец стрелки перемещается вдоль шкалы в соответствии с углом атаки в диапазоне от (-5º) до 20º. Когда AOA выше (+20º) и меньше (-5º), стрелка остановится на этих предельных значениях.

Индикация отсутствует — Если данные AOA недостоверны

3 Цифровая индикация AOA



Цифровая индикация показывает текущий угол атаки в градусах. Индикация состоит из 3-х цифр, от (-5º) до (+20º) с шагом 0.1º и расположена в верхней части шкалы. Если AOA находится выше (+20º), индицируется 20, если ниже (-5º), индицируется (-5).

Индикация отсутствует — Если данные AOA недостоверны.

Цветовая индикация AOA.

Если система SWS не задействована, цвет стрелки и цифровая индикация отображаются в зелёном цвете.

Если AOA выше или равен углу атаки по сваливанию “ά-stall” для положительного AOA, индицируются мигающие стрелка и цифровое значение красного цвета.

Если AOA выше или равен значению углу атаки “ά-prot” и находится строго внутри зоны до “ά-stall” (для положительных AOA), цвет стрелки и цифровая индикация оранжевого цвета.

Если AOA выше значения “ά-prot” (для отрицательных углов атаки) и находится в зоне до “ά-prot” (для положительных углов атаки), цвет стрелки и цифровая индикация зелёного цвета.

Если AOA выше значения “ά-stall” для отрицательных углов атаки и находится внутри зоны или равен значению “ά-prot” для отрицательных углов атаки, цвет стрелки и цифровая индикация оранжевого цвета.

Если AOA равен значению “ά-stall” для отрицательных углов атаки, индицируются мигающие стрелка и цифровое значение красного цвета.

© ЗАО «ГСС»

4 Зона защиты по углу атаки



Эта зона показывает угол атаки, для которого действует защита по углу атаки “ά-prot”. Она состоит из двух вертикальных зон оранжевого цвета, расположенных в верхней и нижней части шкалы:

– для защиты при положительных углах атаки;

– для защиты при отрицательных углах атаки.

Индикация отсутствует — Если данные AOA недостоверны, или система SWS не задействована.

5 Зона срыва по углу атаки.



Эта зона показывает угол атаки, когда включается предупреждающий сигнал скорости срыва.

Она состоит из двух зон красного цвета, расположенных на вертикальной шкале в верхней части, которая отображает предупреждение о срыве при положительном угле атаки и в нижней части, которая отображает предупреждение о срыве при отрицательном угле атаки.

Когда данные AOA недостоверны, или данные SWS ошибочны, ничего не отобразится, если:

– величина “ά-stall”, для положительных углов атаки, находится в пределах зоны до +22.5º. Верхняя зона продлится от “ά-stall” до верхней части шкалы.

– величина “ά-stall”, для отрицательных AOA, находится выше -7.5º, нижняя зона защиты продлится от “ά-stall” до нижней части шкалы.

© ЗАО «ГСС»

6 Индикация перегрузки.





Индикация показывает текущую перегрузку “G”. Индекс перегрузки индицируется в виде буквы G белого цвета, а цифровая величина индицируется в виде цифрового значения зеленого цвета из двух цифр в диапазоне от -1.2 до 2.7 с шагом 0.1.



Если данные нормальной перегрузки недостоверны, или менее -2.2 и больше 1.7, индицируется белый символ “G” с двумя прочерками оранжевого цвета.

Цвет индикации G-LOAD изменяется для сигнализации об опасных условиях полёта.

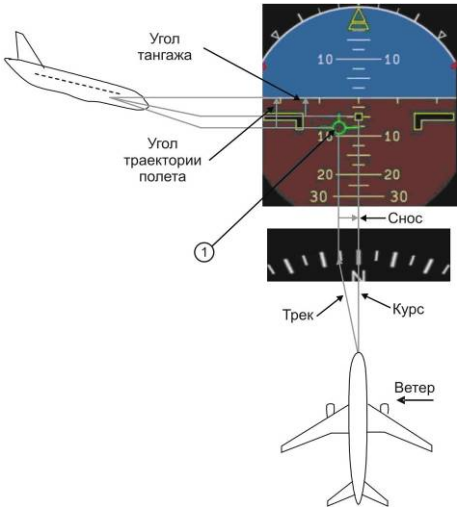
Диапазон ограничений для каждого цвета зависит от текущего положения закрылков.

Если положение закрылков достоверно и отклонение не более 0.5 градусов (закрылки полностью убраны), цвет индикации G-LOAD будет следующим:

- Если (-1.5 ≤ нормальная перегрузка ≤ 1.0), то цвет индикации зелёный,
- Если (-1.9 ≤ нормальная перегрузка ≤ 1.4), то цвет индикации оранжевый,
- Если нормальная перегрузка выходит за эти пределы, то цвет индикации красный и индикация мигает.
- Если закрылки выпущены, цвет индикации G-LOAD должен быть:
- Если (-0.5 ≤ нормальная перегрузка ≤ 0.5), то цвет индикации зелёный,
- Если (-0.9 ≤ нормальная перегрузка ≤ 0.9), то цвет индикации оранжевый,
- Если нормальная перегрузка выходит за эти пределы, то цвет индикации красный и индикация мигает.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ В РЕЖИМЕ FPV



1 Вектор полёта

Символ появляется, если экипаж выбирает режим FPA на пульте управления FGCP.

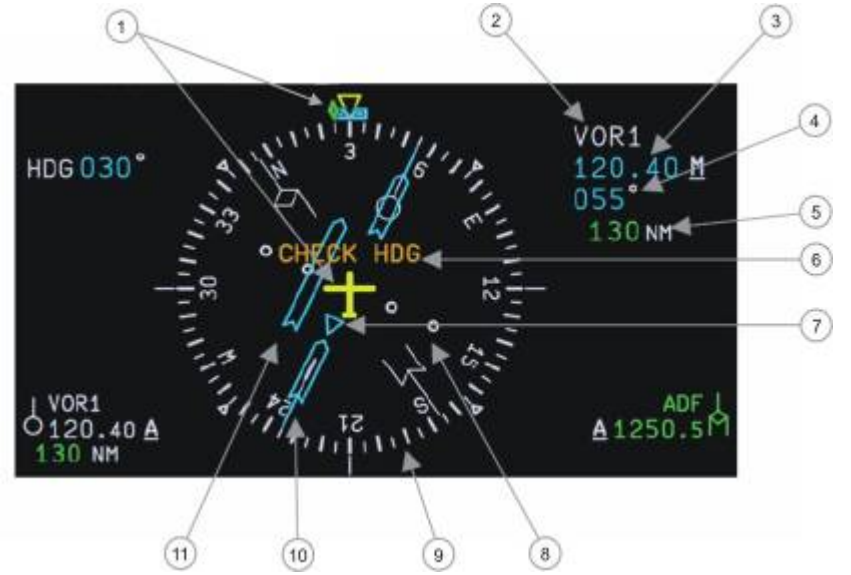
Вектор траектории указывает направление полёта относительно земной системы координат, с учетом ветра:

— На шкале курса он показывает фактический путевой угол (ФПУ).

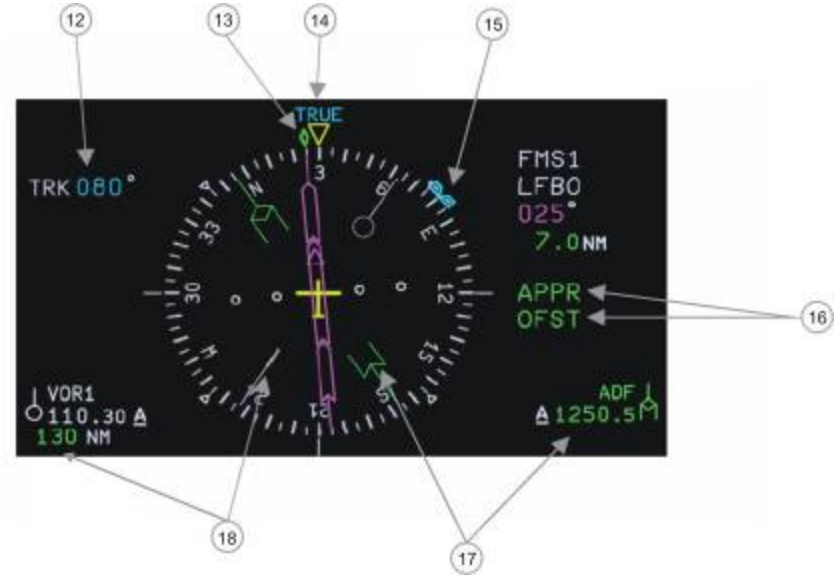
— На вертикальной шкале он показывает угол наклона траектории.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ (HSI)



© ЗАО «ГСС»



1 Символ самолета и неподвижный индекс курса отсчета

Неподвижные индексы курса.

Индексы курса белого цвета обеспечивают отсчет на вращающей шкале. Шкала имеет:

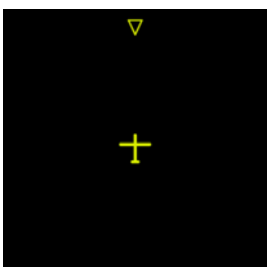
– четыре белых треугольных индекса направленных под углом (±45º) и (±135º),

– три белых длинные черточки направленных под углом (±90º) и (+180º),

символ самолета и неподвижный индекс курса.

Символ и индекс курса индицируются в виде символьного изображения самолёта и треугольника желтого цвета. Если данные курса недостоверны, то они не отображаются.

© ЗАО «ГСС»





2 Индикация источника навигации

Индикация показывает, какой навигационный источник выбран с одной стороны EFCP и отображается в белом цвете.

Индикация расположена справой стороны шкалы курса.

VOR1 VOR2 : Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение VOR своей стороны EFCP.

ILS1 ILS2 : Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение LS своей стороны EFCP.

FMS1 FMS2 : Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение FMS своей стороны EFCP.

© ЗАО «ГСС»

3 Частота радионавигационного средства/идентификатор FMS

Сообщение определяет выбранный источник, либо его частотой (VOR и LS) или его идентификатором (FMS).

Индикация отображается ниже источника навигации.



Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение VOR, если частота VOR достоверна, индицируется пять цифр голубого цвета в диапазоне от 100.00 MHz до 199.00MHz с шагом 0.05 MHz.



Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение LS, если частота LS достоверна, индицируется пять цифр малинового цвета в диапазоне от 100.00 MHz до 186.65MHz с шагом 0.05 MHz.



Если частота VOR или LS недостоверна, индицируются пять прочерков оранжевого цвета.



Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение FMS, если идентификатор точки, на которую следует самолёт, достоверен, отображается максимум семь цифр малинового цвета.



Если идентификатор точки, на которую следует самолёт, недостоверен, отображается семь прочерков оранжевого цвета.

Режим настройки радионавигационного средства

Дополнительное условное обозначение показывает, настроена ли частота средства автоматически через FMS или выбрана через MCDU или RMP вручную. Оно индицируется в виде подчеркнутой буквы белого цвета и расположено справа от частоты радионавигационного средства.



Если выбран источник навигации FMS и режим настройки ручной.



Если выбран источник навигации FMS и режим настройки через RMP.



Если настройка радионавигационного средства выполняется FMS.

© ЗАО «ГСС»

4 Числовое значение заданного трека/выбранного курса



Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение VOR, выбранный курс на VOR индицируется в виде 3-х цифр голубого цвета. Диапазон индикации от 001 до 360 градусов с шагом 1 градус.



Если обратный курс ILS не достоверный или ошибочный, отображаются три прочерка оранжевого цвета.



Если переключатель LS/FMS/VOR установлен в положение FMS или LS, заданный трек индицируется в виде 3-х цифр малинового цвета.

Числовое значение заданного обратного курса ILS LOC



При заходе на посадку с использованием ILS LOC обратного курса, буквенная индикация напоминает, что выбран обратный курс и числовое значение изменено на 180 градусов.

Индикация малинового цвета расположена слева от бокового отклонения ILS.



Если источником навигации не является ILS, или обратный курс ILS недостоверен, или ошибочен, индицируются три прочерка оранжевого цвета.

5 Расстояние DME/FMS

Индикация отображается ниже частоты навигационного средства/идентификатора.



Если расстояние до выбранного радионавигационного средства или до первой точки менее 100 nm, оно индицируется в виде цифрового значения из трёх цифр зелёного цвета в диапазоне от 0.1 до 99.9 nm с шагом 0.1nm. Индикация единиц измерений “NM” белого цвета.



Если расстояние до выбранного радионавигационного средства или до первой точки более 100 nm, оно индицируется в виде цифрового значения из трёх цифр зелёного цвета в диапазоне от 100 до 999 nm с шагом 1nm.



Если данные недостоверны, индицируются три прочерка оранжевого цвета.

© ЗАО «ГСС»

6 Сигнализатор рассогласования курса

CHECK HDG

Это сообщение появляется тогда, когда обнаруживается рассогласование данных курса между выбранными IRS, КВС и 2-го пилота.

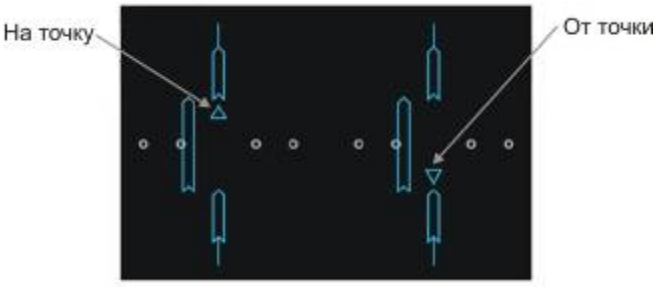
Оно расположено выше символа самолёта внутри шкалы курса. Индикация надписи оранжевого цвета.

Сообщение мигает в течение 9 сек, затем высвечивается посоянно.

Индикация отсутствует — Если сигнал о рассогласовании курса недостоверен.

7 Индекс на точку/от точки (TO/FROM)

Индекс TO/FROM расположен между символом самолёта и основной стрелкой, индицирующей направление заданного трека. Он показывает, что самолет движется от или на выбранную станцию VOR или FMS.





Индекс соответствует полёту на/от станции VOR в голубом цвете.

Индекс индицируется в виде незалитого треугольника голубого цвета.



Индекс соответствует полёту на/от станции FMS. Индекс индицируется в виде незалитого треугольника малинового цвета.

Индикация отсутствует — Если источником навигации является ILS.

© ЗАО «ГСС»

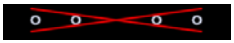
8 Шкала отклонения от заданного трека/курса



Шкала используется, для определения бокового отклонения от LOC, VOR или траектории FMS. Она состоит из 4-х белых точек, расположенных в центре шкалы перпендикулярно стрелке заданного трека.



Если отклонение от ILS LOC превышает допустимое значение, индицируются мигающие точки оранжевого цвета.



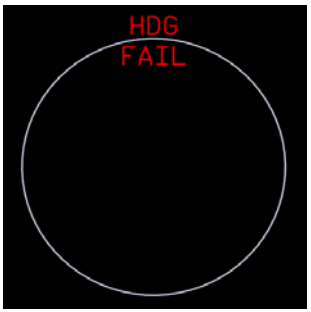
Если источником навигации является ILS, или VOR, или FMS и данные по курсу являются недостоверные.

9 Вращающаяся шкала курса



Шкала отградуирована через 5 градусов (маленькими белыми метками), через 10 градусов (большими белыми метками) и белая числовая индикация каждые 30º. Главные направления на N, S, E, и W индицируются вместо цифр.

Шкала вращается против часовой стрелки в соответствии с величиной курса, в её вершине неподвижный индекс отображает текущий курс.



Если данные курса недостоверны, в верхней части круга отобразится сообщение “HDG FAIL” красного цвета.

© ЗАО «ГСС»

10 Указатель заданного трека/выбранного курса

 : Если источником навигации является VOR и данные достоверны, индицируется указатель голубого цвета.

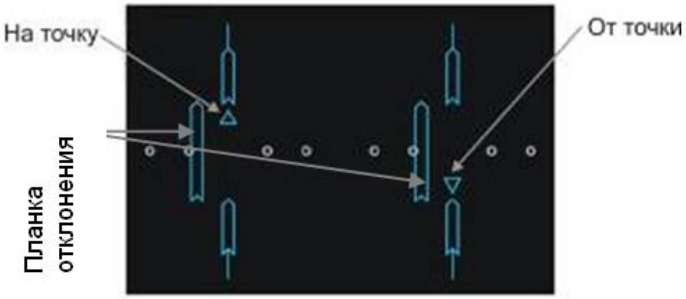
 : Если источником навигации является ILS или FMS и данные достоверны, индицируется указатель малинового цвета.

 : Если отклонение стрелки превышает допустимые значения, индицируется мигающий указатель оранжевого цвета.

Индикация отсутствует : Если данные курса недостоверны

Центральная часть стрелки соответствует отклонению от заданного трека.

11 Планка отклонения от заданного трека/курса



Планка отклонения показывает положение самолета относительно трека на РНС или от РНС.

© ЗАО «ГСС»



Если источником навигации является VOR, индицируется планка голубого цвета.



Если источником навигации является ILS или FMS, индицируется планка малинового цвета.



Если отклонение от ILS LOC является чрезмерным, индицируется мигающая планка оранжевого цвета.

Индикация отсутствует — Если данные по отклонению недостоверны.

12 Цифровая величина заданного курса/трека





Цифровая индикация заданного курса/трека и расположена слева от шкалы курса.

Заданный курс/трек индицируется в виде надписи HDG/TRK белого цвета и цифрового значения справа от надписи.

Цифровое значение индицируется в виде трёх цифр голубого цвета в диапазоне от 001° до 360° с шагом 1°.

Единицы измерения градусы белого цвета.





Если данные о заданном курсе/треке недостоверны, то вместо цифрового значения индицируются три прочерка оранжевого цвета.

13 Индекс угла трека



Индекс представляет собой ромб зелёного цвета, расположенного на шкале курса и указывает направление трека.

Индикация отсутствует — Если данные курса и угла трека недостоверны.

Индекс угла трека вращается по часовой стрелке вокруг символа самолёта в соответствии с величиной курса/трека.

Когда угол трека равен величине курса, индекс располагается в вершине шкалы курса.

© ЗАО «ГСС»

14 Индикация истинного/магнитного курса



Обозначение TRUE показывает, что индицируется истинный курс. Оно расположено выше маркера курса шкалы и индицируется в виде надписи TRUE голубого цвета.

Индикация отсутствует — Если данные курса недостоверны, или меридиан отсчета TRUE выбран ошибочно.

15 Индекс заданного курса/трека



Индекс индицируется в виде М-образной заполненной фигуры голубого цвета. Положение индекса соответствует текущему заданному курсу/путевому углу после нажатия на задатчик путевого угла.



Индекс индицируется в виде М-образной незаполненной фигуры белого цвета. Положение индекса соответствует текущему заданному курсу/путевому углу, предварительно выбранному вращением задатчика путевого угла.

Индикация отсутствует — Если данные курса или угла трека недостоверны.

Если режим HDG или TRK не включен.

16 Сообщения FMS

Сообщения FMS появляются для привлечения внимания пилотов. Они индицируются справой стороны шкалы курса и появляются, когда FMS выбрана и используется как источник навигации.



Сообщение “TERM”, “APPR” информируют пилотов о чувствительности шкалы отклонения FMS. Индикация отображается, когда переключатель LS/FMS/VOR находится в положении FMS и фаза полёта TERMINAL или APROACH. Индикация зелёного цвета.



Сообщение “MSG” информирует пилотов о том, что на FMS есть сообщение. Индикация оранжевого цвета.

© ЗАО «ГСС»



Сообщение “OFST” означает, что самолет летит параллельно активному маршруту. Индикация зелёного цвета.



Сообщение информирует пилота, когда самолёт подходит к следующей точке. Оно показывает, что FMS находится в положении выстраивания маршрута на точку TO-WPT (около 30 с до начала горизонтального маневра). Индикация малинового цвета, первые 3с. мигает, затем в течение 10с высвечивается постоянно.

Индикация отсутствует — Если переключатель LS/FMS/VOR находится не в положении FMS.

17 Индикация указателя азимута РНС комплекта №2

Стрелка показывает азимут на РНС для стрелки №2.

Она отображает информацию относительно выбранной станции ADF2 или VOR2.



Если выбран указатель азимута для VOR. Он индицируется в виде стрелки с указателем ромбовидной формы белого цвета.



Если выбран указатель азимута для ADF. Он индицируется в виде стрелки с указателем ромбовидной формы зелёного цвета.

Индикация отсутствует — Если данные частоты VOR2 или ADF2 недостоверны.

© ЗАО «ГСС»

Радионавигационное средство комплекта №2,



Если выбрано навигационное средство VOR комплекта №2, оно индицируется в правой нижней части дисплея PFD в виде символа состоящего из вертикальных линий и ромба белого цвета, надписи VOR2 белого цвета слева от символа.



Если выбрано навигационное средство ADF комплекта №2, оно индицируется в правой нижней части дисплея PFD в виде символа, состоящего из вертикальных линий и ромба зелёного цвета, надписи ADF2 зелёного цвета слева от символа.



Если навигационное средство комплекта №2 является ADF№1 (ADF№2 не установлено), навигационное средство ADF индицируется в правой нижней части дисплея PFD в виде символа, состоящего из вертикальных линий и ромба зелёного цвета, надписи ADF зелёного цвета слева от символа.

Индикация отсутствует

Если данные недостоверны.

Частота радионавигационного средства №2

Индикация показывает частоту станции VOR или ADF, выбранную пилотом. Информация о частоте расположена ниже указателя азимута радионавигационного средства комплекта №2.



Частота VOR индицируется в виде цифрового значения из пяти цифр белого цвета. Диапазон частот от 100.00 до 199.00MHz, шаг 0.05MHz.



Если данные недостоверны, индицируется пять прочерков оранжевого цвета.



Частота ADF индицируется в виде цифрового значения из пяти цифр зелёного цвета. Диапазон частот от 100.0 до 2999.0KHz, шаг 0.5KHz.



Если данные недостоверны, индицируется пять прочерков оранжевого цвета.

© ЗАО «ГСС»

Режим настройки VOR/ADF №2.

Выбор частоты VOR может выполняться либо автоматически через FMS, или вручную через MCDU или RMP. Частота ADF настраивается вручную через MCDU или RMP. Индикация о режиме настройки отображается с правой стороны от частоты радионавигационного средства №2. Индикация белого цвета.



Если настройка VOR, ADF выполняется вручную.



Если настройка VOR, ADF выполняется через RMP.



Если настройка VOR, ADF выполняется через FMS.

Дальность до VOR DME №2.

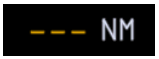
Индицируется под частотой навигационного средства.



Расстояние до VOR DME индицируется в виде цифрового значения из 3-х цифр зелёного цвета в диапазоне от 0.0 до 99.9 NM с шагом 0.1 NM. Единицы измерения индицируются в виде надписи NM белого цвета.



Если расстояние до VOR DME более 100 NM, расстояние будет индицироваться в диапазоне от 100 до 511 NM с шагом 1 NM. Единицы измерения индицируются в виде надписи NM белого цвета.



При выборе другого навигационного средства или недостоверности данных от навигационного средства, индицируется три прочерка оранжевого цвета.

18 Индикация указателя азимута на РНС комплекта №1

Стрелка показывает азимут на РНС для стрелки №1.

Она отображает информацию относительно выбранной станции ADF1 или VOR1.

© ЗАО «ГСС»



Если выбран указатель азимута радионавигационного средства №1 для VOR1. Он индицируется в виде стрелки с указателем круглой формы белого цвета.



Если выбран указатель азимута радионавигационного средства №1 для ADF1. Он индицируется в виде стрелки с указателем круглой формы зелёного цвета.

Индикация отсутствует — Если данные частоты VOR1 или ADF1 недостоверны.

Радионавигационное средство комплекта №1.

Индикация информации о радионавигационном средстве ADF/VOR комплекта №1.



Если выбрано навигационное средство VOR комплекта №1, оно индицируется в левой нижней части дисплея PFD в виде символа, состоящего из линии и круга белого цвета и надписи VOR1 белого цвета справа от символа.



Если выбрано навигационное средство ADF комплекта №1, оно индицируется в левой нижней части дисплея PFD в виде символа, состоящего из линии и круга зелёного цвета и надписи ADF1 зелёного цвета справа от символа.



Если навигационное средство комплекта №1 является ADF№2 (ADF№1 не установлено), навигационное средство ADF индицируется в левой нижней части дисплея PFD в виде символа, состоящего из линии и круга зелёного цвета и надписи ADF зелёного цвета справа от символа.

Индикация отсутствует — Если данные недостоверны.

Индикация частоты, дальности и режима настройки РНС №1 аналогична РНС №2.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАТОР ОТОБРАЖЕНИЯ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА (FMA)

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЗОН FMA

Режимы полета индицируются в четырёх колонках и в три строчки в верхней части PFD. FMA отображает состояние эксплуатационных режимов АР, сообщения состояния (особые условия, отказ, предупреждения), сообщения контроля основных полетных данных и т.д.

1	2	3	4	строки
MACH	TRK	FD AP	FPA +4.5	Строка 1
	LOC*	A/T	VNAV	Строка 2
MACH .45		APP1	FPA +5.8	Строка 3

Первая колонка FMA предназначена для индикации режимов АТ, вторая для горизонтальных режимов, третья отображает режимы состояния АР и АТ и четвертая отображает вертикальные режимы.

В первой строке отображается индикация включённых режимов, во второй, подготовленные режимы и в третьей, предварительно заданные режимы.

ОБРАМЛЕНИЕ РЕЖИМА

	Рамка, зелёного цвета, появляется вокруг только что, включенного режима, высвечивается в течение 10с и служит для привлечения внимания пилотов.
	Рамка, оранжевого цвета, появляется, если режим включён, но характеристики не гарантированы или ухудшены из-за некорректных действий экипажа.

© ЗАО «ГСС»

ВЫНУЖДЕННО ВКЛЮЧЁННЫЙ РЕЖИМ

Понятие “вынужденно включённый режим” связано с включением режима, который появляется в результате некорректных действий экипажа, отказа другого режима.

SPEED MACH THRUST HDG TRK	Режим включён системой из-за отказа другого режима, некорректных действий экипажа, в ряде других случаях. Экипаж должен “подтвердить” вынужденно включённый режим. Сообщение индицируется в виде надписи черного цвета на зеленом фоне.

1.РЕЖИМЫ АВТОМАТА ТЯГИ

ВКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМА АВТОМАТА ТЯГИ

В первой строке, первой колонки зоны FMA, сообщение показывает, какой текущий режим автомата тяги включен.

SPEED	Если режим скорости (SPEED) включен. Индикация надписи зелёного цвета.
MACH	Если режим скорости (MACH) включен. Индикация надписи зелёного цвета.
THRUST	Если режим тяги (THRUST) включен. Индикация надписи зелёного цвета.
A.FLOOR	Если появляется сообщение о включении режима ALPHA FLOOR, требуется немедленное действие пилота. Индикация надписи оранжевого цвета.

© ЗАО «ГСС»

ПРЕДВАРИТЕЛЬНО УСТАНОВЛЕННАЯ ЗАДАННАЯ СКОРОСТЬ

В третьей строчке, первой колонки FMA, индикация показывает, какой режим AT является в данный момент предварительно выбранным и отображается в виде надписи белого цвета на чёрном фоне.

SPEED 305	Индикация отображается, если режим предварительно выбранной скорости включён и значение предварительно заданной скорости достоверно. Значение скорости состоит из трех цифр белого цвета. Диапазон измерения от 0 до 999kt с шагом 1 kt.
MACH .45	Индикация отображается, если режим предварительно выбранной скорости MACH включён и значение предварительно заданной скорости MACH достоверно. Числовая величина состоит из двух цифр, которые индицируют десятые и сотые доли числа MACH, шаг 0.01.
SPEED ---	Индикация отображается, если режим предварительно выбранной скорости включён и данные заданной скорости недостоверны. Цифровое значение индицируется в виде 3-х прочерков оранжевого цвета.
MACH .--	Индикация отображается, если режим предварительно выбранной скорости MACH включён и данные скорости MACH недостоверны. Цифровое значение индицируется в виде точки и 2-х прочерков оранжевого цвета.

© ЗАО «ГСС»

2.РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ КУРСОМ

ВКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМА УПРАВЛЕНИЯ КУРСОМ.

В первой строчке второй колонки зоны FMA, сообщение показывает, какой режим управления курсом в данный момент включен. Индикация в зелёном цвете на чёрном фоне.

	Режим LNAV включён, навигация по курсу выполняется от FMS.
	Режим HDG включён, навигация выполняется через АР вручную.
	Режим TRK включён, навигация выполняется через АР вручную.
	Режим LOC включён, навигация выполняется по курсовому маяку системы захода на посадку ILS.
	Режим LOC* включён, выполняется захват курсового маяка ILS.
	Режим LOC BC включён, навигация выполняется по курсовому маяку системы захода на посадку обратного курса.
	Режим LOC BC * включён, выполняется захват курсового маяка ILS обратного курса.
	Режим GA TRK включён, выполняется уход на 2-ой круг по треку, установленному вручную.
	Режим TO TRK включён, выполняется взлёт по треку, установленному вручную.
	Режим LNAV APP включён, выполняется заход на посадку от FMS.

ПОДГОТОВЛЕННЫЙ РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ КУРСОМ

Во второй строчке второй колонки FMA сообщение показывает, что режим управления курсом подготовлен.

Индикация надписи голубого цвета на чёрном фоне.

	Индикация отображается, если режим захвата курса ILS подготовлен.
	Индикация отображается, если режим захвата обратного курса ILS подготовлен.
	Индикация отображается, если режим LNAV для навигации от FMS подготовлен.

© ЗАО «ГСС»

ОБРАМЛЕНИЕ ПОДГОТОВЛЕННОГО РЕЖИМА УПРАВЛЕНИЯ КУРСОМ

	Обрамление подготовленного режима управления курсом показывает, что новый режим только что подготовлен (индикация менее 10с) и служит для привлечения внимания пилота.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ЗАДАННЫЙ ТРЕК/КУРС

Индикация отображается в третьей строке второй колонки FMA в виде надписи белого цвета на чёрном фоне.

	Если режим предварительно заданного курса выбран и величина заданного курса достоверна.
	Если режим предварительно заданного курса выбран и величина заданного курса недостоверна.
	Если режим предварительно заданного трека выбран и величина заданного трека достоверна.
	Если режим предварительно заданного трека выбран и величина заданного трека недостоверна.

3.СОСТОЯНИЕ ФУНКЦИЙ ВКЛЮЧЕНИЯ АР/АТ

ИНДИКАЦИЯ О ВКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА “АР”

Это сообщение показывает включение автопилота, индикация зелёного цвета.

	АР включен.
	Автопилот только что включен, индикация рамки менее 10 секунд. Она служит для привлечения внимания пилотов.

ИНДИКАЦИЯ О ВКЛЮЧЕНИИ “FD”

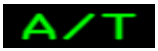
Эта индикация показывает включение FD, индикация зелёного цвета.

	FD включен.
	FD только что включен, индикация рамки менее 10 секунд. Она служит для привлечения внимания пилотов.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ О ВКЛЮЧЕНИИ “АТ”

Сообщение показывает состояние A/T. Оно отображается во второй строчке третьей колонки FMA.

	Если A/T подготовлен, индикация сообщения голубого цвета.
	Если A/T включен, индикация сообщения зелёного цвета.
	Если включен левый A/T.
	Если включен правый A/T.

ОБРАМЛЕНИЕ СООБЩЕНИЯ О ВКЛЮЧЕНИИ “A/T”

	Рамка обрамляющая A/T, зелёного цвета, предупреждает о том, что A/T только что включён, индикация отображается менее 10с.
	Рамка обрамляющая A/T, голубого цвета, предупреждает о том, что A/T только что подготовлен, индикация отображается менее 10с.

4.КАТЕГОРИЯ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

СООБЩЕНИЕ О КАТЕГОРИИ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Сообщение информирует экипаж о возможности самолета выполнения категорированного захода на посадку.

Индикация расположена в третьей строчке третьей колонки FMA.

	Если самолёт имеется возможность захода на посадку по CAT1, индицируется APP1 зеленого цвета на чёрном фоне.
	Если самолёт имеется возможность захода на посадку по CAT2, индицируется APP2 зеленого цвета на чёрном фоне
	Если самолёт имеется возможность захода на посадку по CAT3A или 3B, индицируется APP3 зеленого цвета на чёрном фоне.

© ЗАО «ГСС»

	Индикация вынужденно включённого режима показывает, что категория захода снижена до CAT1. В этом случае инверсное изображение новой категории посадки отображается ограниченное время (сопровождается звуковой сигнализацией), и не требуется подтверждения экипажем.
	Индикация вынужденно включённого режима показывает, что категория захода снижена до CAT2. В этом случае инверсное изображение новой категории посадки отображается ограниченное время (сопровождается звуковой сигнализацией), и не требуется подтверждения экипажем.

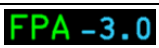
ОБРАМЛЕНИЕ СООБЩЕНИЯ О ВОЗМОЖНОСТИ ЗАХОДА

	Рамка обрамляющая сообщение о возможности захода зелёного цвета отображается, когда появляется сообщение о новом заходе, индикация отображается менее 10 секунд.

5.ВЕРТИКАЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ

ВКЛЮЧЕННЫЙ ВЕРТИКАЛЬНЫЙ РЕЖИМ

В первой строчке 4-ой колонки зоны FMA, сообщение показывает, какой вертикальный режим включен (деградирован или выключен).

	Включён режим выдерживания высоты, индикация зелёного цвета.
	Включён режим захвата заданной высоты, индикация зелёного цвета.
	Включен режим вертикальной скорости и заданная вертикальная скорость достоверна. Индикация “VS” зеленого цвета с числовым значением голубого цвета. Диапазон скорости от (-8000) до 8000 fpm с шагом 1fpm.
	Включен режим FPA и данные заданного FPA достоверны. Индикация “FPA” зеленого цвета с числовым значением голубого цвета в диапазоне от (-9.9) до 9.9 градусов с шагом 0.1 градуса.
	Включён режим набора, индикация зелёного цвета.
	Включён режим снижения, индикация зелёного цвета.

© ЗАО «ГСС»

	Режим вертикальной скорости включён, данные недостоверны. Индикация VS зелёного цвета, 4 прочерка оранжевого цвета.
	Режим FPA включён, данные недостоверны. Индикация FPA зелёного цвета, прочерк, точка, прочерк оранжевого цвета.
	Режим взлёта TO включён. Индикация зелёного цвета, мигает.
	Полёт по глиссаде установлен. Индикация GS зеленого цвета.
	Включён режим захвата глиссады. Индикация GS* зелёного цвета.
	Включён режим ухода на 2-ой круг. Индикация GA зелёного цвета, мигает.
	Включён режим вертикальной навигации VNAV. Индикация VNAV зелёного цвета.
	Включён режим захода с использованием вертикальной навигации VNAV. Индикация VNAV APP зелёного цвета.

ОБРАМЛЕНИЕ ВКЛЮЧЕННОГО ВЕРТИКАЛЬНОГО РЕЖИМА

Обрамление отображается вокруг включенного вертикального режима, чтобы показать изменение режима или деградацию.

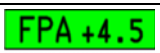
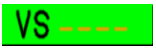
	Отображается рамка зелёного цвета вокруг включенного вертикального режима, чтобы показать изменение режима, индикация рамки менее 10с.
	Отображается рамка оранжевого цвета вокруг включенного вертикального режима, чтобы показать, что вертикальный режим деградирован.

ВЫНУЖДЕННО ВКЛЮЧЁННЫЙ ВЕРТИКАЛЬНЫЙ РЕЖИМ

Отображается в первой строчке 4-й колонки FMA. Индикация черного цвета на зеленом фоне.

	Режим вертикальной скорости вынужденно включён из-за отказа системы или некорректных действий экипажа и заданная вертикальная скорость достоверна. Экипажу необходимо подтвердить вынужденно включённый режим.

© ЗАО «ГСС»

	Режим FPA вынужденно включён из-за отказа системы или некорректных действий экипажа, данные FPA достоверны. Экипажу подтвердить вынужденно включённый режим.
	Режим вертикальной скорости вынужденно включён из-за отказа системы или некорректных действий экипажа. Данные VS недостоверны. Экипажу подтвердить вынужденно включённый режим. Индикация надписи VS черного цвета и 4 прочерка оранжевого цвета на зелёном фоне.
	Режим FPA вынужденно включён из-за отказа системы или некорректных действий экипажа. Данные FPA недостоверны. Экипажу подтвердить вынужденно включённый режим. Индикация надписи FPA черного цвета и точка, прочерк, точка оранжевого цвета на зелёном фоне.

ПОДГОТОВЛЕННЫЙ ВЕРТИКАЛЬНЫЙ РЕЖИМ

Во второй строчке 4-ой колонки FMA, сообщение показывает, какой вертикальный режим в данный момент подготовлен к включению. Сообщение голубого цвета на черном фоне.

	Режим захвата глиссады подготовлен.
	Режим вертикальной навигации подготовлен.
	Режим взлёта подготовлен.
	Режим вертикальной навигации VNAV и захода подготовлен.
	Режим вертикальной навигации VNAV и захвата глиссады подготовлен.
	Режим захвата заданной высоты и глиссады подготовлен.

ОБРАМЛЕНИЕ ПОДГОТОВЛЕННОГО ВЕРТИКАЛЬНОГО РЕЖИМА

	Отображается рамка голубого цвета, чтобы показать новый подготовленный режим. Индикация рамки менее 10с.

© ЗАО «ГСС»

ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ВЫБРАННЫЙ ВЕРТИКАЛЬНЫЙ РЕЖИМ

На третьей строчке 4-ой колонки, режим показывает, какой вертикальный режим предварительно выбран в данный момент. Индикация белого цвета.

VS -500	Режим VS предварительно выбран, величина заданной VS достоверна.
FPA +5.8	Режим FPA предварительно выбран, величина заданного FPA достоверна.
VS ----	Режим VS предварительно выбран, величина заданной VS недостоверна. Индикация VS белого цвета и 4 прочерка оранжевого цвета.
FPA -.-	Режим FPA предварительно выбран, величина заданного FPA недостоверна. Индикация FPA белого цвета и прочерк, точка, прочерк оранжевого цвета.

СООБЩЕНИЯ ПО РАССОГЛАСОВАНИЮ.

1. ОТОБРАЖЕНИЕ ГЛАВНЫХ СООБЩЕНИЙ ПО РАССОГЛАСОВАНИЮ

Сигнализаторы рассогласования обратной связи и сигнализатор несовместимости версий отображаются поверх всех символов на PFD.

2. СООБЩЕНИЯ ПО РАССОГЛАСОВАНИЮ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ

Целью обратной связи является контроль над индикацией критически важных параметров.

Данный контроль осуществляется другими дисплейными блоками.

В случае обнаружения рассогласования индицируется соответствующий сигнализатор.

Сигнал рассогласования показывает расхождение между индицируемыми данными на PFD1, PFD2 или EWD и его вычислением.

Сообщение расположено выше сферы пространственного положения. Индикация оранжевого цвета мигает в течение 9 секунд затем высвечивается постоянно.

CHECK PFD CAPT	Если обнаружено рассогласование обратной связи в PFD1.
CHECK PFD FO	Если обнаружено рассогласование обратной связи в PFD2.
CHECK EWD	Если обнаружено рассогласование обратной связи в EWD.

© ЗАО «ГСС»

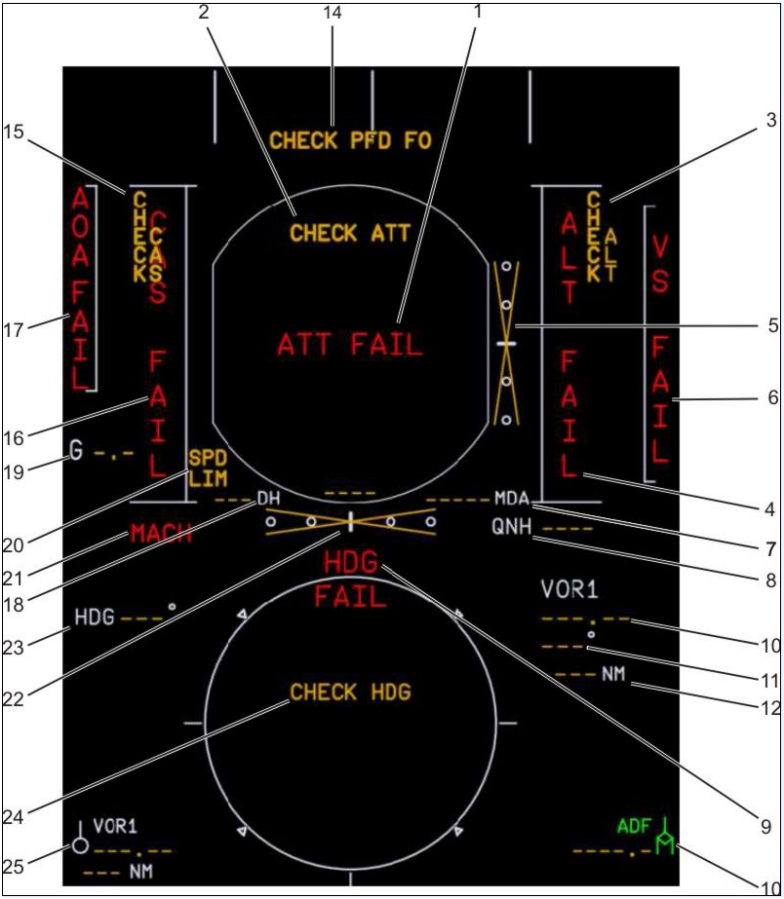
3. ИНДИКАЦИЯ О НЕСОВМЕСТИМОСТИ ВЕРСИЙ ДИСПЛЕЙНЫХ БЛОКОВ.

Этот сигнал показывает рассогласование в программном обеспечении или конфигурационной версии между несколькими дисплейными блоками.

Индикация расположена выше сферы пространственного положения.

DISPLAY VERSIONS NOT IDENTICAL	Сообщение отображается, если версии дисплейных блоков неидентичные. Индикация надписи оранжевого цвета.

СИГНАЛИЗАЦИЯ ОТОБРАЖАЕМАЯ НА PFD



© ЗАО «ГСС»

1 Сообщение ATT FAIL

Высвечивается при потере данных о пространственном положении. Индикация красного цвета.

2 Сообщение CHECK ATT

Высвечивается при рассогласовании данных о пространственном положении между обоими PFD. Индикация желтого цвета.

3 CHECK ALT

Сообщение появляется при возникновении разности в показаниях высоты между двумя PFD. Индикация жёлтого цвета.

4 Сообщение ALT FAIL

Выдаётся вместо вертикальной шкалы высоты при потере данных о высоте полёта. Индикация красного цвета.

5 Индикация шкалы глиссады ILS

Появляются 2 пересекающие желтые линии при отказе глиссадного приемника ILS или недостоверности данных.

6 Сообщение VS FAIL

Выдаётся при потере данных о вертикальной скорости. Индикация красного цвета.

7 Индикация MDA

Когда значения MDA недостоверны или отрицательны, индицируется 5 прочерков желтого цвета.

8 Индикация QNH (QFE)

Появляются 4 прочерка желтого цвета, когда поправка барометрической высоты ADC недостоверна.

9 Сообщение HDG FAIL

Выдаётся при потере данных о курсе самолёта. Индикация красного цвета.

10 Радионавигационное средство навигации

Индицируется 5 прочерков желтого цвета, если данные от источника навигации недостоверны и индицируется 7 прочерков желтого цвета, если источник навигации не определён.

© ЗАО «ГСС»

11 Индикация азимута на радионавигационное средство навигации

Индицируются три прочерка оранжевого цвета, если азимут на источник навигации недостоверен.

12 Расстояние до радионавигационного средства навигации

Индицируются три прочерка оранжевого цвета, если дальность до источника навигации недостоверна.

13 Индикация указателя радионавигационных средств комплекта №2

Появляются прочерки оранжевого цвета, если частота VOR/ADF недостоверна.

14 Сообщение CHECK PFD CAPT (FO)

Появляется в верхней части PFD, если имеется расхождение в показаниях между PFD1 и PFD2 и отсутствие обратной связи. Индикация оранжевого цвета.

15 Сообщение CHECK CAS

Появляется на шкале скорости, когда обнаружено расхождение данных скоростей между источниками ADC.

16 Сообщение CAS FAIL

Появляется на шкале скорости при потере данных о скорости. Индикация красного цвета.

17 Сообщение AOA FAIL

Появляется, когда функция угла атаки недостоверна. Индикация красного цвета.

18 Индикация DH

Появляются 3 прочерка оранжевого цвета, когда данные DH действительны и отрицательны.

19 Сообщение “G —.—”

Появляется, когда функция перегрузки недостоверна или больше чем (+2.2) или (-1.7). Индикация в виде прочерков оранжевого цвета.

20 Сообщение SPD LIM

Появляется, когда данные от системы SWS недостоверны.

© ЗАО «ГСС»

21 Индикация числа MACH

Появляется при отсутствии данных числа M. Индикация красного цвета.

22 Индикация отклонения по курсу шкалы ILS

Появляются две пересекающие желтые линии на шкале курса ILS при недостоверности данных приёмника ILS.

23 Сообщение HDG

Появляются 3 желтые черточки, когда режим HDG включен, величина выбранного значения курса недостоверна.

24 Сообщение CHECK HDG

Появляется при расхождении в показаниях курса PFD1 и PFD2. Индикация желтого цвета.

25 Индикация указателя радионавигационных средств комплекта №1

Появляются прочерки желтого цвета, если частота VOR или расстояние до DME недостоверны.

26 Индикация сигнализатора RA

Появляется при отказе радиовысотомера или недостоверных данных. Индикация в виде прочерков желтого цвета.

Примечание: Все надписи и символы мигают первые 9 секунд, а затем высвечиваются постоянно.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

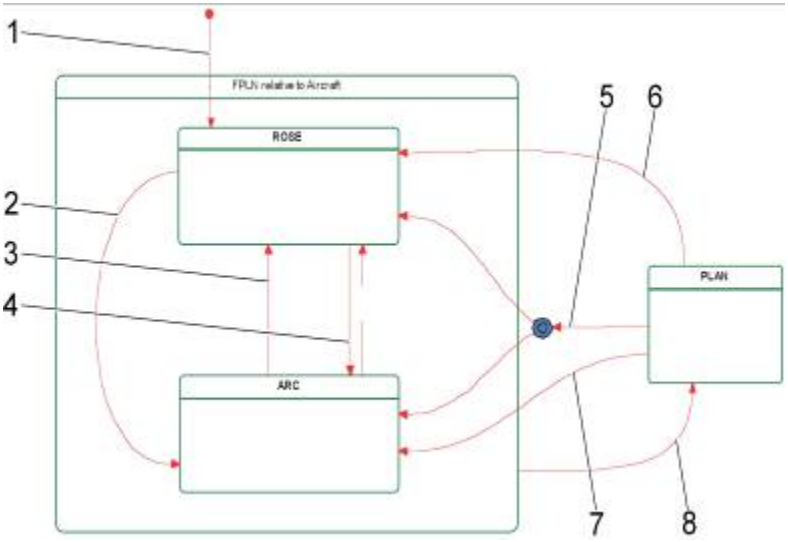
31.65 МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ИНДИКАТОР (MFD) В РЕЖИМЕ “ND”

ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖИМОВ ND

ВЫБОР РЕЖИМА ND

Навигационная информация может отображаться тремя режимами в формате ND: ROSE, ARC, PLAN.

Режим ND зависит от действий пилота на кнопку MODE своего EFCP и предупреждающих сигналов TCAS и TAWS, кроме случая, когда пилот выбирает FMS противоположной стороны. В этом случае, пилот не может прямо воздействовать на режим ND, который установлен действиями с противоположной стороны или предупреждающими сигналами.



Структурная схема режима ND (EFCP и выбранная FMS с одной стороны).

1. После включении питания, индикация ND будет в режиме ROSE.

2. Если мнемокадр ND находится в режиме ROSE, при появлении предупреждающего сигнала от TAWS (при этом сигнал от TCAS отсутствует), ND автоматически переходит в режим ARC.

© ЗАО «ГСС»

3. Если мнемокадр ND находится в режиме ARC, при появлении предупреждающего сигнала TCAS или при отказе пульта EFCP, ND автоматически переходит в режим ROSE.

4. Если мнемокадр ND находится в режиме ARC или ROSE , при кратковременном нажатии на кнопку MODE, происходит переключение из режима ARC в режим ROSE и наоборот.

5. Если ND находится в режиме PLAN, при кратковременном или продолжительном нажатии на кнопку MODE, ND переходит в тот режим, который был выбран до этого (ARC или ROSE).

6. Если ND находится в режиме PLAN, при появлении предупреждающего сигнала от TCAS или отказе EFCP, ND переходит в режим ROSE.

7. Если ND находится в режиме PLAN, при появлении предупреждающего сигнала от TAWS (при этом сигнал TCAS отсутствует), ND автоматически переходит в режим ARC.

8. Если ND находится в режиме ARC или ROSE, при продолжительном нажатии на кнопку MODE, ND переходит в режим PLAN.

ВЫБОР РЕЖИМА ДАЛЬНОСТИ ND

Если EFCP работоспособен и не выбрана FMS противоположной стороны, выбор дальности ND соответствует следующей схеме:

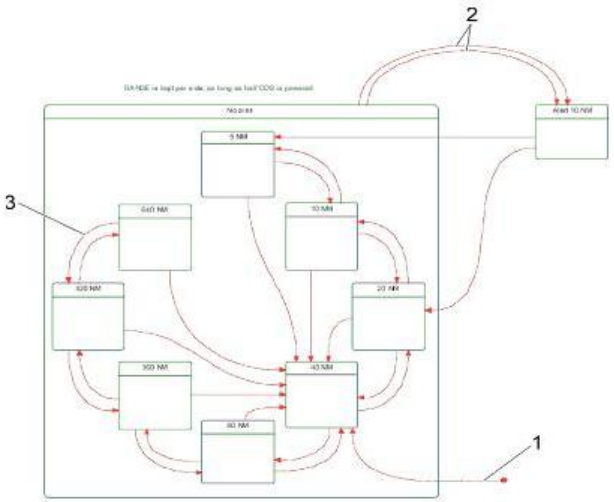


Схема выбора дальности ND (EFCP и выбранная FMS с одной стороны).

© ЗАО «ГСС»

1.После включения питания, выбранный режим дальности будет 40nm.

2.При появлении предупреждающих сигналов от TCAS или TAWS, автоматически выбирается режим дальности 10nm.

3.При отсутствии сигналов от TCAS или TAWS, режима дальности может быть выбран в ручную : 5nm, 10nm, 20nm, 40nm, 80nm, 160nm, 320nm и 640nm.

ВЫБОР ИНДИКАЦИИ WXR ИЛИ TAWS

В режимах ARC или ROSE отображаются данные плана полёта и индикация WEATHER или TERRAIN.

В режиме PLAN отображаются только данные плана полёта.

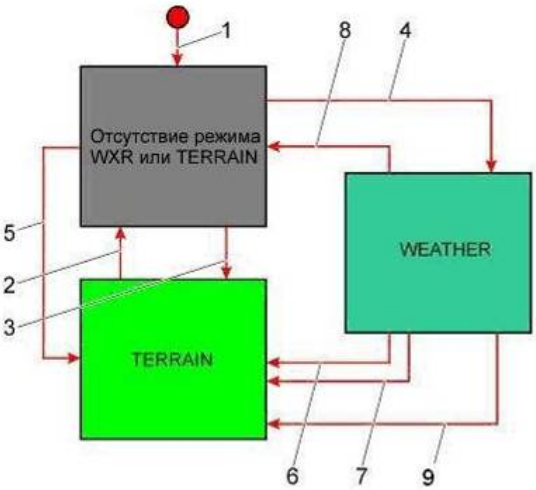


Схема выбора режима WEATHER, TERRAIN (когда используется EFCP)

1. При включении питания, индикация WEATHER или TERRAIN отсутствует.

2. Если была индикация TERRAIN, при длительном нажатии на кнопку WXR/TERR, индикация TERRAIN исчезает.

3. Если индикация отсутствует, и до этого предварительно была выбрана индикация TERRAIN, то при нажатии кнопки WXR/TERR (появляется индикация TERRAIN.

4. Если индикация отсутствует, и до этого предварительно была выбрана индикация WEATHER, при нажатии кнопки WXR/TERR появляется индикация WEATHER.

© ЗАО «ГСС»

5. Если индикация отсутствует, при появлении сигнала TAWS появляется индикация TERRAIN.

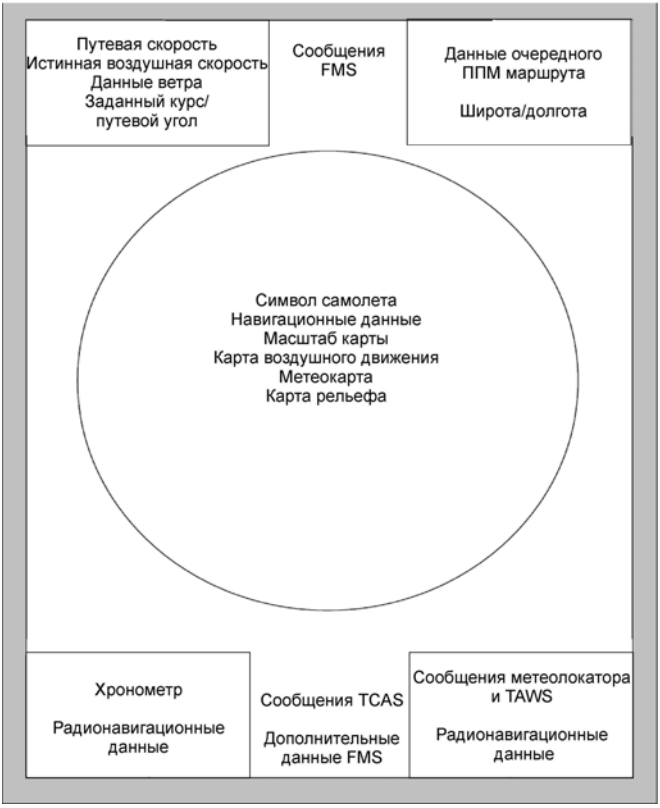
6. Если была индикация WEATHER, при появлении сигнала TAWS появляется индикация TERRAIN.

7. Если была индикация WEATHER, при кратковременном нажатии кнопки WXR/TERR появляется индикация TERRAIN.

8. Если была индикация WEATHER, при длительном нажатии на кнопку WXR/TERR индикация WEATHER исчезает.

9. Если была индикация TERRAIN, при кратковременном нажатии кнопки WXR/TERR появляется индикация WEATHER.

КОМПОНОВКА ИНДИКАЦИИ НА “ND”



© ЗАО «ГСС»

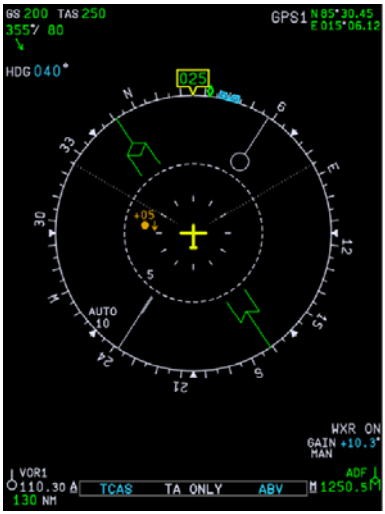
ИНДИКАЦИЯ ОСНОВНЫХ РЕЖИМОВ НА ND

Ниже даны изображения основных режимов навигации ROSE, ARC, PLAN и индикация сообщений.



Отображение режима ARC с данными FMS и TCAS.

© ЗАО «ГСС»

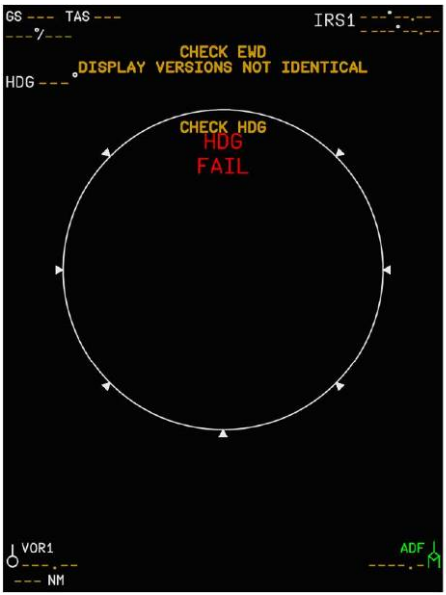


Отображение режима ROSE с данными TCAS (в случае отказа FMS).



Отображение режима PLAN с данными FMS.

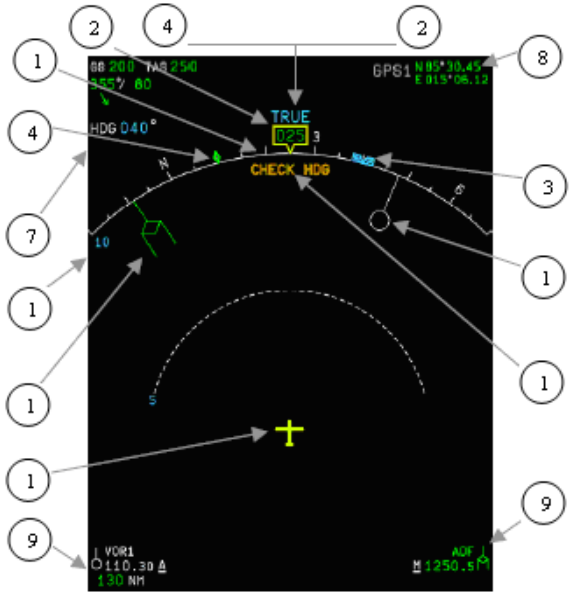
© ЗАО «ГСС»

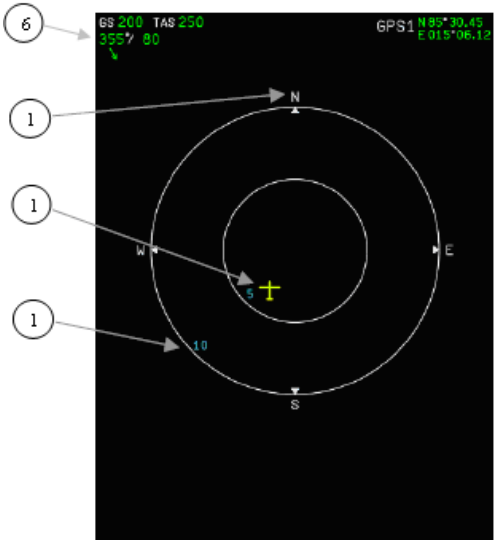


Индикация сообщений на ND.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ НА ND ОСНОВНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ





© ЗАО «ГСС»

1 Неподвижный символ самолета желтого цвета



жёлтый символ самолёта индицируется неподвижным в режимах ARC и ROSE. В режиме PLAN он индицируется и является динамическим объектом.

2 Цифровая индикация курса/путевого угла самолета



Индикация цифрового значения истинного или магнитного курса самолёта. Цифровое значение индицируется в виде трех цифр зеленого цвета с лидирующими нулями в желтой рамке в диапазоне от 001° до 360° с шагом 1°. Рамка с выступом соответствует значениям курса на шкале.



Индикация надписи TRUE голубого цвета появляется над указателем курса, когда он показывает истинный курс.



Индикация курса/путевого угла зелёного цвета в рамке с буквой “G” используется для навигации в области полюса, где истинный курс меняется очень быстро из-за сходимости меридианов.

Индикация отсутствует

Если выбран режим ND PLAN или данные курса недостоверны.

3 Индекс заданного курса/ путевого угла.

Индекс показывает на шкале курса текущий заданный курс или текущий заданный путевой угол в соответствии с выбором пилота. Индекс индицируется на шкале курса в режимах ROSE или ARC.



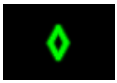
Индекс индицируется в виде м-образной залитой фигуры голубого цвета. Положение индекса соответствует текущему заданному курсу/путевому углу после нажатия на задатчик путевого угла.



Индекс индицируется в виде м-образной не залитой фигуры белого цвета. Положение индекса соответствует заданному курсу/путевому углу, предварительно выбранному вращением задатчика путевого угла.

© ЗАО «ГСС»

4 Индекс текущего путевого угла.



Положение индекса на шкале курса (в режиме ROSE или ARC) соответствует текущему путевому углу (треку). Индекс индицируется в виде незаполненного ромба зелёного цвета, ориентированного относительно символа самолета.

5 Цифровая индикация путевой скорости



Цифровое значение путевой скорости индицируется в верхнем левом углу ND в виде надписи “GS” белого цвета и трех цифр зелёного цвета в диапазоне от 0 до 999 kt с шагом 1 kt. Путевая скорость вычисляется ADS.



При недостоверности вычисленных данных от ADS, вместо цифрового значения путевой скорости индицируются три прочерка оранжевого цвета

Цифровая индикация истинной воздушной скорости



При недостоверности вычисленных данных от ADS, вместо цифрового значения истинной воздушной скорости индицируются три прочерка оранжевого цвета



Цифровое значение истинной воздушной скорости индицируется справа от путевой скорости. Цифровое истинной воздушной скорости индицируется в верхнем левом углу ND в виде надписи “TAS” белого цвета и трех цифр зелёного цвета в диапазоне от 0 до 999 kt с шагом 1 kt.

Истинная воздушная скорость вычисляется ADS.

6 Векторная и цифровая индикация направления и текущей силы ветра.

1.Вектор направления ветра.



Графическая индикация текущего направления ветра относительно истинного или магнитного курса. Индикация расположена ниже путевой скорости и обозначается стрелкой зелёного цвета.

Индикация отсутствует — Если истинное направление ветра, или скорость ветра, или курс недостоверны, или скорость ветра менее 2 kt.

© ЗАО «ГСС»

2. Цифровая индикация направления и текущей скорости ветра.



Направление и текущая скорость ветра индицируются под индикацией путевой и истинной воздушной скорости.

Направление ветра индицируется перед косой чертой белого цвета в виде трех цифр зеленого цвета с лидирующими нулями в диапазоне от 001° до 360°. Единица измерения индицируется в виде символа (°) белого цвета. Текущая скорость ветра индицируется после косой черты в виде трех цифр зеленого цвета без лидирующих нулей в диапазоне от 0 до 256kt с шагом 1 kt. Направление ветра определяется относительно северного направления истинного меридиана.



Если входные параметры истинной воздушной скорости от ADC не получены или недостоверны, то индицируются шесть прочерков зеленого цвета.



Если данные о скорости ветра и направлении недостоверны, то индицируются шесть прочерков оранжевого цвета.

7 Заданное цифровое значение курса/путевого угла.



Цифровая индикация заданного курса/трека расположена под индикацией ветра.

Заданный курс/трек индицируется в виде надписи “HDG”/”TRK” белого цвета и цифрового значения справа от надписи. Цифровое значение индицируется в виде трех цифр голубого цвета с лидирующими нулями в диапазоне от 001° до 360° с шагом 1. Единица измерения индицируется в виде символа (°) белого цвета.



Если данные о заданном курсе/треке недостоверны, вместо цифрового значения индицируются три прочерка оранжевого цвета.



Если режим курса/трека предварительно задан, (т.е. задатчик курса не нажат на пульте EFCP), то индицируется цифровое значение курса/трека белого цвета.

© ЗАО «ГСС»

8 Индикация широты и долготы

В случае потери оборудования FMS1 и FMS2, все данные FMS, отображаемые в верхнем правом углу ND, исчезают, и появляется индикация текущих координат широты и долготы от других источников. Слева от координат белым цветом индицируется активный источник данных, по которому определяется широта и долгота. Существуют следующие варианты индикации:



Если источник GPS1 выбран со стороны капитана или второго пилота и координаты от GPS1 достоверны.



Если источник GPS2 выбран со стороны капитана или второго пилота и координаты от GPS2 достоверны.



Если данные от GPS 1 и 2 недостоверны, GLONASS неустановлен, или его данные недостоверны и выбранным источником навигации является IRS1.



Если данные от GPS 1 и 2 недостоверны, GLONASS неустановлен, или его данные недостоверны и выбранным источником навигации является IRS2.

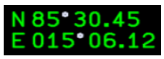


Если данные от GPS 1 и 2 недостоверны, GLONASS неустановлен, или его данные недостоверны и выбранным источником навигации является IRS3.



Если данные от GPS 1 и 2 недостоверны, оборудование установлено и координаты от GLONASS достоверны.

Индикация цифровых значений широты и долготы соответствует текущему местоположению самолёта.



Широта и долгота индицируются в виде двух строк:

— В первой строке индицируется широта, обозначенная буквой “N” (S) и её цифровое значение в градусах, состоящее из 2-ух цифр зелёного цвета с лидирующими нулями в диапазоне от 00 до 90 с шагом 1°.

— Во второй строке индицируется долгота, обозначенная буквой “E” (W) и её цифровое значение в градусах, состоящее из 3-х цифр зелёного цвета с лидирующими нулями в диапазоне от 000 до 180 с шагом 1°.

Цифровые значения минут широты и долготы индицируются после значений градусов в виде 4-х цифр зеленого цвета с лидирующими нулями в диапазоне от 00.00 до 59.99 минут, с шагом 0.01 мин.



Если данные широты и долготы недостоверны, индицируются прочерки оранжевого цвета.

© ЗАО «ГСС»

9 Данные навигационных средств.

Когда переключатель ADF/VOR на EFCP установлен в положение ADF или VOR, то VOR индицируется белым цветом и ADF - зеленым цветом.

ND отображает следующие данные навигационных средств:

– Тип навигационного средства



Навигационное средство VOR комплекта №1 индицируется в левой нижней части дисплея ND в виде символа, состоящего из линии и круга белого цвета и надписи VOR1 белого цвета справа от символа



Навигационное средство ADF комплекта №1 индицируется в левой нижней части дисплея ND в виде символа, состоящего из линии и круга зеленого цвета и надписи ADF1 зеленого цвета справа от символа



Если навигационное средство комплекта №1 является ADF1 и ADF2 не установлено, навигационное средство ADF комплекта №1 индицируется в левой нижней части дисплея ND в виде символа, состоящего из линии и круга зеленого цвета и надписи ADF зеленого цвета справа от символа



Навигационное средство VOR комплекта №2 индицируется в правой нижней части дисплея ND в виде символа, состоящего из линий и ромба белого цвета и надписи VOR2 белого цвета слева от символа



Навигационное средство ADF комплекта №2 индицируется в правой нижней части дисплея ND в виде символа, состоящего из линий и ромба зеленого цвета и надписи ADF2 зеленого цвета слева от символа



Если навигационное средство комплекта №2 является ADF1 и ADF2 не установлено, навигационное средство ADF индицируется в правой нижней части дисплея ND в виде символа, состоящего из линий и ромба зеленого цвета и надписи ADF зеленого цвета слева от символа

– Частота навигационного средства

Индикация соответствует частоте станции VOR или ADF заданной пилотом. Индикация частоты расположена ниже индикации типа навигационного средства.



Частота VOR индицируется в виде цифрового значения из 5 цифр белого цвета. Диапазон частот от 100.00 до 199.95 MHz, шаг 0.05 MHz.

© ЗАО «ГСС»



Если данные частоты VOR недостоверны, индицируется 5 прочерков оранжевого цвета.



Частота ADF индицируется в виде цифрового значения из 5 цифр зеленого цвета. Диапазон частот от 100.0 до 2999.5 KHz, цена деления 0.5 KHz.



Если данные частоты ADF недостоверны, индицируется 5 прочерков оранжевого цвета..

– Дальность до маяка VOR DME

Индицируется под частотой навигационного средства



Если дальность до VOR DME менее 100NM, дальность индицируется в виде цифрового значения из 3-х цифр зелёного цвета в диапазоне от 0.0 до 99.9 NM, с шагом 0.1 NM. Единицы измерения индицируются в виде надписи NM белого цвета.



Если дальность до VOR DME более или равно 100 NM, дальность будет индицироваться в диапазоне от 100 до 511 NM с шагом 1 NM. Единицы измерения индицируются в виде надписи NM белого цвета.



При выборе другого навигационного средства или недостоверности данных от навигационного средства индицируется три прочерка оранжевого цвета.

– Режим настройки навигационного средства

Индикация режима настройки отображается справа/слева от индикации частоты навигационного средства в виде подчеркнутой буквы белого цвета.



Индикация режима автоматической настройки навигационного средства по средствам FMS.



Индикация режима ручной настройки навигационного средства.



Индикация режима ручной настройки радиосредства пилотом с помощью пульта RMP.

© ЗАО «ГСС»

10 Стрелочный указатель азимута

Указатель азимута комплекта №1



Индицируется в виде стрелки с указателем круглой формы белого цвета для VOR.



Индицируется в виде стрелки с указателем круглой формы зелёного цвета для ADF.

Указатель азимута комплекта №2



Индицируется в виде стрелки с указателем ромбовидной формы, белого цвета для VOR.



Индицируется в виде стрелки с указателем ромбовидной формы, зелёного цвета для ADF.

11 Шкала курса

– Шкала курса в режиме ROSE



Шкала курса индицируется в виде окружности белого цвета, и отцентрирована относительно символа самолёта. Шкала отградуирована маленькими метками через 5º, и большими метками через 10º.

Индикация цифровых значений (десятков), выполнена через 30 градусов, начиная с 3 (3, 6, 12, 15, 21, 24, 30, 33). Основные направления обозначены буквами N, E, S и W.

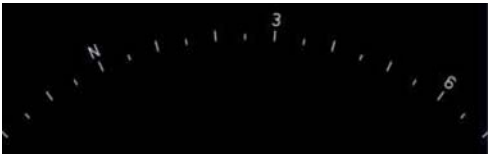
Шкала курса вращается против часовой стрелки вокруг изображения самолёта в соответствии со значением курса таким образом, что вверху шкалы индицируется текущий курс.



При отсутствии данных курса, отображается неподвижный белый круг с индикацией надписи HDG FAIL красного цвета в верхней части круга.

© ЗАО «ГСС»

– Шкала курса в режиме ARC



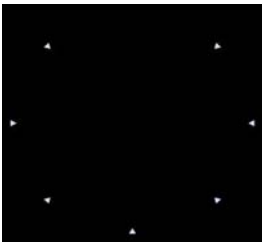
– Видимая часть шкалы отображается в виде сегмента с диапазоном курса 90 градусов. Индикация шкалы идентична режиму ROSE.



– При отсутствии данных курса, отображается в виде неподвижного сегмента белого цвета с индикацией надписи HDG FAIL красного цвета в верхней части сегмента.

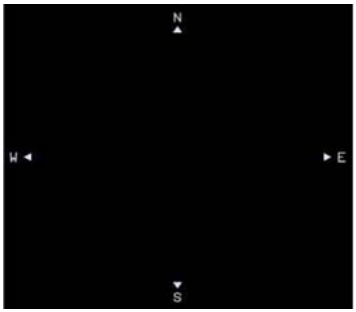
12 Статические маркеры.

Маркеры соответствуют фиксированным значениям курса в режимах ROSE и PLAN.



В режиме ROSE на шкале индицируется 7 маркеров, в виде залитых треугольников белого цвета и расположены на углах: 45, 90, 135, 180, 225, 270 и 315 градусов.

© ЗАО «ГСС»



В режиме PLAN на шкале курса индицируется 4 маркера в виде залитых треугольников белого цвета с индикацией основных направлений: “N”-0º, “E”-90º, “S”- 180º и “W”-270º.

13 Сообщение о рассогласовании курса

CHECK HDG

Сообщение предупреждает экипаж о расхождении данных по курсу, обнаруженном между данными, используемыми КВС и 2-ым пилотом. Индикация расположена в верхней части шкалы курса с внутренней стороны в виде надписи CHECK ALT желтого цвета. Сообщение мигает в течение 9с, затем высвечивается постоянно.

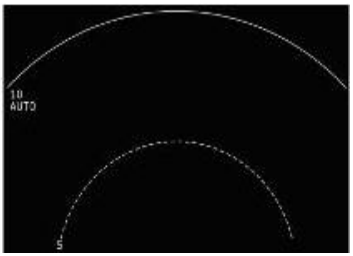
14 Выбор дальности

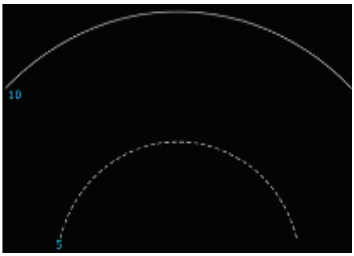
Индикация автоматического/ручного регулирования дальности в режиме ARC.

Выбора дальности дает пилоту возможность определять на дисплее расстояние до любого объекта в области карты. Дальность определяется радиусом дуги или окружности, индицируемых на ND.

Дальность выбирается автоматически или вручную.

Ручное регулирование дальности производится с помощью регулятора “RANGE” на пульте EFCP.





© ЗАО «ГСС»

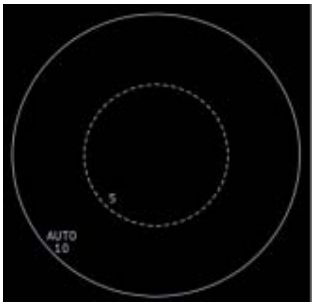
Индикация дальности состоит из:

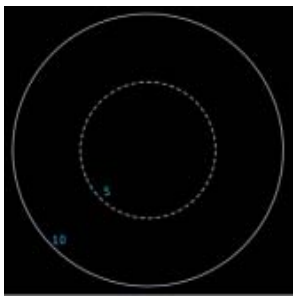
- Внешней дуги в виде сплошной линии белого цвета, ограничивающей сектор с углом в 90º, центр дуги соответствует местоположению символа самолета.
- Цифровой величины дальности состоящей из 3-х чисел голубого цвета, (при ручном регулировании дальности), или 3-х чисел белого цвета с надписью AUTO (при автоматическом регулировании), расположенных слева с внутренней стороны внешней дуги.
- Внутренней дуги в виде пунктирной линии белого цвета, ограничивающей сектор в 150º; центр дуги соответствует местоположению символа самолета. Радиус внутренней дуги соответствует половине радиуса внешней дуги.
- Цифровой величины дальности состоящей из 3-х чисел голубого цвета, (при ручном регулировании дальности), или 3-х чисел белого цвета (при автоматическом регулировании), расположенных внизу слева на продолжении внутренней дуги.

Индикация автоматического/ручного регулирования дальности в режиме ROSE.

Индикация регулирования дальности состоит из:

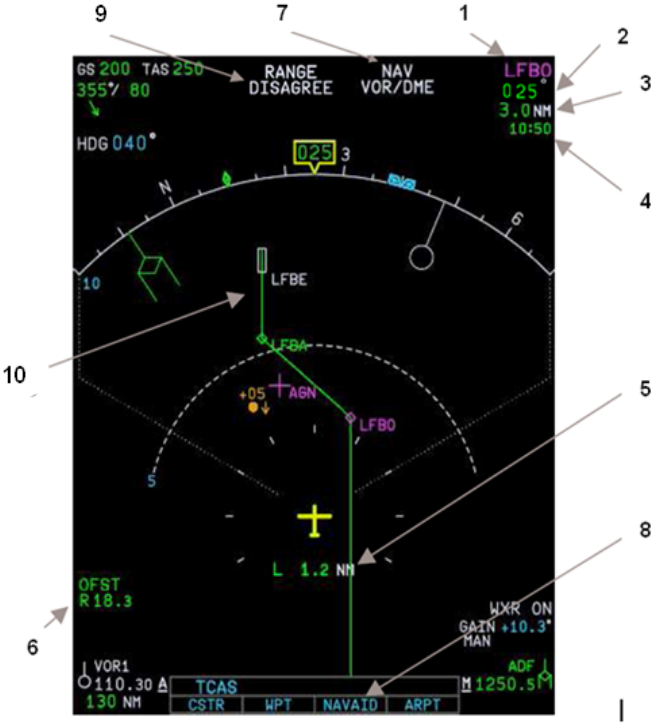
- Внешнего белого круга в виде сплошной окружности, центр круга соответствует местоположению символа самолета.
- 3-х цифр голубого цвета (при ручном выборе дальности), расположенных внизу слева, с внутренней стороны внешней окружности.
- индикации надписи AUTO и 3-х цифр голубого цвета, расположенных внизу и (при автоматическом выборе режима дальности), слева, вдоль внешнего круга.
- Внутреннего белого круга в виде пунктирной окружности, радиус которого равен половине радиуса внешнего круга.





© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМ НАВИГАЦИИ “ARC” С ДАННЫМИ FMS



1 Идентификатор точки FMS



Идентификатор пункта маршрута, в который следует самолёт. Индикация надписи малинового цвета, расположена в верхней части ND в правом углу и состоит максимум из 7 букв.



В случае недостоверности данных о следующем пункте маршрута, индицируется 7 прочерков оранжевого цвета

2 Цифровое значение трека, заданного FMS.



Цифровое значение заданного угла трека индицируется в виде трех цифр зелёного цвета в диапазоне от 001 до 360 ° и расположено под идентификатором пункта маршрута.



В случае недостоверности данных о заданном треке, индицируется 3 прочерка оранжевого цвета

© ЗАО «ГСС»

3 Расстояние до следующего пункта маршрута, заданное FMS.



Расстояние до следующего пункта маршрута индицируется в виде трех цифр зеленого цвета в диапазоне от 0.1 nm до 99.9 nm, с шагом 0.1 nm или от 100 nm до 999 nm, с шагом 1nm.

Единицы измерения “NM” индицируются в виде надписи белого цвета.



Если данные о расстоянии до следующего пункта маршрута недостоверны, то индицируются три прочерка оранжевого цвета.

4 Расчетное время прибытия (ETA) в ближайший пункт маршрута, заданное FMS.



Расчетное время прибытия в ближайший пункт маршрута индицируется в виде 2-х цифр зеленого цвета в диапазоне от 00часов до 23 часов, шагом 1 час и двух цифр зеленого цвета в диапазоне от 00 до 59 минут, с шагом 1минута.



Если данные ETA недостоверны, индицируются 4 прочерка оранжевого цвета.

5 Индикация отклонения от траектории горизонтального полёта, определяемой в FMS.



Боковое отклонение индицируется в виде числа состоящего из 3-х цифр зеленого цвета в диапазоне от 0.0 до 99.9 NM, с шагом 0.1NM.

Буква “L” или “R” зеленого цвета показывает сторону отклонения и индицируется слева от цифрового значения отклонения от заданной траектории горизонтального полёта.

Единицы измерения “NM” индицируются белым цветом.

6 Сообщение о введении в план полёта параллельного маршрута



Если введён параллельный план полёта, ND индицирует сообщение для пилотов о величине бокового смещения в NM. Боковое смещение индицируется в виде 2-х строк с текстом зелёного цвета и состоит из обозначения “OFST”, стороны смещения “L” или “R” и цифровой величины из 3-х цифр в диапазоне от 0.0 nm до 99.9 nm, шаг 0.1 nm.



Если величина бокового смещения введена неправильно, индикация о стороне смещения и цифровая величина отсутствуют

© ЗАО «ГСС»

7 Рекомендательные сообщения FMS

На кадре ND определена зона, в которой индицируются рекомендательные сообщения FMS.

	Индицируется в случае, когда режим счисления пути является текущий навигационный режим Dead Reckoning. Индицируется в виде надписи оранжевого цвета.
	Сообщение индицируется, когда точность GPS потеряна. Индицируется в виде надписи оранжевого цвета.
	Сообщение индицируется, когда все данные карты не могут быть отображены на дисплее. Индицируется в виде надписи оранжевого цвета.
	Сообщение индицируется, если дальность и режим ND управляются FMS с противоположной стороны. Индицируется в виде надписи белого цвета.
	Сообщение индицируется в случае текущего навигационного режима с использованием DME. Индицируется в виде надписи белого цвета.
	Сообщение индицируется в случае текущего навигационного режима с использованием VOR/DME. Индицируется в виде надписи белого цвета.
	Сообщение индицируется в случае текущего навигационного режима с использованием инерциальной системы. Индицируется в виде надписи белого цвета.
	Сообщение индицируется, если фактическая навигационная характеристика (ANP) больше чем требуемая навигационная характеристика (RNP). Индицируется в виде надписи оранжевого цвета.
	Сообщение индицируется, если дальность, выбранная FMS несовместима с выбранной дальностью на EFCP. Индицируется в виде надписи белого цвета.

© ЗАО «ГСС»

Сообщение об ошибке FMS



Сообщение индицируется для сообщения пилоту о невозможности индикации плана полетов FMS.

8 Индикация дополнительных данных FMS

Отображение символов данных FMS (ограничения, аэропорты, навигационные средства или другие точки), которые находятся вне текущего плана полета, является дополнительным. Они могут индицироваться в режиме ROSE, или ARC, путем нажатия на пульте EFCP кнопок CSTR, ARPT, WPT и NAVAID.

Индикация дополнительных данных FMS отображается внутри рамки серого цвета, которая расположена в нижней части ND.

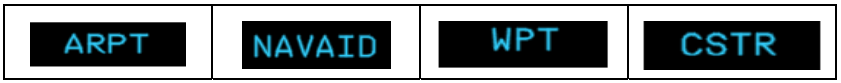


Индикация дополнительных данных отображается в том же порядке, как на EFCP:

– Со стороны CAPT слева направо:



– Со стороны F/O слева направо:



Если режим ND PLAN, шина FMS и дополнительные данные недостоверны, индикация дополнительных данных от FMS отсутствует.

9 Рекомендательные сообщения CDS

Определённая зона в верхней части ND, в которой CDS отображает определённые рекомендательные сообщения:



Сообщение отображается в случае, когда данные карты индицируются не полностью.



Сообщение отображается в случае, когда дальность и режим ND управляются с противоположной FMS.



Сообщение отображается в случае, когда выбранная дальность FMS не соответствует выбранной дальности на пульте EFCP.

© ЗАО «ГСС»

10 Данные карты FMS

Некоторые символы (точки плана полёта, участки маршрута и ВС нарушители) отображаются в системе географических координат:

- В абсолютных координатах для FMS: широта/долгота,
- В координатах относительно самолёта для TCAS: азимут/расстояние.

Зона карты в режиме ARC и ROSE

Символы FMS и TCAS отображаются внутри определённой зоны ND, называемой “map area”.

В режиме ARC и ROSE зона карты определяется:

- Опорной точкой самолёта и проекцией опорной точкой, которые расположены между крылом и линией фюзеляжа опорного символа самолёта, отображающей текущею широту и долготу самолёта на FMS.
- Масштаб определяется отношением между текущей выбранной дальностью и радиусом внешней дуги дальности.
- Направление определяется текущим истинным курсом.

Зона карты в режиме PLAN

В режиме PLAN зона карты определяется:

- Проекция опорной точки расположена в центре внешнего круга дальности.
- Масштаб определяется отношением между текущей выбранной дальностью и радиусом внешнего круга дальности.
- Направление самолёта определяется текущим истинным курсом.

Опорный символ самолёта в режиме PLAN



Опорный символ самолёта индицируется в виде схематичного изображения самолета желтого цвета, расположенного внутри зоны карты режима PLAN. Символ вращается вокруг центра расположенного в пересечении линии фюзеляжа и крыла по часовой стрелке в соответствии с истинным курсом. Символ перемещается в соответствии с широтой и долготой заданной от FMS. Местоположение на дисплее зависит от широты и долготы ориентира MRP и выбранного масштаба карты.

© ЗАО «ГСС»

Индикация отсутствует	Если истинный курс недостоверен, или широта и долгота MRP (map reference point) ошибочна, или широта и долгота самолёта в FMS недостоверна.

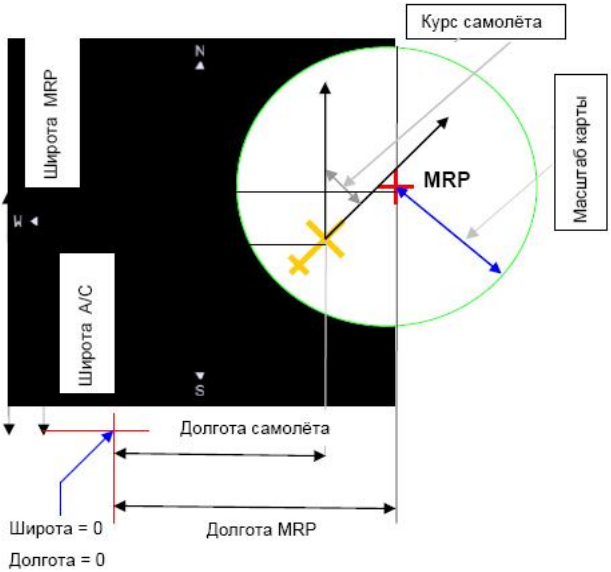


Рисунок опорной точки карты в режиме PLAN

Маршрут полета.

1. Активный основной план полёта.

FMS отображает активный план полёта, как последовательность векторов и углов.

© ЗАО «ГСС»

Участки и дуги активного плана полёта состоят из сплошных линий зелёного цвета.

Они отображаются в соответствии с опорной точкой самолёта в области карты, масштабом и направлением.

2. Измененный основной план полёта.

Когда происходит изменение плана полёта, FMS отображает изменение плана полёта через векторы и углы только относительно тех участков изменённого плана полёта, который отличается от активного плана полёта.

Участки и дуги измененного основного плана полёта отображаются пунктирными линиями зелёного цвета.

Они отображаются в соответствии с опорной точкой самолёта в области карты, масштабом и направлением.

3. План полёта с горизонтальным смещением.

Если пилот выбирает горизонтальное смещение активного плана полёта, FMS вычисляет координаты нужной точки смещения, чтобы определить траекторию смещения и отображает объединенные векторы и углы.

Участки и дуги смещенного плана полёта обозначены пунктирными линиями зелёного цвета.

Они отображаются в соответствии с опорной точкой самолёта в области карты, масштабом и направлением.

4. Неактивный план полёта.

Два независимых плана полёта могут быть обеспечены FMS, и только один план полёта является активным в одно и тоже время.

Участки и дуги неактивного плана полёта обозначаются сплошными линиями голубого цвета.

Они отображаются в соответствии с опорной точкой самолёта в области карты, масштабом и направлением.

5. Отображение боковой точки FIX.

Пилот может выбрать опорную точку (SRP- SELECTED REFERENCE POINT), которая дает возможность вычисления траверза, линии положения и расстояния до пересечения с активным планом полёта.

Эта функция захвата отображается через символ SRP и через одну или несколько линий положения, которые пересекаются с планом полёта.

Участки и дуги линии положения отображаются пунктирными линиями голубого цвета.

© ЗАО «ГСС»

Они отображаются в соответствии с опорной точкой самолёта в области карты, масштабом и направлением.

6. Окружность дальности SRP

SRP индицируется в виде символа с окружностью, радиус окружности определяется пилотом с помощью MCDU. Круг обозначается пунктирными линиями голубого цвета с центром SRP.

Точки плана полёта (Промежуточные пункты маршрута).

1.Индикация точки плана полёта на ND

Символ с текстовым сообщением, содержащим до двух линий), который обозначает важные точки пересечения плана полёта (промежуточные пункты маршрута). Все типы точек могут отображаться одновременно во всех режимах ND.

Тип определяется цветом символа.

Поворотные точки маршрута индицируются в виде ромба зеленого цвета.

Точка, на которую следует самолет, индицируется в виде ромба малинового цвета.





2.Индикация аэропортов плана полёта на ND

Для отображения аэропортов в зоне карты ND существует 4 типа символов :

- Неподвижный символ аэропорта вылета/назначения активного плана полёта, когда направление ВПП неизвестно.
- Символ аэропорта вылета/назначения повернут вокруг исходной точки, когда масштаб дальности ND больше 80 nm и направление ВПП известно.
- Символ аэропорта вылета/назначения повернут вокруг исходной точки, когда масштаб дальности ND меньше 160 nm и направление ВПП известно.
- Неподвижный символ других аэропортов, которые не являются частью плана полёта. Эти символы отображаются, когда выбраны экипажем на EFCP.

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Два символа повернутые вокруг исходной точки ориентированы относительно истинного меридиана. Направление истинного меридиана на экране зависит от текущего режима ND. Каждый символ обозначает местоположение и идентификационное обозначение аэропорта.

1.Индикация аэропорта вылета/назначения на ND

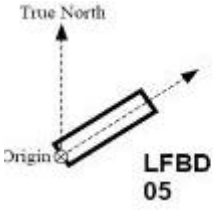
Этот символ обозначается в виде звезды белого цвета внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением. Исходным местоположением точки является центр звезды. Для идентификации аэропорта, ниже справа расположено буквенное сообщение белого цвета состоящее максимум из 5 строк по 8 букв.





2.Индикация аэропорта ориентированного относительно меридиана

Символ отображается в виде белого прямоугольника внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением. Справа, ниже от символа расположено идентификационное текстовое сообщение белого цвета. Символ ориентирован относительно истинного меридиана в соответствии с курсом ВПП повёрнутого вокруг его исходной точки.





На первой строчке отображается идентификационное обозначение аэропорта (количество сток – до 5, количество букв до 8) и во второй строчке номер ВПП.

3.Индикация взлётно-посадочной полосы аэропорта на ND

Символ отображается в виде двух белых линий внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением.

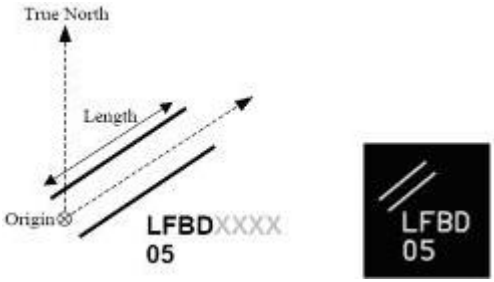
Символ ориентирован относительно истинного меридиана в соответствии с курсом ВПП повёрнутого вокруг его исходной точки. Длина линий символа отображается в масштабе в соответствии с длиной ВПП от исходной точки.

© ЗАО «ГСС»

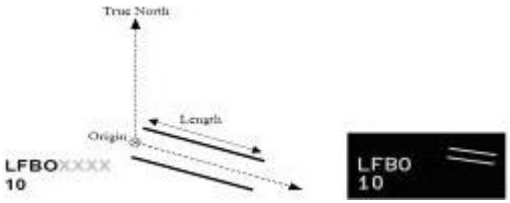
На первой строчке отображается идентификационное обозначение аэропорта (количество сток – до 5, количество букв до 8) и во второй строчке номер ВПП.

Данные ВПП отображаются:

Справой стороны символа ВПП, если направление ВПП меньше 82.5º и меньше 262.5º.



С левой стороны символа ВПП, если направление ВПП больше 82.5º и больше 262.5º.



4.Индикация другого аэропорта на ND



Символ отображается в виде звезды малинового цвета внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением. Исходное положение точки находится в центре звезды. Справа, внизу от символа отображается идентификационное обозначение аэропорта малинового цвета состоящее максимум из 5 строк и 8 букв.

© ЗАО «ГСС»

Индикация навигационных средств на ND

1.Индикация VOR на ND

Символ отображается в виде креста голубого цвета внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением. Символ отображает положение станции VOR, когда навигационное средство выбрано на EFCP.





Идентификационное обозначение навигационного средства отображается справа внизу от символа до 5 строк и 8 букв. Символы индицируется в следующих вариантах:

- Символ голубого цвета, для настроенных VOR,
- Символ малинового цвета, когда VOR не является частью плана полёта.

2.Индикация DME/TACAN на ND





Символ отображается в виде круга голубого цвета внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением.

Символ отображает положение станций DME или TACAN, которые не объединены с VOR, когда навигационное средство выбрано на EFCP.

Идентификационное обозначение навигационного средства отображается справа внизу от символа до 5 строк и 8 букв. Символы индицируется в следующих вариантах:

- Символ голубого цвета, для настроенных DME или TACAN,
- Символ малинового цвета, когда DME или TACAN не является частью плана полёта.

3. Индикация VOR/DME на ND





Символ отображается в виде круга с черточками голубого цвета внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением.

© ЗАО «ГСС»

Символ VOR/DME отображает положение станции VOR, оборудованного DME (включая также станции VOR объединенные с TACAN), когда навигационное средство выбрано на EFCP.

Идентификационное обозначение навигационного средства отображается справа внизу от символа до 5 строк и 8 букв. Символы индицируется в следующих вариантах:

- Символ голубого цвета, для настроенных VOR/DME;
- Символ малинового цвета, когда VOR/DME не является частью плана полёта.

4.Индикация NDB на ND





Символ отображается в виде треугольника малинового цвета внутри зоны карты в соответствии с опорной точкой самолёта, масштабом и направлением. Символ отображает положение станции NDB, когда навигационное средство выбрано на EFCP.

Идентификационное обозначение навигационного средства отображается справа внизу от символа в 5 строк до 8 букв.

Индикация точек профиля полёта

Точки профиля полёта являются специфическими псевдоточками, которые дают информацию о вертикальном профиле плана полёта.

1. Индикация точки начала снижения (T/D)



Символ точки начала снижения показывает местоположение точки начала снижения, вычисленное FMS, чтобы обеспечить соответствие ограничениям по высоте.

Символ отображается в виде ломаной стрелки белого цвета, отображающей профиль снижения.

2. Индикация точки окончания снижения (E/D)



Символ точки окончания снижения показывает местоположение точки окончания снижения, вычисленное FMS, чтобы обеспечить захват заданной высоты.

Символ отображается в виде ломаной стрелки белого цвета, отображающей профиль выравнивания высоты после снижения.

© ЗАО «ГСС»

3. Индикация точки ступени набора (S/C)



Символ точки ступени набора показывает местоположение точки набора высоты, вычисленное FMS, где необходимо начать набор заданной высоты.

Символ отображается в виде ломаной стрелки белого цвета, отображающей профиль перехода самолёта к набору высоты после горизонтального полёта.

4. Индикация точки набора заданной высоты (T/C)



Символ точки набора высоты показывает местоположение точки, прогнозируемое FMS для достижения заданной высоты.

Эти прогнозируемые точки вычисляются и регулярно обновляются FMS в соответствии с характеристиками самолёта.

Символ отображается в виде ломаной стрелки белого цвета , отображающей профиль перехода самолёта к горизонтальному полёту после набора.

5. Индикация точки начала автоматического снижения скорости



Символ точки начала снижения скорости отображает точку, в которой начинается процесс автоматического торможения скорости.

Символ отображается в виде описанного круга белого цвета с буквой “D”.

Зона ожидания и процедуры разворотов

Зона ожидания предназначена для выполнения маневров, которые позволяют самолёту находиться в пределах определённой зоны пространства, когда он ожидает дальнейшего разрешения для маневра.

Процедура разворота, есть маневр, в котором разворот делается в сторону от заданного трека, затем следует разворот в обратном направлении, чтобы позволить самолёту захватить заданный трек и следовать в направлении заданного трека в обратном направлении.

Существует два типа индикации зоны ожидания:

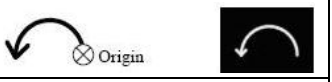
Отображение зоны ожидания символом, когда масштаб ND больше чем 40 nm или процедура не является частью активного или следующего участка,

Отображение всей зоны ожидания с участками и дугами.

© ЗАО «ГСС»

1. Индикация зоны ожидания

Зона ожидания или процедура разворота отображается с помощью символа, в случае если она не является частью активного или следующего участка плана полёта или, если масштаб больше чем 40 nm.

 	Символ отображается в виде круглой стрелки белого цвета направленной влево или вправо от исходной точки. Развороты ориентированы относительно истинного меридиана в соответствии с курсом входа.

Индикация хронометра

Хронометр отображает индикацию пройденного времени, после того как пилот включил хронометр. Индикация расположена в левой нижней части, над индикацией комплекта навигационных средств №1, внутри белой рамки и имеет следующие варианты индикации:

	Индицируются 2 зелёные цифры от 00 до 59 минут, шаг 1 мин с обозначением единиц измерений белого цвета “MN” и 2 зелёные цифры от 00 до 59 секунд, шаг 1 сек. с обозначением единиц измерений белого цвета “S”.
	Индицируются 2 зелёные цифры от 00 до 99 часов, шаг 1 час, с обозначением единиц измерений белого цвета “H” и 2 зелёные цифры от 00 до 59 минут, шаг 1 мин., с обозначением единиц измерений белого цвета “MN”.

Индикация ограничений

Если дополнительные данные ограничений (CSTR) выбраны на EFCP, дополнительная информация отобразится рядом с идентификатором точки. Данная информация контролируется FMS

Если режим CSTR активизирован, индикация надписи для ограничения расширяется с помощью дополнительного текста, вот почему некоторые символы определяются с помощью текста состоящего из 5 строчек:

- 1 строчка: идентификатор точки,
- 2 строчка: ограничение высоты,
- 3 строчка: ограничение скорости,
- 4 строчка: ограничение ETA,
- 5 строчка: ограничение RTA.

Индикация ограничения рядом с символом точки отображается в малиновом цвете.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ МЕТЕОЛОКАТОРА НА ND



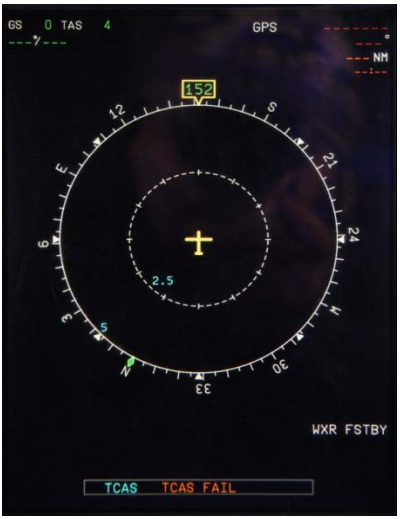
Индикация изображения метеолокатора в режиме ARC.

1 Индикация режимов метеолокатора.

На ND, справа над указателем радионавигационных средств комплекта №2, индицируются основные режимы радиолокатора:

WXR OFF — Метеолокатор выключен с помощью пульта управления метеолокатора. Индикация белого цвета.

© ЗАО «ГСС»

	
Индикация метеолокатора в режиме самотестирования.	Метеолокатор находится в вынужденном резервном автоматическом режиме, FSTBY, при нахождении самолёта на земле.

© ЗАО «ГСС»



Метеолокатор находится в режиме самотестирования. Для проверки работоспособности на экране индицируется специальная тестовая диаграмма. Индикация надписи оранжевого цвета.



Метеолокатор находится в режиме готовности, сканирование антенны остановлено, передатчик не работает на передачу и индикация на дисплее отсутствует. Индикация надписи белого цвета.



Метеолокатор находится в рабочем режиме и антенна сканирует. Все внутренние параметры установлены для обнаружения метеоявлений на маршруте. Индикация надписи белого цвета.



Режим REACT (RAIN ECHO ATTENUATION COMPENSATION TECHNIQUE) отображается, когда сигнал локатора затухает из-за прохождения самолётом зоны осадков. Индикация надписи белого цвета.



Метеолокатор находится в режиме отображения карты земной поверхности. Система является полностью рабочей и все параметры настроены, чтобы усилить возвращающие сигналы от наземных целей. Индикация надписи белого цвета.

Голубым цветом окрашены минимальные, янтарным-средние, малиновым-наивысшие превышения рельефа относительно уровня моря.



Вынужденный резервный режим является автоматическим. Зависит от обжатия стойки шасси (опция).

Метеолокатор находится в режиме FSTBY, когда самолёт находится на земле. Индикация надписи белого цвета.

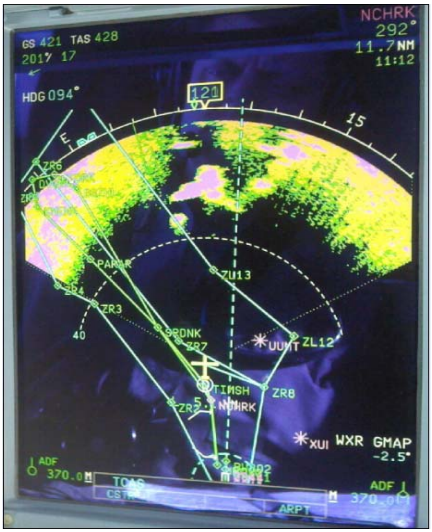


Режим индицируется во время первоначального прогрева (приблизительно 90 сек.) После завершения прогрева, система переходит к выбранному режиму. Индикация надписи белого цвета.

© ЗАО «ГСС»



Индикация метеолокатора в режиме RCT, при прохождении зоны осадков.



Индикация метеолокатора в режиме отображения земной поверхности, GMAP.

© ЗАО «ГСС»

Индикация отказов метеолокатора:



Индикация отображается в случае отказа системы охлаждения метеолокатора.



Обнаружен отказ данных от СВС на входе метеолокатора.



Обнаружен отказ данных пространственного положения на входе метеолокатора.

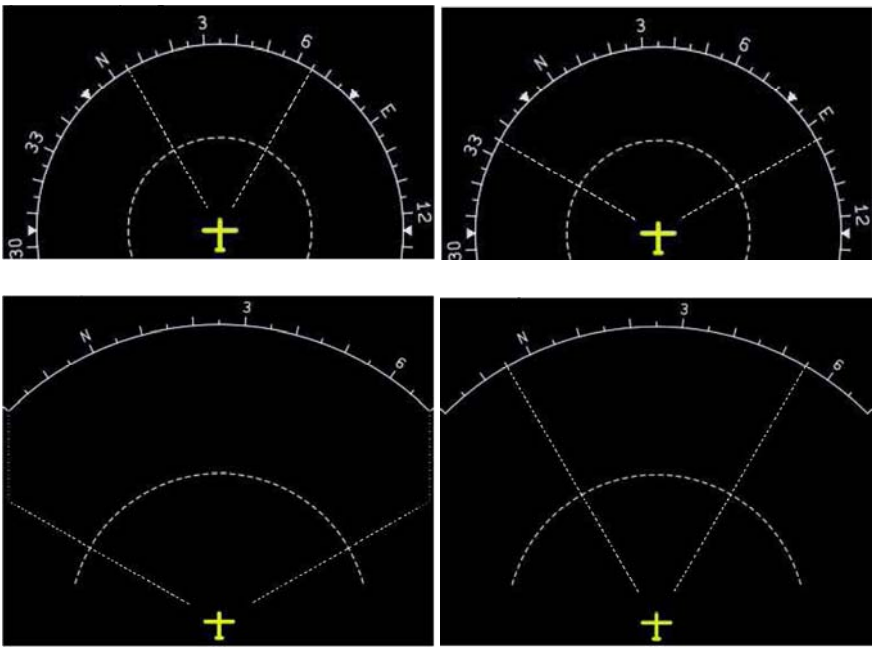


Данные от метеолокатора недостоверны.

© ЗАО «ГСС»

2 Индикация обзора метеолокатора

Индикация обзора метеолокатора отображается только в режимах ROSE и ARC. Сектор обзора в режиме ROSE и ARC составляет ± 60º или ± 30º, который ограничен шкалой курса и двумя точечными линиями, соответствующих боковым границам угла обзора. Центр сектора совпадает с местом расположения символа самолёта. Сектор обзора можно изменить нажатием на кнопку SECT на пульте управления.



Зона обзора метеолокатора зависит от выбранной дальности, сектора обзора и угла наклона антенны, выбранных пилотом на пульте управления.

Область сканирования индицируется независимо от режима метеолокатора. Если метеолокатор выключен, отображаемая область сканирования по умолчанию составляет ± 60º.

При изменении дальности метеолокатора, старое изображение стирается.

Если выбранная дальность равна 640 nm, индикация обзора метеолокатора ограничивается до 320 nm.

© ЗАО «ГСС»

3 Угол наклона антенны WXR.



Цифровое значение соответствует углу наклона антенны в градусах относительно горизонта.

Угол наклона антенны индицируется в виде цифрового значения голубого цвета, расположенного в правом нижнем углу мнемокадра ND под изображением режима WXR. Угол выбирается с помощью пульта управления метеолокатором в диапазоне ±15º с шагом 0,1º

4 Состояние стабилизации антенны WXR

Сообщение соответствует состоянию системы стабилизации антенны. Система стабилизации предназначена для поддержания угла наклона луча антенны постоянным, независимо от маневрирования самолёта, используя в качестве опорного источника источник данных пространственного положения. Индикация сообщения расположена в правом, нижнем углу ND, слева от угла наклона антенны.



Стабилизация антенны выключена. Индикация надписи оранжевого цвета.



Обнаружение отказа входных сигналов пространственного положения на входе метеолокатора. Индикация надписи оранжевого цвета



отказ регулировки чувствительности метеолокатора Индикация надписи белого цвета,

5 Индикация обнаружения метеообразований



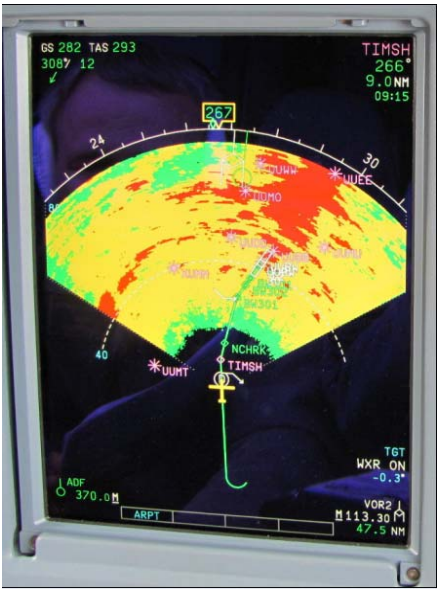
Индикация надписи голубого цвета показывает пилоту, что функция обнаружения метеообразований активизирована. Индикация расположена выше режимов WXR и предупреждение должно индицироваться даже, если режим индикации данных от метеолокатора не выбран на EFCP.

6 Индикация режима турбулентности метеолокатора



Индикация надписи голубого цвета показывает пилоту, что активизирован режим обнаружения зоны турбулентности WXR. Индикация расположена над отображением режима WXR слева от TGT.

© ЗАО «ГСС»



Индикация метеолокатора в режиме обнаружения метеообразований.



Индикация метеолокатора в режиме обнаружения зоны турбулентности.

© ЗАО «ГСС»

7 Индикация предупреждения об обнаружении метеообразования

TGT

Предупреждающая индикация сообщает пилоту о потенциально опасной цели, находящейся впереди самолёта вне зоны выбранного масштаба дальности.

Если предупреждающий сигнал получен, пилоту следует увеличить дальность обзора WXR для просмотра цели, если сигнал об обнаружении не активизируется в пределе выбранной дальности.

Сообщение отображается в верхней части ND, выше индикации истинного курса. Надпись оранжевого цвета и отображается даже, если индикация и данные от метеолокатора не выбраны на пульте EFCP.

ИНДИКАЦИЯ ОПАСНОГО СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ



1 Индикация режимов работы TAWS

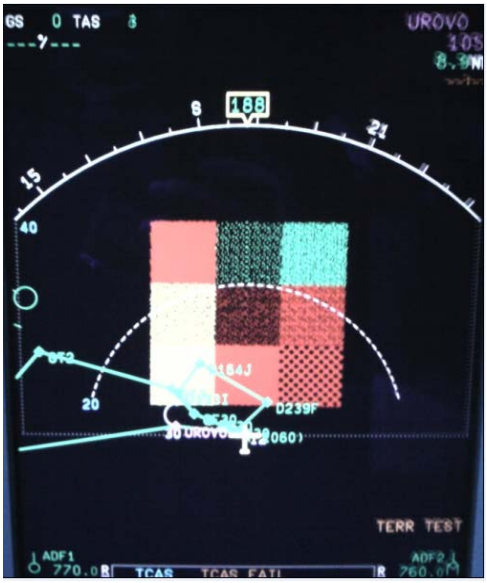
Индикация состояния показывает текущий режим TAWS и расположена внизу ND справой стороны над изображением навигационного средства комплекта №2

© ЗАО «ГСС»

TERR OFF	Сообщение индицируется, если функция отображения земной поверхности заблокирована, Индикация белого цвета.
TERR FAIL	Сообщение индицируется при обнаружении отказа TAWS.
	Индикация оранжевого цвета.
TERR AHEAD	Сообщение индицируется при опасном приближении к земной поверхности.
	Индикация красного цвета.
TERR AHEAD	Надпись индицируется при появлении предупреждения о приближении к земной поверхности Индикация оранжевого цвета.
TERR TEST	Система TAWS находится в процессе проверки.
	Индикация оранжевого цвета.
TERR ON	Система TAWS работает в номальном режиме. Индикация белого цвета.

ИНДИКАЦИЯ СИСТЕМЫ TAWS В РЕЖИМЕ “TEST”

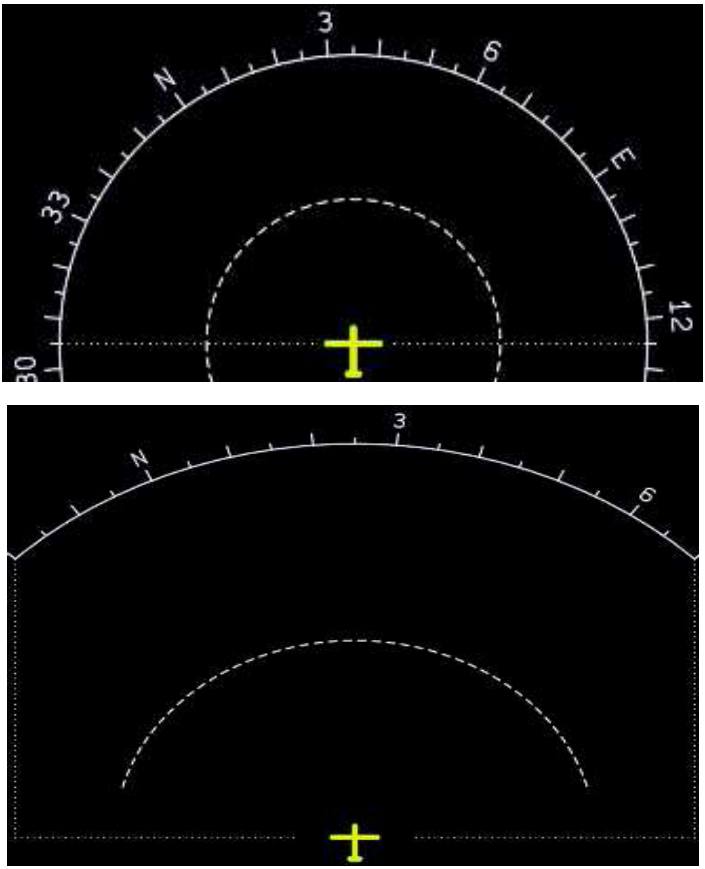




© ЗАО «ГСС»

2 Сектор обзора TAWS.

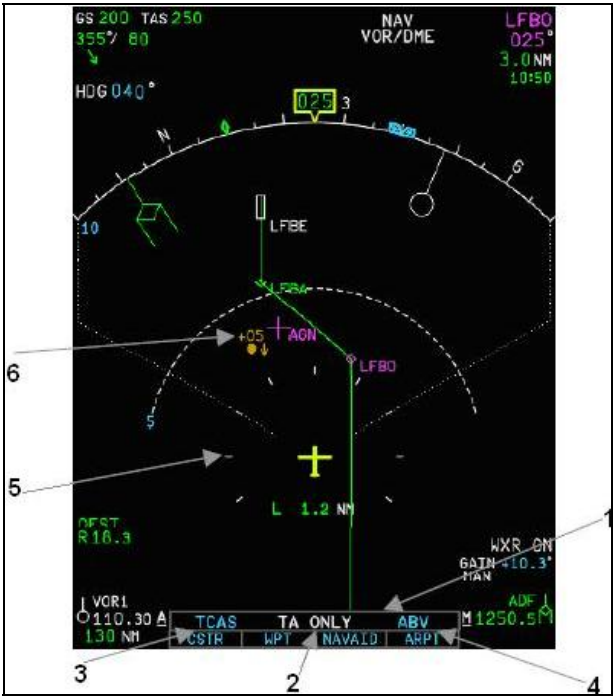
Отображение земной поверхности происходит только в режимах ROSE и ARC, в предопределенном секторе экрана ±90º ограничен шкалой курса и состоит из двух точечных линий, соответствующих боковым границам угла обзора, центр сектора совпадает с местом расположения символа самолёта.



Если выбрана дальность ND 640 nm, индикация отображения земной поверхности ограничивается до максимальной дальности 320nm (дальности внутреннего круга).

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ОПАСНОГО СБЛИЖЕНИЯ С САМОЛЕТАМИ



1 Зона сообщений TCAS.



Зона сообщений TCAS состоит из рамки белого цвета и расположена внизу ND, над зоной сообщений дополнительных данных FMS.

Зона сообщений отображается, если отображается один из следующих символов:

Индикация состояния TCAS,

- Индикация режима TCAS,
- Сообщение TCAS при отсутствии пеленга,
- Сообщение TCAS “ABOVE/BELLOW”.

© ЗАО «ГСС»

2 Индикация состояния TCAS

Индикация состояния TCAS отображает текущее состояние системы и находится в центре зоны сообщений.



Отказ системы TCAS. Индикация надписи оранжевого цвета.



Система TCAS находится в режиме самопроверки. Индикация надписи оранжевого цвета.



Система TCAS находится в режиме сообщения о движении самолётов (Traffic advisory). Индикация надписи белого цвета.



Система TCAS находится в состоянии готовности к работе. Индикация надписи белого цвета.

3 Индикация режима TCAS.

ND каждого пилота дает возможность управлять TCAS в двух режимах индикации:

- Режим POP-UP, в этом режиме индикация самолётов нарушителей на экране появляется автоматически в случае возникновения предупреждений TA/RA. Режим автоматически переключается на индикацию “ALL INTRUDERS”.
- Режим ALL INTRUDERS, в этом режиме движение самолетов нарушителей отображается в любое время.

Выбор режима между “POP-UP” и “ALL INTRUDERS” осуществляется с помощью кнопки TCAS на пульте EFCP.

Режим отображения “ALL INTRUDERS” может быть выбран, если ND находится в режиме ROSE или ARC.

После включения MFD режим POP-UP появляется автоматически.

© ЗАО «ГСС»



Индикация режима, отображения данных от TCAS.

Индицируется надпись TCAS голубого цвета с левой стороны в зоне сообщений. Индицируется в режимах ROSE и ARC.

Сообщения TCAS при отсутствии пеленга.

В случае отсутствия информации об азимуте нарушителя с меткой TA или RA, внутри зоны сообщений TCAS индицируется два сообщения о 2-х наиболее опасных нарушителях, информация о которых известна (опасность типа RA или TA, дальность и высота).

Предупреждающее сообщение №1 расположено с левой стороны зоны сообщений TCAS.

Предупреждающее сообщение №2 расположено с правой стороны зоны сообщений TCAS.



Варианты предупреждающих сообщений с метками “RA” красного цвета и “TA” оранжевого цвета.

Диапазон дальности от 0.0 до 99.9 nm с шагом 0.1 nm. Разница в высоте от -99 до +99 сотен футов с шагом 100 футов. Стрелка отображает направление вертикальной скорости.



Сообщения с метками “RA” красного цвета и “TA” оранжевого цвета.

Диапазон дальности от 0.0 до 99.9 nm с шагом 0.1 nm.

4 Сообщение TCAS “ ABOVE/BELOW” (ВЫШЕ/НИЖЕ).



Индикация отображает воздушное пространство в вертикальной плоскости от -2700 ft до +9900 ft. Индикация голубого цвета.



Индикация отображает воздушное пространство в вертикальной плоскости от -9900 ft до +2700 ft. Индикация голубого цвета.

Эти сообщения отображаются с правой стороны зоны сообщений TCAS.

Если они не индицируются, то воздушное пространство отображается в вертикальной плоскости от -2700 ft до +2700 ft.

© ЗАО «ГСС»

5 Кольцо дальности TCAS

1. Кольцо дальности TCAS в режиме ROSE.

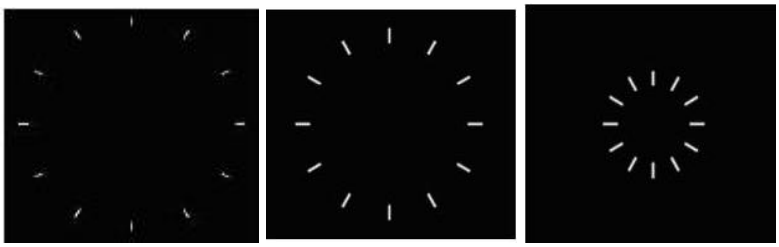
При малом диапазоне дальности, дополнительно к кольцам дальности, ND TCAS отображает зону круга в радиусе 2.5nm вокруг самолета.

Существуют следующие варианты индикации кольца дальности TCAS:

12 белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу. Центр круга совпадает с местом расположения символа самолёта, радиус круга равен радиусу внутреннего круга в режиме ROSE.

12 белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу. Центр круга совпадает с местом расположения символа самолёта, радиус круга равен половине радиуса внутреннего круга в режиме ROSE.

12 белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу. Центр круга совпадает с местом расположения опорного самолёта, радиус круга равен четверти радиуса внутреннего круга в режиме ROSE.



© ЗАО «ГСС»

2. Кольцо дальности TCAS в режиме ARC.

При малом диапазоне дальности, дополнительно к кольцам дальности, ND TCAS отображает зону круга в радиусе 2.5nm вокруг самолета.

Индикация малого кольца TCAS применяется в следующих вариантах:

9 белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу, кроме на 5, 6 и 7 часовых отметок, Центр круга совпадает с местоположением символа самолёта , радиус круга равен радиусу внутреннего круга в режиме ARC,

9 белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу, кроме на 5, 6 и 7 часовых отметок, Центр круга совпадает с местоположением символа самолёта, радиус круга равен половине радиуса внутреннего круга в режиме ARC

9 белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу, кроме на 5, 6 и 7 часовых отметок, Центр круга совпадает с местоположением символа самолёта, радиус круга равен четверти радиуса внутреннего круга в режиме ARC.





6 Символы TCAS

Символы TCAS:

- “OT”-(Other Traffic) движение другого объекта,
- “PT” - (Proximate Traffic) сближающий объект,
- “TA”- (Traffic Advisory) предупреждающее сообщение об опасности движущего объекта,
- “RA”-(Resolution Advisory) Рекомендация экипажу по разрешению угрозы столкновения.



Символ “RA” отображает непосредственную опасность для самолета оборудованного TCAS. Он отображается в виде залитого квадрата красного цвета и расположен внутри зоны карты

© ЗАО «ГСС»



Символ “TA”, отображает умеренную опасность для самолета оборудованного TCAS. Он отображается в виде залитого круга оранжевого цвета.



Символ “PT” отображает самолет в ситуации, которая может начать развиваться по опасному сценарию (RA или TA). Он отображается в виде залитого ромба белого цвета.



Символ “OT” отображает движение объекта, чей транспондер посылает сигналы, но он не классифицируется как нарушитель или сближающий самолет. Индикация отображается в виде не залитого ромба белого цвета.



Цифровая индикация над символом показывает отрицательное или положительное цифровое значение вертикального отклонения объекта относительно самолёта с в диапазоне от 00 до 99 сотен футов с лидирующими нулями с шагом 100 футов.

Цвет индикации зависит от типа объекта.



Стрелка справой стороны символа показывает направление вертикальной скорости движущего объекта, и индицируется, если абсолютное значение вертикальной скорости объекта превышает 500ft/min.

Цвет индикации зависит от типа объекта.

© ЗАО «ГСС»

ИНФОРМАЦИЯ О СИСТЕМЕ TCAS НА ND В РЕЖИМЕ “TEST”

Для проверки TCAS необходимо:

MCDU страницу XPDR/TCAS 2/2 ……..……ВЫЗВАТЬ
TCAS TEST (LSK5L)……..……НАЖАТЬ

При включении режима TCAS TEST, начнётся самотестирование системы:

- Звучит речевое сообщение TCAS TEST,
- В зоне сообщений TCAS на ND и появится сообщение TCAS TEST оранжевого цвета.
- В зоне индикации режима работы TCAS на PFD появится сообщение TCAS TEST оранжевого цвета и на шкале вертикальной скорости отобразятся зелёный и красные сектора.
- На ND появятся 4 метки самолётов нарушителей.

После окончания самотестирования:

- Звучит речевое сообщение TCAS TEST PASS (TCAS TEST FAIL).
- В зоне сообщений индицируется TCAS STBY белого цвета, информирующее экипаж о готовности системы, или TCAS FAIL оранжевого цвета, информирующее об отказе.
- На MCDU, в поле XPDR/TCAS, появится сообщение READY (FAIL).
- Четыре метки на ND и сектора на шкале вертикальной скорости пропадают.



© ЗАО «ГСС»


LNAV
0.4
060
040
G 1.0
VR
V1
5000
020
015
QNH 1013
TCAS
TEST
ILS1
111.10 M
CRS 255°
--- NM
ADF1
420.0 M
ADF2
M 420.0

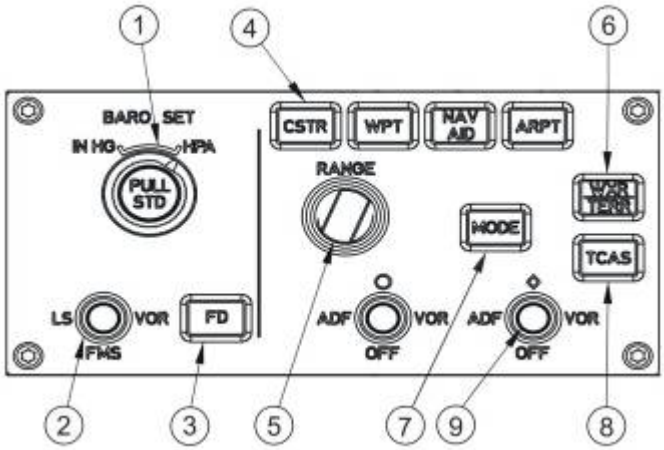
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

31.70 УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТНЫМИ ЭЛЕКТРОННЫМИ ИНДИКАТОРАМИ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ EFCP



1 Ручка установки давления

– Внешнее кольцо ручки позволяет выбрать единицы устанавливаемого давления (в гектопаскалях или в дюймах ртутного столба).

Примечание: Единицы измерения не появляются на EWD.

– Внутренняя ручка (задатчик) служит для задания давления, которое индицируется на PFD под шкалой высоты.

– При вытягивании ручки устанавливается стандартное давление “STD” (вращение ручки при этом не даёт результата).

– При нажатии на ручку из вытянутого положения устанавливается последнее выбранное значение QFE или QNH.

– Повторное нажатие на ручку меняет давление QFE на QNH или наоборот.

2 Переключатель LS/FMS/VOR.

Позволяет переключать режимы работы навигации на PFD и ND.

© ЗАО «ГСС»

3 Кнопка–лампа “FD”.

Нажатие на эту кнопку-лампу удаляет директорные планки с соответствующего PFD (или удаляет курсовую директорную планку, если выбран режим TRK), подсветка кнопки-лампы гаснет.

Повторное нажатие кнопки-лампы восстанавливает директорные планки или курсовую директорную планку и высвечивается зелёная подсветка кнопки-лампы.

4 Кнопки–лампы индикации дополнительных данных FMS.

Нажатие на кнопку-лампу вызывает индикацию соответствующих дополнительных данных (ограничений CSTR, навигационных точек WPT, навигационных средств NAV AID, аэропортов ARPT) на ND.

5 Ручка выбора масштаба экрана ND.

Позволяет изменять масштаб дальности ND от 10nm до 640nm.

6 Двупольная кнопка -лампа WHR/TERR.

Кнопка-лампа WXR/TERR является органом управления переменного действия, выполняющая переключения между изображением метеорологического радиолокатора WXR и информацией о земной поверхности (TAWS) на любом или обоих ND.

Длительность нажатия также учитывается логикой переключения:

- Кратковременное нажатие на кнопку-лампу WXR/ TERR переключает индикацию ND между WXR и TAWS изображениями.
- Длительное нажатие на кнопку-лампу (более 1.5 сек) удаляет все WXR и TAWS изображения.

7 Кнопка-лампа MODE.

Переключает индикацию ND в режимы: ROSE, ARC, PLAN.

8 Кнопка-лампа TCAS.

Включает индикацию системы TCAS на экране ND в режимах ROSE и ARC.

9 Переключатели ADF-VOR №1 и №2.

Выбирают индикацию соответствующих указателей ADF или VOR на ND.

© ЗАО «ГСС»

ХРОНОМЕТР

Кнопка CHRONO.

Нажатие этой кнопки вызывает индикацию времени на соответствующем ND.

Повторное её нажатие замораживает текущее значение времени.

Третье её нажатие убирает индикацию хронометра с экрана ND.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

31.75 ЧАСЫ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Полностью автономные часы находятся на приборной доске.

Они посылают сигналы времени в блок централизованного сбора данных об отказах, блок сбора полётных данных и в вычислительные системы управления полётом.

Часы имеют два канала электропитания, один из которых напрямую подключён к шине аккумулятора.

Часы имеют также собственную внутреннюю батарею, позволяющую запоминать время (до 50 часов) в случае извлечения аккумуляторной батареи самолёта.

Часы выполняют четыре функции:

Индицируют время по Гринвичу в часах и минутах на центральном счётчике;

Индицируют истекшее время (с момента запуска двигателя) в часах и минутах на нижнем счётчике;

Запускают хронометр, который измеряет временной интервал (с момента нажатия на кнопку CHR) в минутах и секундах и показывает его числом и стрелкой на верхнем счётчике;

Могут заменять время по Гринвичу датой.

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ



© ЗАО «ГСС»

Хронографические часы используются при включения времени в зоне ожидания, во время выполнения разворотов и заходов на посадку. Хронографическая функция может внешне управляться кнопкой “CHRONO”, встроенной на козырьке, перед каждым пилотом.

В часы встроено табло, которое позволяет автоматическое адаптирование яркости дисплея в случае изменения уровня освещенности в кабине.

① Режим “MODE”,

Нажатие кнопки режима “MODE”, позволяет экипажу включать следующие режимы, отображаемые в верхней части цифрами:

- режим времени “UTC”, формат 24 часа, как “HH:MM”,

- режим даты “UTC”, формат, как “DD MM” с условным обозначением ,UTC, DAY и MO, формат года, как “YY” с условным обозначением UTC и “YR”,

- режим ручного ввода времени.

Примечание: Время UTC и DATE обеспечиваются “GPS”.

② Режим “PUSH TO SET” (PTS)

Позволяет экипажу ввести время или дату ручным способом.

Кнопка “PTS” позволяет выполнить следующие функции:

- ручную выставку времени или даты, которая выполняется при установке соответствующего режима “MODE”. Для выставки необходимо нажать и отпустить кнопку “PTS” тогда, когда отобразятся заданные цифры. Вращением кнопки, по часовой или против часовой стрелки, установить желаемое значение. Не нажимайте кнопку во время её вращения.

- нажатием кнопки устанавливает следующую заданную функцию.

③ Ккнопка “CHR”

Нажатие кнопки “CHR”, позволяет экипажу управлять хронометром в следующем порядке:

- при нажатии кнопки “CHR”, появляются цифры и секундная стрелка начнет скольжение от ”0” по часовой стрелке.

- при следующем нажатии на “CHR”, секундная стрелка останавливается.

- при нажатии на кнопку “CHR” третий раз, цифры исчезают и секундная стрелка возвращается на отметку «60».

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Любое действие, выполненное кнопкой “CHR”, может быть сделана любой кнопкой “CHRONO” встроенной на козырьке.

④ Ккнопка “ET”,

Нажатие кнопки “ET”, позволяет экипажу управлять истекшим временем, следующим образом:

- Режим “START/RUN” активизируется с обозначением “ET” и “RUN”, начиная с “00:00”.

- В режиме “HOLD” истекшее время остановится. Условное обозначение “RUN” выключится и “HLD” включится.

- В режиме “RUN” истекшее время начнет аккумулирование времени от точки, когда время было остановлено. Обозначение “HLD” выключится и условное обозначение “RUN” активизируется.

- В режиме “HOLD/RUN” последующее нажатие кнопки включит два режима, описанные в пунктах 2 и 3.

- В режиме “RESET” истекшее время может быть вновь выставлено или в режиме “RUN” или в режиме “HLD”. Для этого необходимо, нажать и удерживать кнопку “ET” в течение 1 секунды. Отображение истекшего времени кратковременно покажет “00:00” и затем исчезнет. Двоеточие исчезнет. Условное обозначение “ET” и “RUN” или “HLD” погаснет.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Функция “CHR” имеет приоритет над функцией “ET”. Если функция “CHR” активизирована во время работы функции “ET”, функция “CHR” возьмет управление “ET/CHR”, отображая цифры. Обозначение “ET” деактивизируется. Однако, обозначения “RUN” или “HLD” истекшего времени продолжат индикацию. При перевыставке функции “CHR” истекшее время вернется в режим “ET/CHR”, отображая цифры и “ET” активизируется. Режим «истекшего времени» не будет потерян во время работы функции CHR”.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

31.80 РЕГИСТРАТОР ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ

Основными функциями системы являются:

- Прием информации, получаемой от самолетных систем,
- Преобразование параметрической информации,
- Регистрация и хранение преобразованной параметрической информации в защищенном накопителе,
- Запись преобразованной параметрической информации в эксплуатационной карте памяти.

КОМПОНЕНТЫ СИСТЕМЫ

Основными компонентами системы являются:

- Блок сбора и преобразования параметрической информации IFDMU,
- Твердотельный защищённый регистратор параметрической информации (FDR),
- Карта памяти PCMCIA (в составе IFDMU),
- Подводный акустический сигнализатор (в составе FDR).

ТВЕРДОТЕЛЬНЫЙ ЗАЩИЩЁННЫЙ РЕГИСТРАТОР ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ (FDR)

FDR предназначен для регистрации параметрической информации и её хранения с целью использования при расследовании летных происшествий.

Он обеспечивает запись параметрической информации, поступающей от IFDMU, в течение 25 часов.

FDR оборудован акустическим сигнализатором, который приводится в действие в водной среде, при получении питания от встроенной батареи.

Для воспроизведения накопленной регистратором параметрической информации используются наземные средства вычислительной техники и переносное интерфейсное устройство.

Встроенный контроль работоспособности и функционирования системы FDRS сигнализирует об отказе сообщением на EWD “REC DATA RECORDER FAULT”.

Если FDRS находится в выключенном состоянии, высвечивается сообщение RECORDER OFF.

© ЗАО «ГСС»

ПОДВОДНЫЙ АКУСТИЧЕСКИЙ СИГНАЛИЗАТОР (ULB)

ULB активируется, когда регистратор погружен в воду. Он передает акустический сигнал на частоте 37.5 КГц, которую можно принимать специальным приемником. Акустический сигнализатор может передавать сигнал с глубины до 14000 футов.

БЛОК СБОРА И ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ (IFDMU)

Блок сбора и преобразования параметрической информации предназначен:

- для сбора параметрической информации;
- формирования кадров информации и передачи её в FDR;
- формирования информации и записи её в карте памяти PCMCIA.

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ

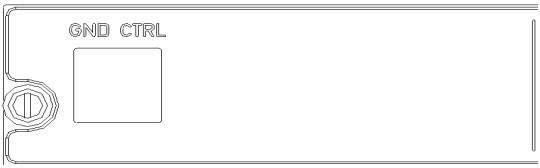
ИНДИКАЦИЯ РАБОТЫ СИСТЕМЫ FDRS

Если система регистрации не включена, информация об этом отображается на EWD в виде сообщения зелёного цвета RECORDER OFF.



© ЗАО «ГСС»

Включение регистратора FDR осуществляться в ручном режиме до запуска двигателей нажатием и удерживанием в течение 5с кнопки REC ON/OFF (GND CTRL) на потолочном пульте.



Для подтверждения включения аварийного регистратора необходимо убедиться в:

– высвечивании на кнопке надписи REC ON,

– погасании сообщения “RECORDER OFF” на EWD.

В случае отказа системы FDRS, сигнализация о неисправности отображается на EWD в виде сообщения REC DATA RECORDER FAULT.

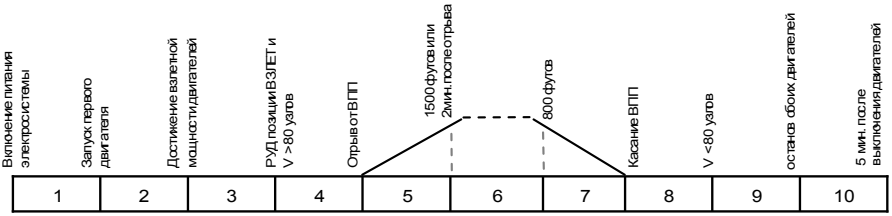
<u>Примечание:</u> Вылет с неисправной системой регистрации параметрической информации (FDRS), или звуковой информации (CVRS) запрещается.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

31.85 СИГНАЛИЗАЦИЯ



СИСТЕМА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AVNCS SWITCH 11 (12) (21) (22) FAULT Отказ модулей коммутации SWM11, SWM12, SWM21 или SWM22 соответственно	нет	нет	нет	3,4,5,6,7,8
AVNCS DEGRADED Отказ либо: – 3 или 4 модуля коммутации – Отказ SWM11 и SWM21 – или SWM12 и SWM22 – или SWM11 и SWM22 – или SWM21 и SWM12	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		3,4,5,7,8
CDS CPT PFD/MFD DISAGREE Функцией контроля обратной связи дисплеев MFD и PFD КВС обнаружено рассогласование дисплеев PFD и MFD КВС				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
CDS F/O PFD/MFD DISAGREE Функцией контроля обратной связи дисплеев MFD второго пилота и EWD обнаружено рассогласование дисплеев MFD второго пилота и EWD	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
CDS F/O MFD/EWD DISAGREE Функцией контроля обратной связи дисплеев MFD и PFD второго пилота обнаружено рассогласование дисплеев PFD и MFD второго пилота	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
CDS F/O PFD/EWD DISAGREE Функцией контроля обратной связи дисплеев PFD второго пилота и EWD обнаружено рассогласование дисплеев PFD второго пилота и EWD				
CDS CAPT PFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея PFD КВС	нет	нет		
CDS CAPT MFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея MFD КВС				
CDS F/O PFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея PFD второго пилота				
CDS F/O MFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея MFD второго пилота				
CDS EWD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея EWD				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
CDS EFIS ADS SINGLE SRCS Информация от одного источника ADS	нет	нет	нет	3,4,5,7,8
CDS EFIS IRS SINGLE SRCS Информация от одного источника IRS				
CDS CAPT PFD FAULT Отказ PFD КВС	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		
CDS CAPT MFD FAULT Отказ MFD КВС				
CDS F/O PFD FAULT Отказ PFD второго пилота				
CDS F/O MFD FAULT Отказ MFD второго пилота				
CDS EWD FAULT Отказ дисплея EWD				
CDS CAPT EFIS CP FAULT Отказ пульта EFIS КВС				
CDS F/O EFIS CP FAULT Отказ пульта EFIS второго пилота				
CDS BOTH EFIS CP FAULT Отказ обоих пультов EFIS КВС и второго пилота				
CDS CONF AVNCS FAULT Несоответствие конфигурации самолета CDS авионики	Одинарный удар колокола			3,4,5,6,7,8
CDS SOFTWARE DISAGREE Несоответствие ПО разных дисплеев (ошибка загрузки данных). Вылет запрещён!				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AVNCS DCA 1 FAULT Отказ двух резервных DCA. DCA11 и DCA 21.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
AVNCS DCA 2 FAULT Отказ двух резервных DCA. DCA12 и DCA 22.				
AVNCS DCA 3 FAULT Отказ двух резервных DCA. DCA13 и DCA 23.				3,4,5,8
AVNCS DCA 11 (12) (13) (21) (22) (23) FAULT Отказ DCA 11 (12) (13) (21) (22) (23)				
REC DATA RECORDER FAULT Отказ FDR	нет	нет		3,4,5,7,8
REC VOICE RECORDER FAULT Отказ CVR				
RECORDER OFF Система регистрации полетных данных выключена				нет

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
FWS FWS 1 (2) FAULT Отказ FWS 1 (2)	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
TO FLAPS/SLATS NOT TO Механизация не во взлётном положении	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN		нет
TO SPOILERS EXTENDED Спойлеры не убраны на взлёте				
TO STAB NOT GREEN Стабилизатор не во взлётном положении				
TO RUD TRIM NOT IN RNG Триммер руля направления не во взлётном положении				
TO PARKING BRAKE ON Включен стояночный тормоз на взлёте				
L/G GEAR NOT DOWN Шасси не выпущены или не встали на замки при заходе на посадку.	Повторяющиеся удары колокола + GEAR NOT DOWN Сигнализация не снимается нажатием на кнопку MW.			3,4,5
L/G GEAR NOT DOWN Шасси не выпущены или не встали на замки в случае, если самолёт находится на шестой фазе полёта и нажата кнопка TO CONF.	Повторяющиеся удары колокола			нет
NO SMOKING Табло NO SMOKING включено	нет	нет		

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
SEAT BELTS Табло SEAT BELTS включено			нет	нет
TO AUTO BK NOT RTO AUTO BRAKE выключен	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		
TO SIGNS NOT SW ON Не включены табло SEAT BELTS и NO SMOKING				
TO SPLRS NOT ARM Спойлеры не подготовлены для взлёта				
LDG SIGNS NOT SW ON Не включены табло SEAT BELTS и NO SMOKING				
LDG SPLRS NOT ARM Спойлеры не подготовлены к посадке				
TO AIL TRIM NOT IN RNG Триммер элерона не во взлётном положении	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN		
LDG FLAPS/SLATS NOT LAND Предкрылки и закрылки не в посадочной конфигурации.				

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СВАЛИВАНИИ

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
Текстового сообщения нет. Угол атаки больше, чем максимально допустимый угол атаки.	Речевое сообщение: *«STALL»*	Кнопка-табло WARN	нет	нет
Текстового сообщения нет. Самолет превысил максимальную разрешённую скорость.	Речевое сообщение: *«OVERSPEED»*			
Текстового сообщения нет. Угол атаки самолета меньше угла атаки “α floor”, но больше угла атаки “α prot”, угол положения РУД меньше нормы для данной скорости и положительное ускорение самолета по траектории полета отсутствует, высота по радиовысотомеру (RA) более 100 футов.	Речевое сообщение: *«SPEED SPEED SPEED»**			
SWS SPD STALL WARN FAULT Отказ двух приложений систем SWS в следствии отказов всех ADC.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		3,4,5,7,8
SWS CONF FAULT Конфигурация SWS не соответствует конфигурации самолёта.				3,4,5,6,7,8
SWS SPD STALL WARN SYS 1 (2) Отказ одного приложения SWA 1 (2).	нет	нет		

* Сообщение не выдается. Ошибка алгоритма ПО V300.

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления		Основная	Дублирующая	
SWS SPD STALL WARN DEGRD SWS работает в режиме пониженной точности в следствии потери данных от PFCU, FMS, DECU, ARA, LGCU.	нет	нет	нет	3,4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

31.90 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC ESS	DC ESS
Модуль коммутатора	SWM11				L DC ESS-1
	SWM12				R DC ESS-2
	SWM21		L DC		
	SWM22		R DC		
Вычислительный модуль	CPM 11				L DC ESS-1
	CPM 21		R DC		
Центральный вычислитель	CPIOM 11				L DC ESS-1
	CPIOM 12				R DC ESS-1
	CPIOM 21		L DC		
	CPIOM 22		R DC		
Индикатор	PFD1				L DC ESS-1
	MFD1				L DC ESS-1
	EWD				R DC ESS-2
Пульт ECP					L DC ESS-1
Пульт RCP					R DC ESS-2
Питание , FDRPWR Relay					R DC ESS-4
Цифровой радиовысотомер	DRA1		L DC		
	DRA2		R DC		
Принтер PRINT			R DC		
Регистратор полётной информации, FDR					AC INV
Блок IFDMU					AC INV

© ЗАО «ГСС»

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC ESS	DC ESS
Регистратор звуковой информации SSCVR	Пульт CVR				L DC ESS-3
Блок ELT PRU					R DC ESS-4
Часы, CLOCK STBY					BAT1

© ЗАО «ГСС»

32.00 СОДЕРЖАНИЕ

32.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

32.20 УПРАВЛЕНИЕ УБОРКОЙ И ВЫПУСКОМ ШАССИ 1

ОПИСАНИЕ 1

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 3

СИГНАЛИЗАЦИЯ 8

32.30 УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ 1

ОПИСАНИЕ 1

СИГНАЛИЗАЦИЯ 7

32.40 УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС 1

ОПИСАНИЕ 1

СИГНАЛИЗАЦИЯ 17

32.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

32.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

Шасси самолета выполнено по трех опорной схеме с управляемыми колесами передней опоры. Опоры убираются в ниши фюзеляжа, направление уборки передней опоры – вперед по направлению полета.

Ниши передней и основных опор закрываются створками, которые находятся в открытом положении во время уборки и выпуска шасси.

Датчики приближения выдают сигналы о положении замков опор шасси и фюзеляжных створок и обжатии амортизаторов опор шасси.

Система управления положение шасси состоит из независимых подсистем:

- основная система уборки-выпуска шасси
- аварийная система открытия замков шасси и замков фюзеляжных створок.

Управление поворотом колес осуществляется от педалей управления рулем направления и/или от рукоятки управления поворотом колес передней опоры.

Контроль и управление уборкой и выпуском шасси и поворотом передней опоры осуществляется с помощью электронного блока управления.

ОСНОВНЫЕ ОПОРЫ

Основные опоры имеют по два тормозных колеса на стойке телескопического типа с пневмогидравлическим амортизатором.

Замки убранного положения основных опор шасси содержат два цилиндра открытия замка: основной системы уборки-выпуска шасси и системы аварийного открытия замков опор шасси.

Ниша основной опоры закрывается двумя створками, щитком и фюзеляжной створкой.

Две створки и щиток кинематически связанны со стойкой шасси и приводятся в действие механически.

Фюзеляжная створка имеет гидравлический привод. При выпущенных шасси фюзеляжные створки основных опор находятся в закрытом положении и удерживаются гидромеханическим замком убранного положения.Замок убранного положения фюзеляжной створки содержит два цилиндра открытия замка : основной системы уборки-выпуска и аварийной системы открытия замков.

Для контроля предельного износа тормозных дисков на колёсах основных опор установлены указатели износа.

© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕДНЯЯ ОПОРА

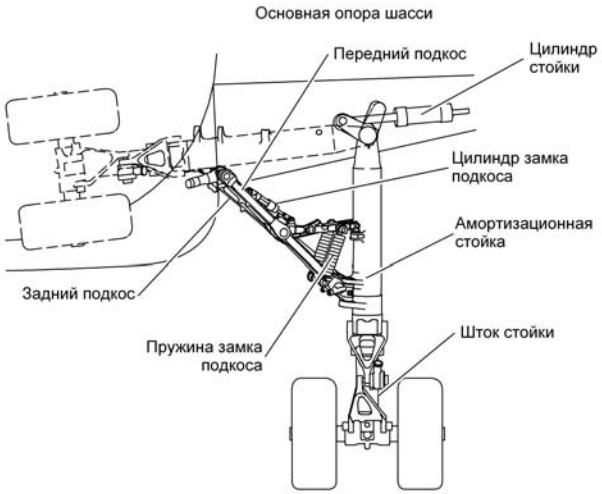
Передняя опора - управляемая двухколесная. Амортизационная стойка телескопического типа с пневмогидравлическим амортизатором.

Замок убранного положения передней опоры содержит два цилиндра открытия замка: основной системы уборки-выпуска шасси и аварийной системы открытия замков убранного положения опор шасси и фюзеляжных створок.

Ниша передней опоры закрывается двумя парами створок. Все створки кинематически связаны со стойкой шасси и приводятся в действие механически. При выпущенной опоре передняя пара створок находится в закрытом положении.

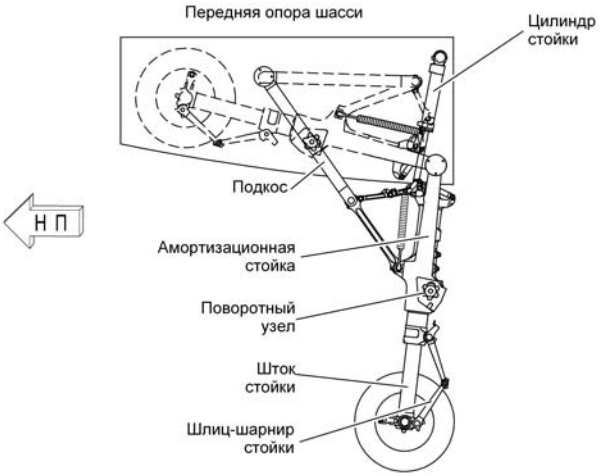
СХЕМЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ ОПОР ШАССИ ПРИ УБОРКЕ И ВЫПУСКЕ

Основная опора



IFM_RRJ_LFM_02_32_001_A01_E

Передняя опора



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

32.20 УПРАВЛЕНИЕ УБОРКОЙ И ВЫПУСКОМ ШАССИ

ОПИСАНИЕ

ОСНОВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ШАССИ

Основная система управления шасси электрогидравлического типа. Уборка и основной выпуск шасси обеспечивается гидравлическим давлением от 1 ГС.

Рукоятка управления уборкой и выпуском шасси двухпозиционная и имеет фиксацию в двух крайних положениях UP и DOWN. Для исключения непреднамеренной уборки шасси на земле система управления шасси имеет электрическую блокировку по сигналу от обжатого положения шасси. Блокировка снимается после взлета по сигналу разжатия всех стоек шасси.

При установке рукоятки управления уборкой и выпуском шасси в положение DOWN блок управления LGSCU выдаст команду на выпуск при значении воздушной скорости менее 257 kt.

При установке рукоятки управления уборкой и выпуском шасси в положение UP блок управления LGSCU выдаст команду на уборку при значении воздушной скорости менее 257 kt.

АВАРИЙНАЯ СИСТЕМА ОТКРЫТИЯ ЗАМКОВ ШАССИ

Для обеспечения выпуска шасси в случае отказа основной системы на самолете установлена система аварийного открытия замков шасси и фюзеляжных створок.

Система аварийного открытия замков шасси получает гидравлическое питание от второй гидравлической системы самолета.

Управление аварийным выпуском шасси производится нажатием кнопки EMER EXTN на пульте управления LDG GEAR. При этом:

- кнопка загорается красным светом,
- обесточивается электрогидрокран управления шасси,
- открываются гидромеханические замки убранного положения шасси и замки фюзеляжных створок основных стоек давлением от 2ГС.

После открытия замков опор шасси и створок, происходит аварийный выпуск шасси под действием собственного веса. Постановка основных и передней опор на замки выпущенного положения осуществляется с помощью пружин распора замка выпущенного положения.

При аварийном выпуске шасси передняя опора шасси встает на замки выпущенного положения при уменьшении скорости до Vпр≤170КТ(315км/ч).

После аварийного выпуска шасси фюзеляжные створки основных опор шасси остаются в незакрытом положении.

© ЗАО «ГСС»

Рукоятка выпуска шасси при этом может находиться в любом из положений UP или DOWN, так как после обесточивания электрогидрокрана шасси магистрали уборки и выпуска закольцовываются через линию слива гидрожидкости.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ МЕЖДУ ШАССИ И СИСТЕМАМИ САМОЛЕТА

Обмен данными системы управления шасси с другими системами осуществляется через электронный блок управления уборкой / выпуском шасси и поворотом передней опоры [LGSCU - Landing Gear & Steering Control Unit].

Блок LGSCU обеспечивает электронное управление функциями уборки/выпуска шасси, фюзеляжных створок шасси, управление системой поворота передних колес, формирование сигналов для индикации положения шасси и створок, и выдачу в другие системы информации об обжатии шасси.

Блок LGSCU содержит два независимых канала, работающих поочередно в соответствии с очередным взлетом или посадкой, однако системы контроля и сигнализации каналов блока работают постоянно, при этом между каналами блока постоянно осуществляется обмен информацией. При отказе активного канала автоматически происходит переключение резервного канала в активный режим.

LGSCU получает управляющие сигналы от рукоятки уборки-выпуска шасси и формирует сигналы управления на гидравлический модуль управления уборки-выпуска в соответствии с сигналами обжатия штоков амортизационных опор шасси, сигналами о величине давления в гидросистеме и скорости самолёта. Ведёт обмен информацией с системой “Авионика” и “Системой бортового обслуживания”, производит контроль исправности работы самого себя и внешних электрических цепей системы.
Для обеспечения взаимодействия систем блок LGSCU получает от датчиков приближения следующую информацию:

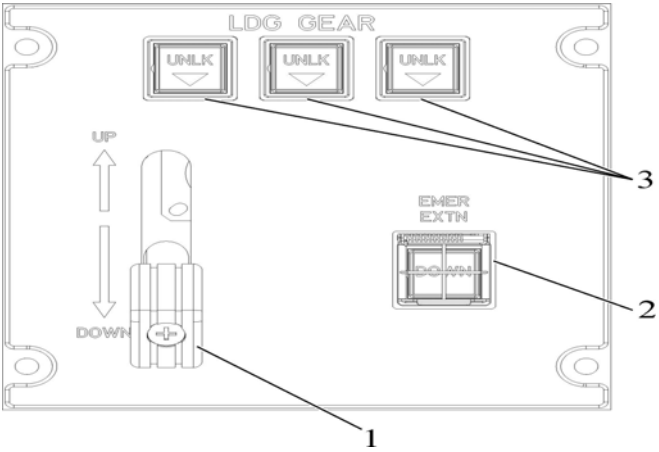
- шасси на замках убранного/выпущенного положения,
- фюзеляжные створки открыты/закрыты,
- стойки шасси обжаты/разжаты.

Блок LGSCU является потребителем первой категории, получает электропитание постоянного тока от левого и правого борта самолета, причем полноценная работа блока может осуществляться только от одного из бортов.

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ШАССИ



1 Рукоятка основного управления уборкой и выпуска шасси

UP : шасси убираются

DOWN : шасси выпускаются

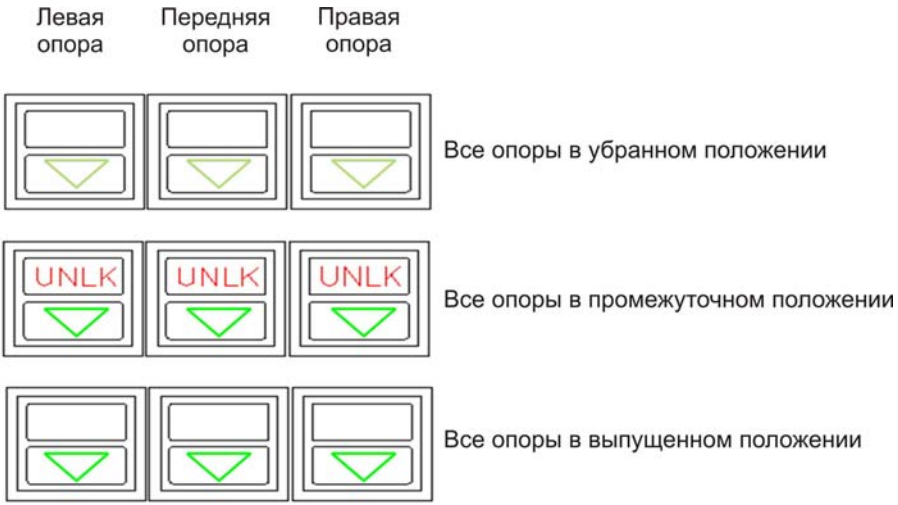
2 Кнопка-лампа EMER EXTN

(кнопка аварийного открытия замков опор шасси и фюзеляжных створок)

3 Резервные сигнализаторы положения шасси.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ РЕЗЕРВНЫХ СИГНАЛИЗАТОРОВ ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ



Во время уборки-выпуска шасси мерцают зеленые треугольники и постоянно светятся красные надписи «UNLK».

При выпущенных опорах шасси постоянно светятся зеленые треугольники.

При убранных опорах шасси индикация треугольников отсутствует.

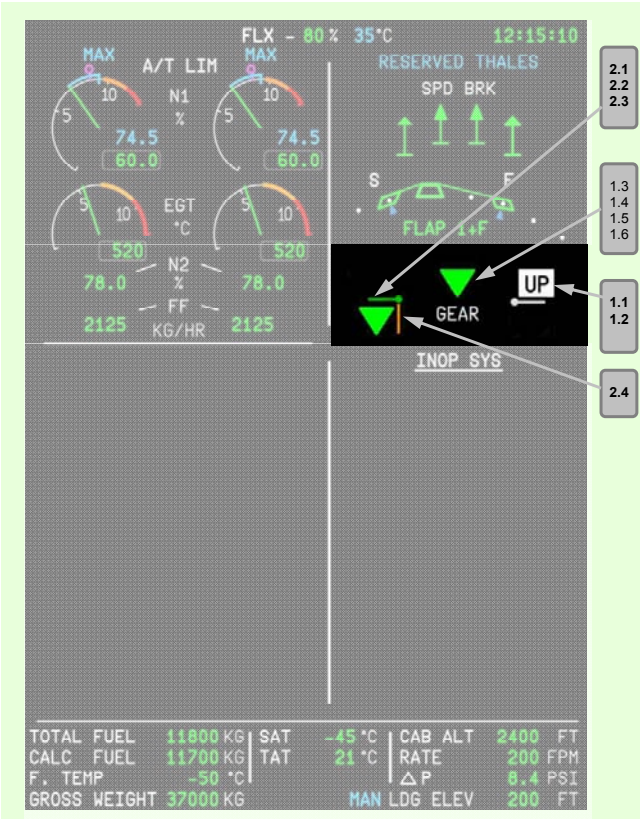
© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ НА EWD

Индикация положения шасси отображается на EWD (Engine Warning Display) до момента полной уборки всех опор и закрытия всех фюзеляжных створок шасси. После уборки всех опор и закрытия обеих фюзеляжных створок индикация положения шасси сохраняется в течение 10 с после чего гаснет, а надпись «GEAR» отображается постоянно.

Индикация положения шасси на EWD возобновляется при выполнении хотя бы одного из условий:

- рукоятка уборки-выпуска шасси установлена в положение DOWN;
- при снижении до высоты менее 1640 ft.(500 м) с убранными шасси;
- при отказах в системе управления шасси.





Режим управления поворотом колёс передней опоры

Надпись STRG появляется – при включении системы управления поворотом колёс передней опоры (цвет зелёный).

Надпись STRG отсутствует - система управления поворотом колёс передней опоры находиться в режиме самоориентирования в случае её выключения или отказа. При этом на экране EWD появится текстовое сообщение “LG NW STEER DISARMED”

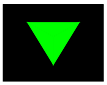
1.1-1.6 Символы положения опор шасси



Опора на замке убранного положения



Опора не сходит с замка убранного положения при выпуске более 28 с



Опора выпущена (установлена на замок выпущенного положения)



Опора в промежуточном положении более 28 с



Движение опоры в промежуточном положении



Нет достоверных данных для отображения

© ЗАО «ГСС»

2,1 - 2.4 - Символы положения фюзеляжных створок (ФС)



ФС закрыта при выпущенной основной опоре



ФС закрыта после уборки основной опоры



ФС не открывается при выпуске основной опоры более 28 с.

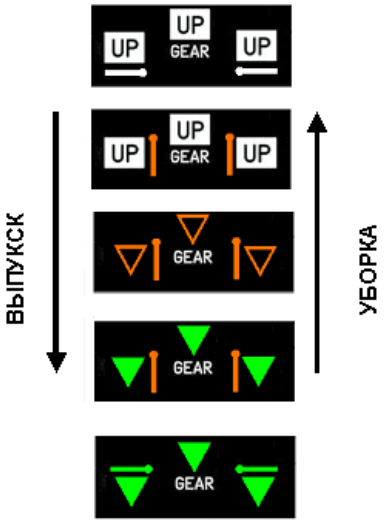


ФС основной опоры открыта



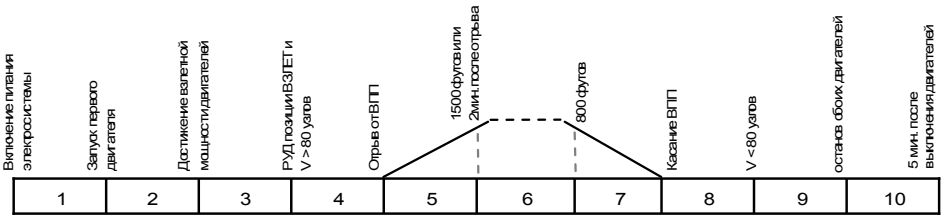
Нет достоверных данных для отображения

Последовательность индицирования символов в процессе уборки (выпуска) шасси



© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
L/G GEAR NOT DOWNLOCKED Шасси не зафиксировано на замке выпущенного положения *Рукоятка уборки-выпуска шасси в положении DOWN. По меньшей мере, одна стойка не встала на замок выпущенного положения.*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	нет	3,4,5
L/G GEAR NOT UPLOCKED Шасси не зафиксировано на замке убранного положения *Рукоятка уборки-выпуска шасси в положении UP.* *По меньшей мере, одна стойка не встала на замок убранного положения.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,8
L/G DOOR NOT CLOSED Фюзеляжные створки не закрыты *Створка основной опоры не на замке закрытого положения после 28 с от начала постановки рукоятки на уборку или на выпуск*				4,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
L/G MAIN SYS FAULT Потеря данных по двум каналам по шинам JPDB или отказ всех функций вычислителя LGCSU (уборки/выпуска основных опор шасси, обжатия шасси и управления носовой опорой)	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4
L/G WOW FAULT Отказ функции обжатия шасси по 2-м каналам				4,5
L/G EMERGENCY DOWN Активирована система аварийного выпуска шасси	нет	нет		нет
L/G GEAR FAULT Отказ обоих каналов блока управления уборки/выпуска шасси	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4,8
L/G CHECK SYSTEM Отказ одного канала блока управления шасси (LGSCU)	нет	нет		2,3,4,5,6,7,8,9
L/G GEAR SPEED PROT Выпуск / уборка шасси запрещены из-за превышения скорости	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		1,2,3,4,8,9,10

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

32.30 УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ

ОПИСАНИЕ

Система управления поворотом колес электродистанционная. Электропитание от шины постоянного тока.

Гидравлическое питание NWSS осуществляется от 2ГС самолета.

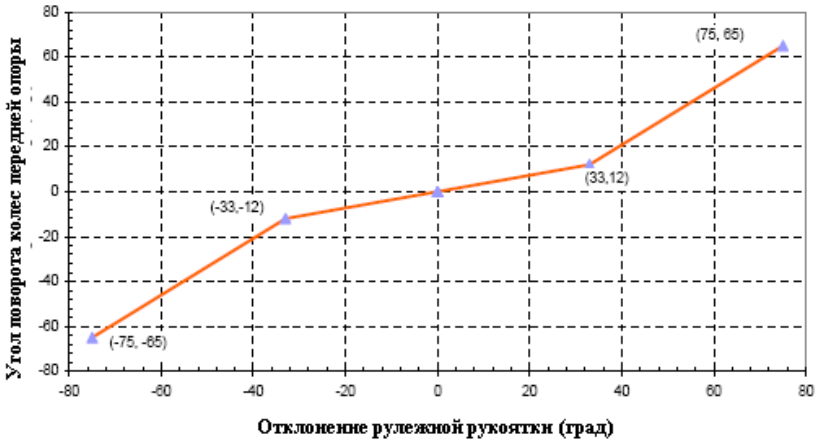
Управление и контроль работоспособности осуществляется электронным блоком управления LGSCU.

Органами управления NWSS являются педали отклонения руля направления и рукоятки управления поворотом колёс, расположенные на боковых пультах пилотов.

NWSS включается выключателем N/W STRG на пульте управления AUTO BRAKE. Подключение системы происходит при условии обжатия стойки носовой опоры шасси.

На рисунке представлена зависимость угла поворота колёс передней опоры от отклонения рулёжной рукоятки.

© ЗАО «ГСС»



При отклонении педалей руля направления или рулежной рукоятки сигнал управления поступает в гидравлический модуль управления, который через реечно-зубчатый механизм поворачивает передние колеса на заданный угол. Величина управляющего сигнала и его направление равна алгебраической сумме сигналов от органов управления левого и правого пилотов.

РЕЖИМЫ РАБОТЫ NWSS

Управление передним колесом от рулёжной рукоятки

Обеспечивается отклонение колес…… до ± 65°

Управление поворотом передней опоры шасси от рукоятки блокируется на скорости более ……43 KT

Управление передним колесом от педалей

Обеспечивается отклонение колес…….…… до ± 7°

© ЗАО «ГСС»

Управление от рукояток управления поворотом колёс и педалей

Одновременное отклонение обеих рукояток управления поворотом колёс и педалей в процессе руления приводит к алгебраическому суммированию управляющих сигналов, что обеспечивает максимальный угол поворота колес до ±65°.

В режим управления система переходит при следующих условиях:

- выключатель N / W STRG включен(находится в верхнем положении);
- передняя опора шасси обжата;
- блок LGSCU получает электропитание постоянного тока хотя бы от одной шины левого или правого борта;
- гидравлическая система №2 функционирует;

Режим самоориентирования

Угол поворота переднего колёса в режиме самоориентирования …..до ±90°

В этом режиме полости цилиндров механизма поворота передних колес соединяются через дросселирующие устройства, встроенные в гидравлический модуль, установленный на передней опоре, и механизм поворота работает в режиме демпфирования.

Передние колеса переходят в режим самоориентирования:

- при отключении NWSS выключателем N/W STRG;
- при отсутствии гидропитания ;
- при отсутствии электропитания ;
- при не обжатых амортизационных стойках основных опор;
- автоматически при отказе NWSS.

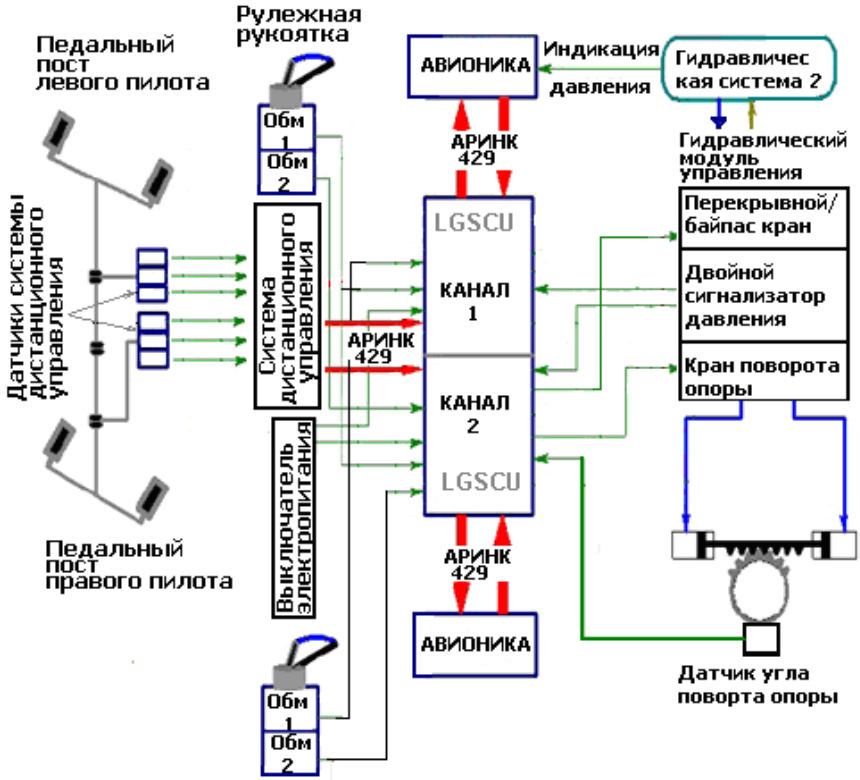
БУКСИРОВКА

Обеспечивается отклонение колес…….…… до ±90°

Датчик предельного угла поворота колёс передней опоры – сигнализирует о превышении угла поворота колёс передней опоры при буксировке более 90°. При этом на EWD сигнализируется сообщение – NW STEER HI ANGLE.

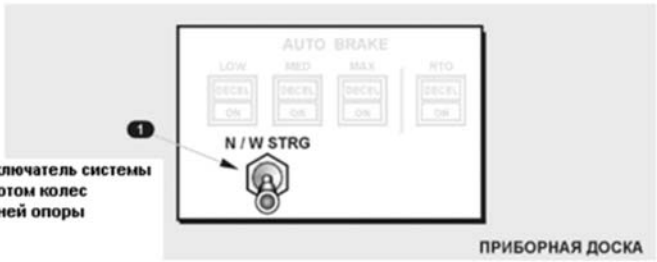
© ЗАО «ГСС»

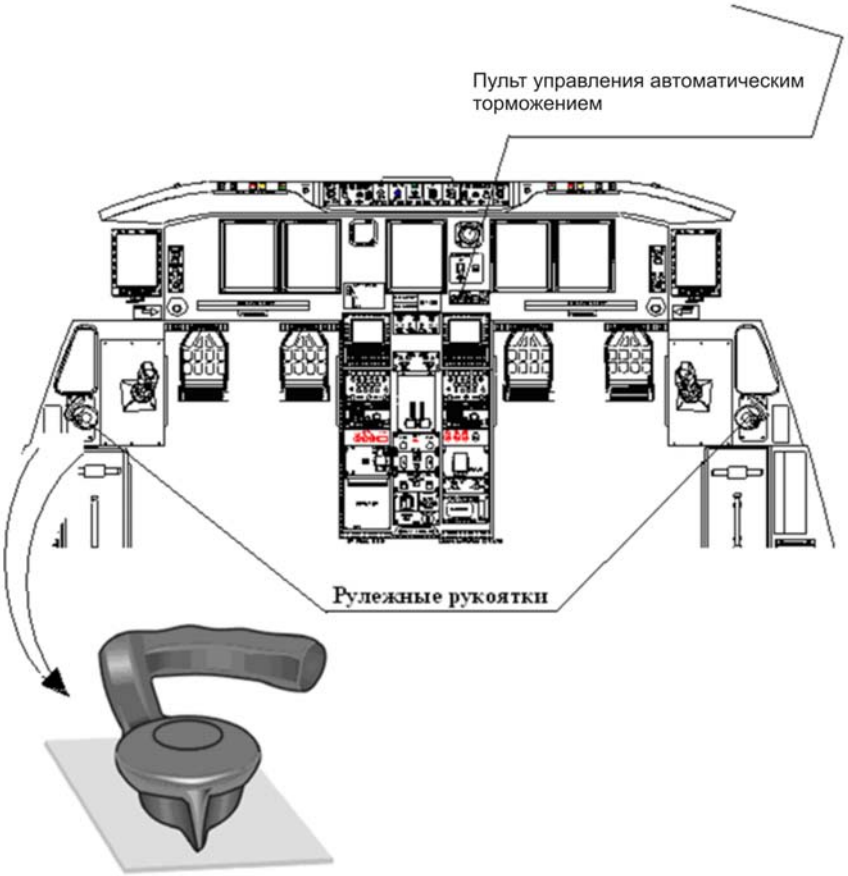
СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ



© ЗАО «ГСС»

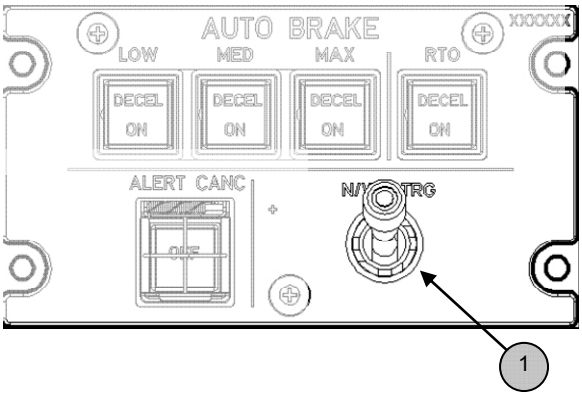
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ





© ЗАО «ГСС»

ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ

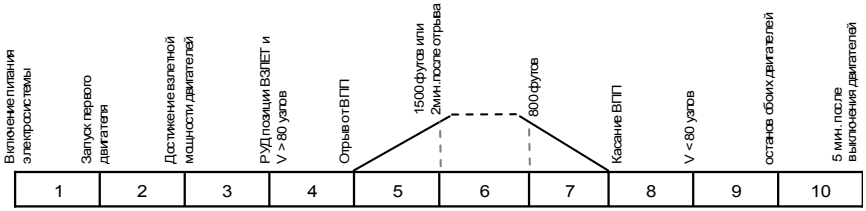


1 Выключатель системы управления поворотом колес N/W STRG (Nose Wheel Steering).

Выключатель двухпозиционный с фиксацией в крайних положения. В нижнем положении переключателя разворот переднего колеса выключен, в верхнем положении переключателя разворот переднего колеса включен.

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
L/G NW STEER FAULT Отказ системы управления передним колесом	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4,5
L/G NW STEER HI ANGLE Превышен угол поворота колёс *Поворот передних колес на угол более 90°*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		3,4,5,6,7,8
L/G NW SELF ORIENT FAULT Потеря функции управления *Отказ гидравлического модуля управления поворотом. При отключении системы управления передним колесом произойдёт увод колёс. Переключатель N/W STRG оставить включённым.*				4,5
L/G NW STEER DISARMED Система управления передним колесом отключена	нет	нет		

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

32.40 УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС

ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система торможения колёс состоит из:

- Электрогидравлической системы основного торможения с дистанционным управлением;
- Полностью независимой гидромеханической системы стояночного (запасного) торможения.

Система управления тормозами колёс позволяет контролировать температуру тормозов и обеспечивает экипаж информацией о температуре тормозов.

Основный колеса имеют выплавляемые пробки. Пробки выплавляются при перегреве колес, при этом стравливается газ из шины, что исключает разрушение колеса и шины при перегреве.

АНТИЮЗОВАЯ АВТОМАТИКА

Система управления тормозами колёс снабжена антиюзовой автоматикой, действующей при торможении от педалей и при автоматическом торможении. Антиюзовая автоматика работает на скорости более 10 kt. В режиме запасного торможения антиюзовая автоматика не работает.

ОСНОВНАЯ СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ

Состоит из двух подсистем. Одна из подсистем обеспечивает торможение внутренних колес основных стоек шасси от 1 ГС, а вторая - торможение внешних колес от ЗГС. Колёса передней стойки шасси тормозов не имеют.

Основная система торможения обеспечивает:

- педальное торможение;
- автоматическое торможение на посадке;
- автоматическое торможение при прерванном взлете;
- автоматическое торможение колёс при уборке шасси;
- встроенный контроль состояния и работоспособности компонентов СУТК;
- передачу информации в систему наземного обслуживания;
- отображение информации о состоянии системы на мнемокадре BRAKE и выдача предупреждающих текстовых сообщений на EWD;
- выдачу информации о скорости колес в другие системы самолета;

© ЗАО «ГСС»

Педальное торможение

Педальное торможение обеспечивается нажатием на тормозные педали. Педальное торможение является основным режимом торможения. В случае одновременного нажатия пилотами на тормозные педали торможение колес происходит с поста управления того пилота, педали которого обжаты на большую величину.

Нажатием на тормозные педали пилот задает потребный уровень давления на пробеге, который при неизменном положении педалей автоматически поддерживается постоянным за счет регулирования давления в тормозной системе.

Величина обжатия тормозных педалей определяется пилотом исходя из условий торможения.

Давление, соответствующее нормальному уровню замедления 3м/с²(*) и равное половине подводимого из гидросистемы в режиме Педальное торможение, достигается при отклонении педалей на 85% от полного хода с уровнем усилия на конце хода до 24кг.При этом ,при отклонении педалей на участке свыше 85% от полного хода, изменяется градиент усилия на педали.

В случае необходимости пилот может увеличить (при достаточном сцеплении между шинами и ВПП) эффективность торможения, отклонив тормозные педали полностью. Полное отклонение педалей соответствует форсированному торможению. При этом уровень давления становится равным подводимому из гидросистемы и уровень замедления может достигать величины 5м/с^2(**), а усилие на педалях тормозов увеличивается с 24 до 38кг.

Применение форсированного торможения при недостаточном сцеплении шин с ВПП может привести к увеличению частоты срабатывания антиюзовой автоматики, что в свою очередь может вызвать снижение эффективности торможения.

Срабатывание антиюзовой автоматики визуально наблюдается по колебаниям профильных указателей зеленого цвета на индикаторах текущего значения давления в тормозах.

Поскольку юз уменьшает эффективность торможения для повышения эффективности необходимо уменьшить обжатие тормозных педалей.

При педальном торможении, при скорости меньше 10kt, после отключения антиюзовой автоматики, при возникновении ощущения неравномерного торможения колесами ООШ должен быть понижен уровень педального торможения.

Ограничения по прочности конструкции при использовании педального торможения с полным перемещением педалей отсутствуют.

(*)- для самолета с максимальным взлетным весом и достаточным сцеплением между шинами и ВПП.
(**)- при достаточном сцеплении между шинами и ВПП.

© ЗАО «ГСС»

Рекомендуется на первом участке торможения использовать аэродинамику самолета и низкий уровень торможения, на последующем использовать необходимый потребный уровень торможения.

Педальное торможение на пробеге после посадки обеспечивается, если:

– обжаты основные стойки шасси в течении 3 сек

или

– основные колёса шасси раскручены до путевой скорости более 50 kt при этом ускорение самолета менее 0,5 м/с^2.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ НА ПОСАДКЕ

Режим автоматического торможения на посадке подготавливается нажатием кнопки выбранного уровня замедления на пульте тормозов. Тормозная система обеспечивает три уровня замедления на пробеге (LOW, MED, MAX), которые выбираются в зависимости от длины ВПП и условий посадки на аэродроме с учётом рекомендаций включённых в раздел «Ограничения».

Давление на торможение автоматически подается на пробеге после обжатия или раскрутки основных стоек шасси и установки РУД в положение IDLE.

Заданный уровень замедления в процессе торможения поддерживается регулированием давления в тормозной системе. При этом направление на пробеге пилот выдерживает, управляя передними колесами от педалей руля направления.

На V≤10 kt функция автоматического выдерживания заданного уровня замедления отключается. При этом на скорости менее 10 kt управление давлением, подаваемым в тормоза, отключается, в тормоза начинает подаваться постоянное давление.

© ЗАО «ГСС»

Автоматическое торможение отключается:

- при нажатии на тормозные педали на величину более холостого хода-15% от максимальной величины хода
- или при отключении автоматического торможения на пульте AUTO BRAKE нажатием кнопки выбранного уровня замедления
- или при переводе ручки РУД на угол больше 8° относительно положения IDLE.

Если при автоматическом торможении колес в любом из режимов торможения LOW, MED, MAX через 3 сек. после обжатия основных опор шасси, т.е. после опускания передней опоры, пилот распознает , по отсутствию замедления самолета, отказ режима автоматического торможения – необходимо применить педальное торможение.

Автоматическое торможение при прерванном взлёте

Режим RTO подготовлен, если выполнены три условия:

- нажата кнопка RTO на пульте автоматического торможения, индикация ON горит;
- РУД установлен в положение взлетной тяги;
- скорость больше 70 kt.

После взлёта подготовленный режим RTO отключается после установки рукоятки управления шасси в положение UP, при этом индикация ON на кнопке-табло RTO гаснет.

Режим RTO включается:

- Основные опоры шасси обжаты
- на скорости больше 70kt при установке РУД в положение IDLE или REV.

При этом ускорение торможения на сухой ВПП составляет, при условии безъюзового торможения, не менее 4,5м/сек2.

Режим RTO отключается :

- при обжатии педалей на величину более холостого хода, в этом случае замедление соответствует величине обжатия.

Автоматическое торможение колёс при уборке шасси

Сигнал на автоматическое торможение колес основных опор после взлета подается при установке рукоятки управления шасси в положение UP.

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА СТОЯНОЧНОГО (ЗАПАСНОГО) ТОРМОЖЕНИЯ

Применяется для удержания самолета на старте, на стоянке и для торможения на пробеге в случае выхода из строя основной системы торможения.

Состоит из двух независимых гидромеханических подсистем. Одна из подсистем обеспечивает торможение внутренних колес основных стоек шасси, другая торможение внешних колес.

Подсистемы работают от гидроаккумуляторов, в которые гидрожидкость подаётся от 1ГС и 3ГС через обратные клапаны.

Стояночное торможение

Управление осуществляется от рукоятки стояночного торможения PARK/ALTN BRAKE на среднем пульте, путем ее вытягивания и фиксирования в верхнем положении поворотом на 90° по или против часовой стрелки. Для выключения стояночного тормоза рукоятку необходимо повернуть на 90° в обратном направлении.

Система стояночного торможения обеспечивает удержание самолета при стоянке в течение не менее 12 часов.

Запасное торможение

Рукоятка PARK/ALTN BRAKE позволяет экипажу выполнить запасное торможение на пробеге или рулении в случае отказа основной системы торможения.

При использовании запасного торможения осуществляется одновременное торможение всех колес основных опор.

Система запасного торможения не предусматривает дифференциальное торможение колес левой и правой опор.

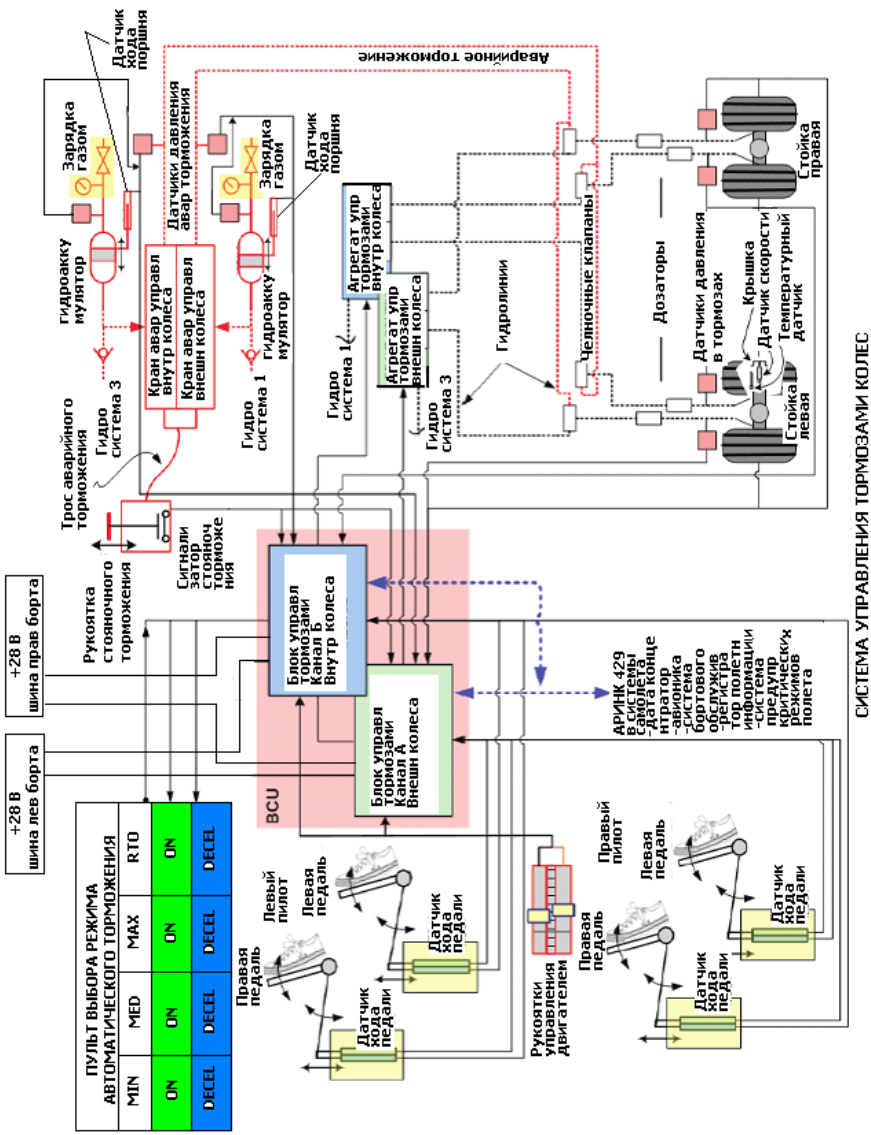
Емкость гидроаккумуляторов обеспечивает выполнение не менее 6 циклов запасного торможения с полным вытягиванием и отпусканием рукоятки PARK/ALTN BRAKE.

На ВПП с пониженным коэффициентом сцепления торможение рукояткой PARK/ALTN BRAKE рекомендуется выполнять в импульсном режиме с вытягиванием на 1-2 сек. и отпусканием на 1сек.

Вытягивание осуществлять до резкого возрастания усилий на рукоятке. Усилие при полном вытягивании составляет 13 ± 4 кг. Ход рукоятки до резкого возрастания усилий составляет ~100 мм.

© ЗАО «ГСС»

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ



© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИМ ТОРМОЖЕНИЕМ



1 Кнопки – табло LOW, MED, MAX, RTO

Кнопки – табло LOW, MED, MAX и RTO предназначены для подготовки системы основного торможения к работе в автоматическом режиме с соответствующим уровнем замедления движения самолета.

– Режим RTO выбирается перед выполнением взлета. В случае прерванного взлета торможение будет выполнено с максимальным давлением в тормозах колес.

Примечание: Максимальное давление в тормоза колес начнет подаваться сразу после включения режима RTO.

– Режимы MAX, MED, LOW выбираются перед выполнением посадки.

- На режиме MAX замедление самолета, вызванное торможением колес – не менее 2,7 м/с2
- На режиме MED замедление самолета, вызванное торможением колес – не менее 2,3 м/с2
- На режиме LOW замедление самолета, вызванное торможением колес – не менее 1,8 м/с2

Примечание: На режимах MAX, MED, LOW давление в тормоза колес начнет подаваться после достижения заданной величины замедления от воздействия сил аэродинамического торможения и реверса тяги двигателей.

Примечание: Замедление MAX, MED, LOW обеспечивается тормозами колес при безъюзовом торможении.

© ЗАО «ГСС»

– Сигнализация режимов автоматического торможения на кнопке – табло.
  - Надпись ON светится зеленым цветом, сигнализируя о выбранном режиме автоматического торможения. Надпись ON гаснет с началом применения торможения от педалей или при повторном нажатии на кнопку – табло для отключения выбранного режима автоматического торможения.
  - Надпись DECEL светится белым цветом, сигнализируя, что система готова к подаче давления в тормоза соответствующего заданному уровню замедления самолета. На скорости менее 10 KT надпись DECEL гаснет.

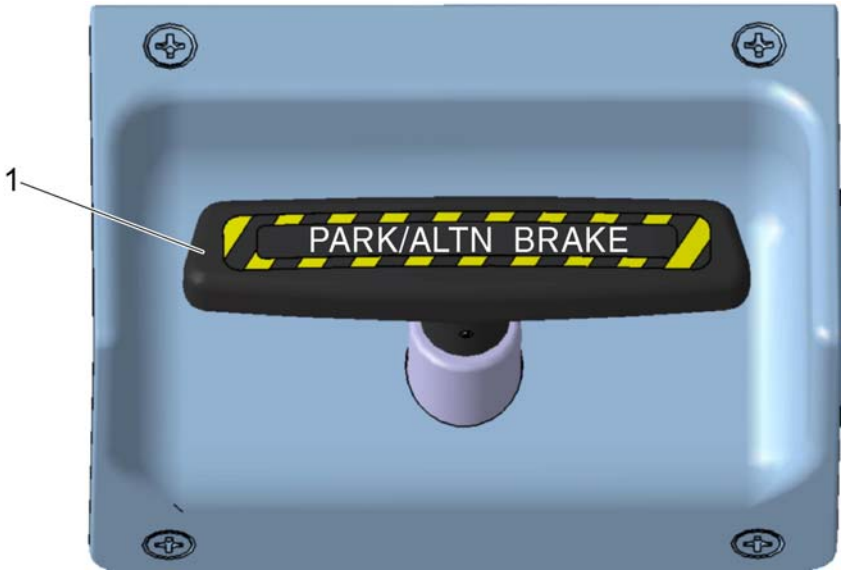
Примечание: В случае превышения соотношения между заданным уровнем замедления и фактическим коэффициентом сцепления шины и ВПП заданный уровень торможения может понизиться из-за работы антиюзовой автоматики.

  - Надписи ON и DECEL не светятся, если ни один из режимов автоматического торможения не выбран.

© ЗАО «ГСС»

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ

РУКОЯТКА СТОЯНОЧНОГО (ЗАПАСНОГО) ТОРМОЖЕНИЯ



1 Рукоятка стояночного (запасного) торможения PARK/ALTN BRAKE

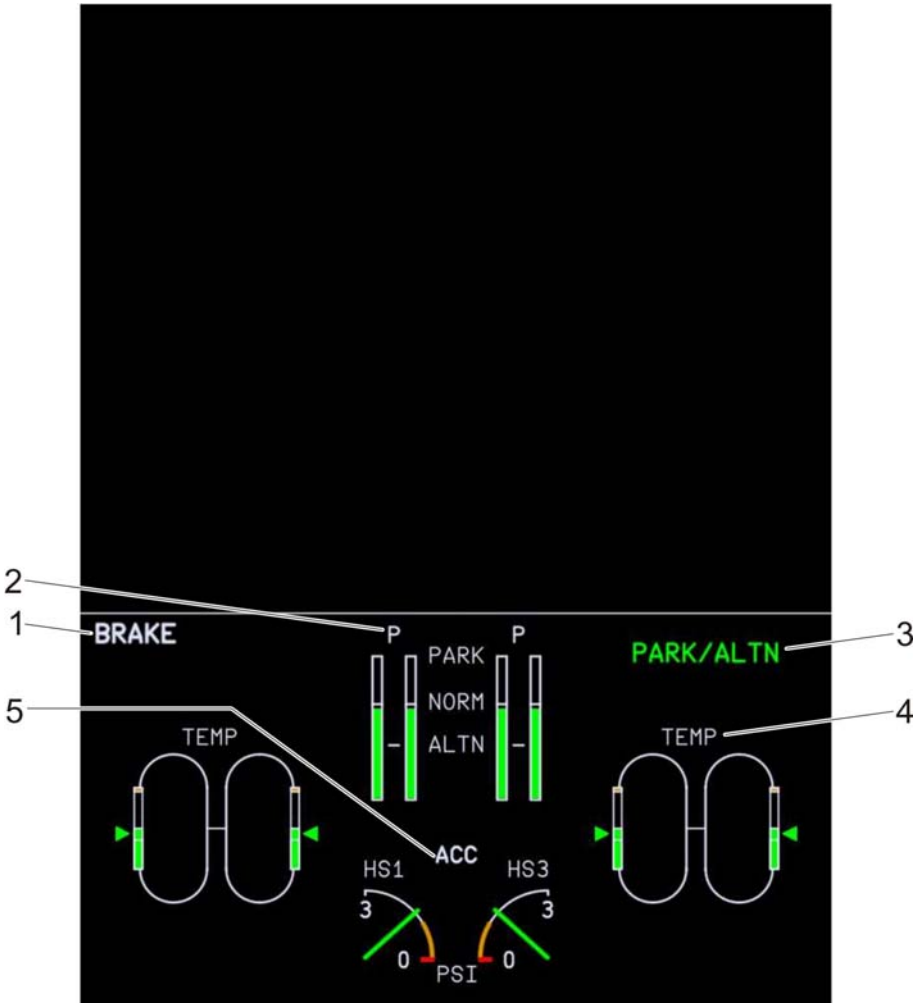
- Для выполнения стояночного торможения, необходимо вытянуть рукоятку вверх до упора и зафиксировать ее в этом положении, поворотом против или по часовой стрелке на 90^0.
- Для выполнения запасного торможения необходимо вытянуть рукоятку вверх так, чтобы давление в тормозах колес не превышало рекомендованного значения, выдержать 1 – 2 секунды, затем опустить рукоятку вниз до упора. Цикл повторять через 1 – 2 секунды.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

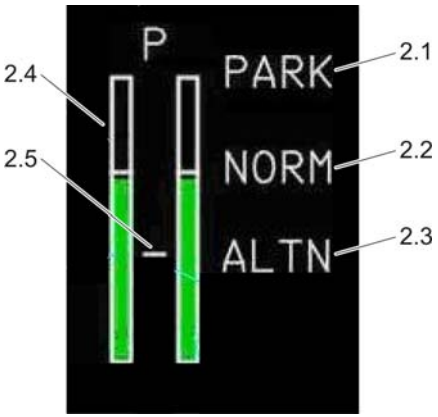
МНЕМОКАДР СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС



© ЗАО «ГСС»

1 Название мнемокадра системы торможения колес шасси

2 Индикация давления в тормозах колес P



2.1 Символ системы стояночного торможения

PARK : Индицируется на мнемокадре постоянно.

2.2 Символ зоны нормального торможения

NORM : Символ размещен на границе между нижней и верхней зонами вертикальной шкалы профильного индикатора текущего значения давления в тормозах колес.

Индицируется на мнемокадре постоянно.

2.3 Символ системы запасного торможения

ALTN : Индицируется на мнемокадре постоянно

© ЗАО «ГСС»

2.4 Профильный индикатор текущего значения давления в тормозах колес

Текущее значение давления определяется по положению верхней границы профильного указателя зеленого цвета относительно вертикальной шкалы

Примечание: При не обжатых педалях и выключенном стояночном (запасном) торможении допускается индикация верхней границы профильного указателя выше отметки 0 на 1-2мм, если при этом отсутствует сообщение UNCOMMANDED BRKG ,то данная индикация не является признаком остаточного давления в тормозах- колеса не заторможены.



: Вертикальная шкала:

- Нижняя зона шкалы до символа NORM указывает на диапазон давления от 0 до 1400 PSI
- Верхняя зона шкалы указывает на диапазон от 1401 до 3000 PSI.



: данные недостоверны

2.5 Отсчетный индекс значения давления в тормозах колес



: Указывает рекомендуемое значение давления в тормозах колес при выполнении запасного торможения и соответствует значению 800 PSI на вертикальной шкале профильного индикатора текущего давления в тормозах колес.

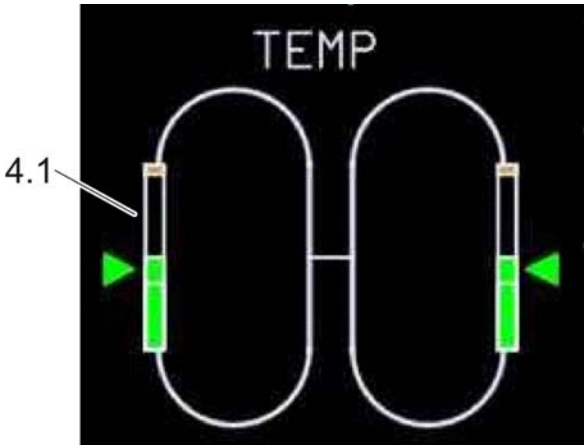
© ЗАО «ГСС»

3 Индикация состояния системы торможения колес

LOW ON	:	система основного торможения подготовлена к автоматическому торможению на режиме LOW
MED ON	:	система основного торможения подготовлена к автоматическому торможению на режиме MED
MAX ON	:	система основного торможения подготовлена к автоматическому торможению на режиме MAX
RTO ON	:	система основного торможения подготовлена к автоматическому торможению на режиме RTO
PARK/ALTN	:	система стояночного (запасного) торможения приведена в действие
LOW DECEL	:	приведен в действие режим LOW автоматического торможения
MED DECEL	:	приведен в действие режим MED автоматического торможения
MAX DECEL	:	приведен в действие режим MAX автоматического торможения
RTO DECEL	:	приведен в действие режим RTO автоматического торможения
XXXXXXX	:	отсутствие данных или данные недостоверны
PARK/ALTN FAULT	:	отказ системы стояночного (запасного) торможения
AUTO BRK FAULT	:	отказ системы автоматического торможения

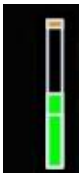
© ЗАО «ГСС»

4 Индикация температуры колес TEMP



4.1 Индикатор текущего значения температуры тормозов колес

Текущее значение температуры определяется по положению треугольного индекса относительно вертикальной шкалы



: Вертикальная шкала состоит из 3-х зон.

Полный диапазон шкалы от 50ºС до 750ºС.

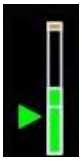
Нижняя зеленая зона указывает на диапазон температур от 50ºС до 232ºС.

Средняя бесцветная зона указывает на диапазон температур от

232ºС до 550ºС.

Верхняя зона указывает на диапазон температур от 550ºС до 750ºС.

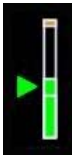
– Нижняя белая горизонтальная линия соответствует 180ºС.



: Текущее значение температуры в пределах диапазона от 50ºС до 180ºС.

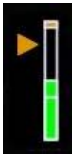
Зеленый треугольный индекс индицируется постоянным цветом.

© ЗАО «ГСС»



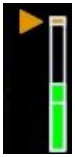
: Текущее значение температуры в пределах диапазона от 180ºC до 232ºC.

Зеленый треугольный индекс индицируется в мерцающем режиме.



: Текущее значение температуры в пределах диапазона 232ºC до 550ºC.

Оранжевый треугольный индекс индицируется постоянным цветом.



: Текущее значение температуры в пределах диапазона 550ºC до 750ºC.

Оранжевый треугольный индекс индицируется в мерцающем режиме.



: Данные недостоверны

5 Стрелочный индикатор текущего значения давления в системе стояночного (запасного) торможения внутренних (HS1) или внешних (HS3) колёс.

Текущее значение давления определяется по шкале стрелочного индикатора. Цвет стрелки индикатора меняется в зависимости от диапазона эксплуатации



: текущее значение давления в рекомендуемом диапазоне (от 1400 до 3000 PSI)



: текущее значение давления в диапазоне от 1214 до 1400 PSI. Требуется подзарядка гидроаккумулятора.



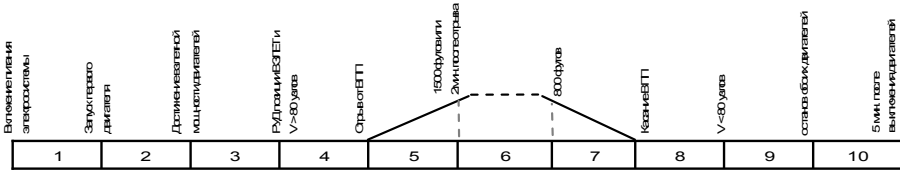
: текущее значение давления менее 1214 PSI.



: данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
BRAKE DEGRADED Ухудшение торможения *Симметричный отказ тормозов*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	1,4,5,10
BRAKE MAIN BRK FAULT Отказ основной системы торможения	Речевое сообщение: «*APPLY ALTERNATE. BRAKING*» 2 раза	Кнопка-табло WARN		
PARK BRK ON Включен стояночный тормоз	нет	нет		нет
BRAKE DIFF CAPT (F/O) FAULT Отказ диференциального торможения от педалей левого (правого) пилота	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4,5
BRAKE TEMP DET FAULT Отказ системы индикации температуры	нет	нет		3,4,5,7,8
BRAKE OVERHEAT Перегрев тормозов *Необходимо охладить перед рулением или после взлета перед уборкой шасси.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
BRAKE ACC PRESS ABN Давление газа аккумулятора в одной из системы торможения меньше или больше допустимого уровня.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4,5,8
BRAKE AUTO BRK FAULT Отказ системы автоматического торможения.				4,5
BRAKE PARK/ALTN FAULT Отказ стояночного (запасного) торможения				
BRAKE UNCOMMANDED BRKG Самопроизвольное торможение				5
BRAKE LEFT(RIGHT) BRK FAULT Отказ левых (правых) тормозов				1,4,5,10
BRAKE ANTISKID FAULT Отказ антиюзовой автоматики				4, 5
BRAKE CHECK SYSTEM Имеется неисправность не влияющая на эффективность тормозов. *Вылет до устранения неисправности запрещается*				4,5,6,7,8
BRAKE CHECK SYSTEM Имеется неисправность не влияющая на эффективность тормозов. *Вылет разрешается*	нет	нет		3,4,5,6,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
BRAKE PARK/ALTN DEGRADED Ухудшилась эффективность стояночного (запасного) торможения	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4, 5
BRAKE HOT Высокая температура тормозов. Температура тормозов выше 180°C.	нет	нет		3,4,5,6,7,8

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

32.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Потребители		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
Опоры шасси	LGSCU 1				R DC ESS 2
	LGSCU 2				L DC ESS 1
	Гидравлический модуль управления шасси				L DC ESS 1
	Рукоятка управления уборкой и выпуском шасси				L DC ESS 1
	Кнопка EMER EXTN				L DC ESS 1
	Клапаны аварийного открытия замков убранного положения				L DC ESS-3
	Бесконтактные датчики				L DC ESS 1
Система торможения	BCU A (блок управления тормозами колес)				L DC ESS 1,3
	BCU B (блок управления тормозами колес)				R DC ESS 2,4
	Рукоятка и Индикация стояночного тормоза				L DC ESS 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

33.00 СОДЕРЖАНИЕ

33.10 ОСВЕТИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА.....1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....1

ОПИСАНИЕ 1

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 6

33.20 ВНЕШНЕЕ ОСВЕТИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....1

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 2

33.30 АВАРИЙНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....1

СИГНАЛИЗАЦИЯ.....5

33.40 ОПОВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ 1

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1

СИГНАЛИЗАЦИЯ.....2

33.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ.....1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

33.10 ОСВЕТИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Световые приборы встроенного и заливающего освещения обеспечивают освещение приборной доски и пультов.

Световые приборы вспомогательного и заливающего освещение обеспечивают освещение функциональных зон для выполнения индивидуальной работы членов экипажа и освещения бортовых пультов

Два потолочных светильника обеспечивают общее освещение кабины экипажа. При обесточивании самолета потолочные светильники обеспечивают аварийное освещение кабины экипажа.

Яркость освещения всех световых приборов плавно регулируется органами управления поворотного типа с отключением при установке в крайнее левое положение.

Для всех световых приборов общего, встроенного и заливающего освещения (кроме освещения бортовых пультов и летных портфелей) предусмотрен режим STORM , который обеспечивает переход на максимальную яркость вне зависимости от положения органов управления освещением и используется для уменьшения ослепления экипажа во время грозы.

Двухканальный блок регулировки яркости [DU] является основным устройством контроля и управления осветительным оборудованием кабины экипажа.

ОПИСАНИЕ

Встроенное освещение

Все пульты управления в кабине экипажа оборудованы световыми приборами встроенного освещения с плавной регулировкой уровня яркости.

Резервный компас оборудован световым прибором встроенного освещения с фиксированным управлением уровнем яркости.

Светосигнализаторы

Переключатель ANN, расположенный на потолочном пульте, управляет яркостью всех светосигнализаторов в кабине экипажа, устанавливая ее на фиксированный для всех светосигнализаторов уровень. Экипаж может проверить загорание всех светосигнализаторов, установив переключатель ANN в положение TEST.

Примечание: При установке переключателя ANN в положение TEST кнопки-табло TEST RAT и GROUND CONTROL не высвечиваются.

© ЗАО «ГСС»

Освещение приборной доски и пульта управления системы автоматического управления полетом

Приборная доска и пульт управления системы автоматического управления полетом освещаются световыми приборами заливающего освещения, которые установлены под солнцезащитным козырьком.

Освещение левого/правого бортового пульта и лётного портфеля

Бортовой пульт и место размещения лётного портфеля освещаются световыми приборами заливающего освещения с плавной регулировкой яркости.

Освещение центрального пульта

Центральный пульт освещается светильником заливающего освещения, который установлен на потолочном пульте.

Потолочные светильники (DOME)

Два потолочных светильника с плавной регулировкой уровня яркости освещают кабину экипажа белым светом, не создающим тени.

Вспомогательное освещение

Рабочее место каждого пилота оборудовано:

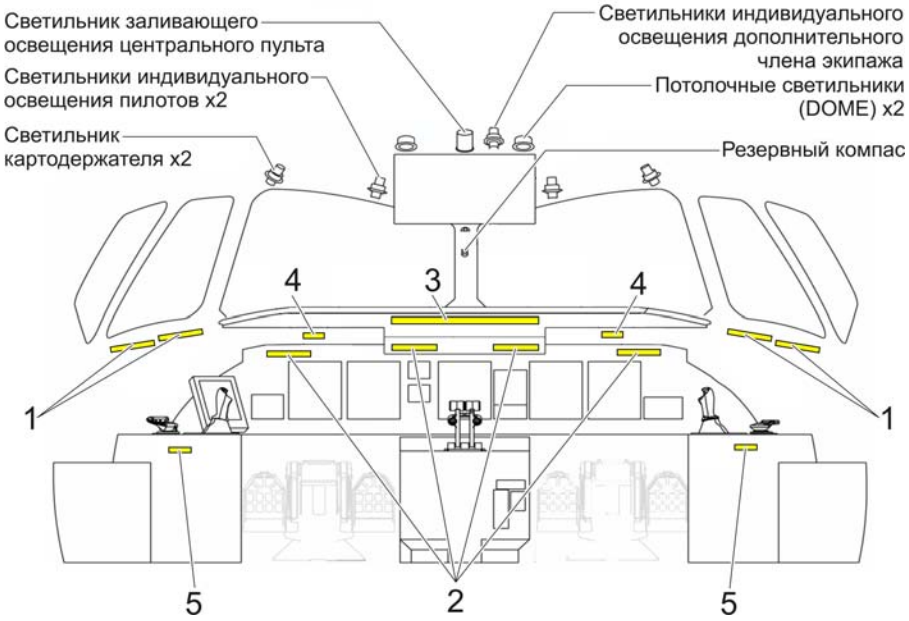
- двумя индивидуальными светильниками, которые предназначены для работы с документацией и освещения места установки картодержателя. Светильники имеют плавную регулировку уровня яркости и размера зоны освещения, а для изменения направления светового потока выполнены поворотными.
- светильником, установленным под солнцезащитным козырьком, который предназначен для освещения рабочего столика (опция).

Рабочее место дополнительного члена экипажа оборудовано индивидуальным светильником, который предназначен для работы с документацией. Светильник имеет плавную регулировку уровня яркости и размера зоны освещения, а для изменения направления светового потока выполнен поворотным.

Переносной светильник установлен на стойке оборудования у рабочего места дополнительного члена экипажа. Светильник снабжен гибким шнуром и встроенной кнопкой для включения и отключения.

© ЗАО «ГСС»

РАСПОЛОЖЕНИЕ СВЕТОВЫХ ПРИБОРОВ



1 Светильники заливающего освещения левого (правого) бортового пульта

2 Светильники заливающего освещения приборной доски

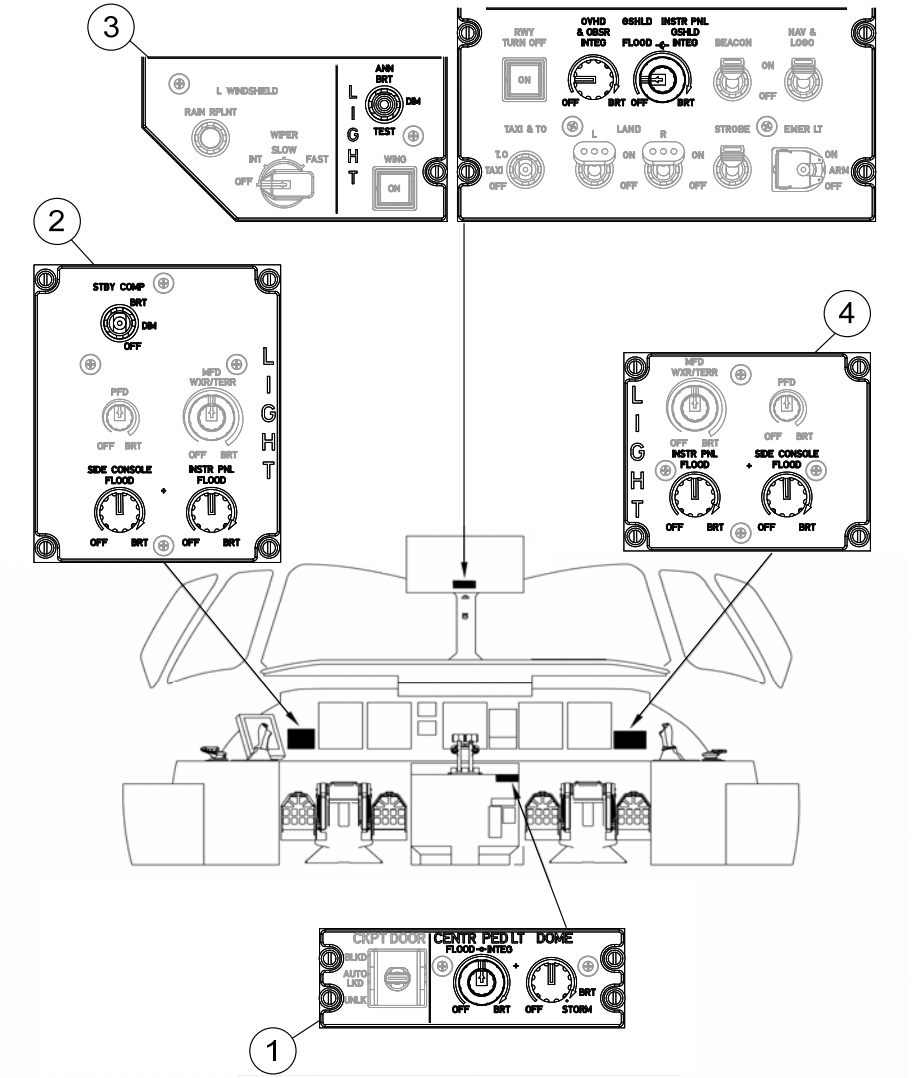
3 Светильники заливающего освещения пульта управления системы автоматического управления полетом

4 Светильники рабочего столика (опция)

5 Светильники заливающего освещения левого/правого летных портфелей

© ЗАО «ГСС»

РАСПОЛОЖЕНИЕ ПУЛЬТОВ УПРАВЛЕНИЯОСВЕЩЕНИЕМ



© ЗАО «ГСС»

1 Пульт управления освещением центрального пульта

2 Левый пульт управления освещением (приборной доски)

3 Пульт управления освещением и переключатель ANN на потолочном пульте

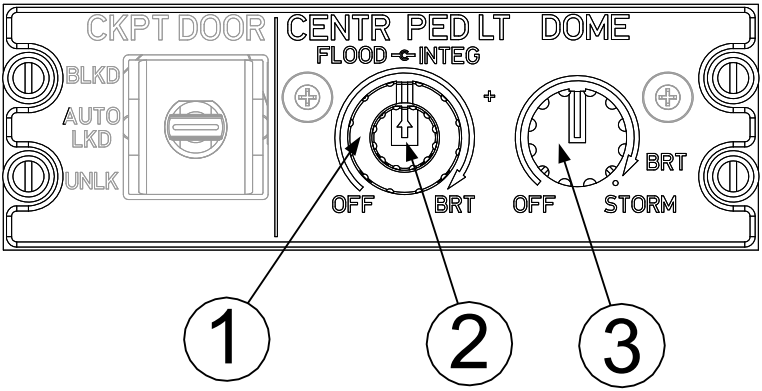
4 Правый пульт управления освещением (приборной доски)

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ



1 Регулятор CENTR PED LT FLOOD

Включение, отключение и плавная регулировка яркости заливающего освещения центрального пульта.

2 Регулятор CENTR PED LT INTEG

Включение, отключение и плавная регулировка яркости встроенного освещения центрального пульта.

3 Регулятор общего освещения DOME

Одновременное включение, отключение и плавная регулировка яркости двух потолочных светильников кабины экипажа.

OFF : освещение отключено

BRT : максимальный уровень яркости

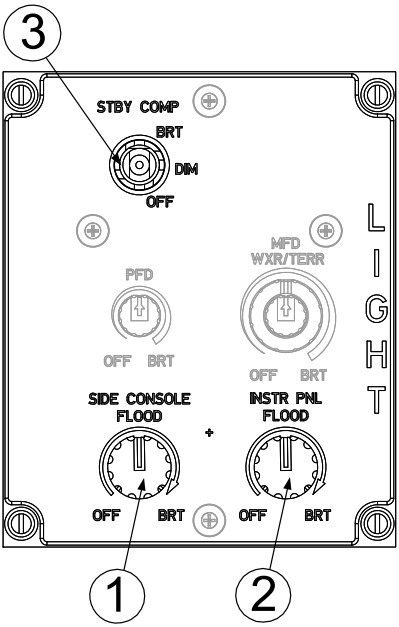
STORM : максимальный уровень яркости для встроенного, заливающего и общего освещения вне зависимости от положения органов управления освещением.

Примечание: Режим STORM включается установкой регулятора DOME в крайнее правое положение (после щелчка). Перед включением режима STORM убедитесь, что регулятор CENTR PED LT INTEG не установлен в положение OFF.

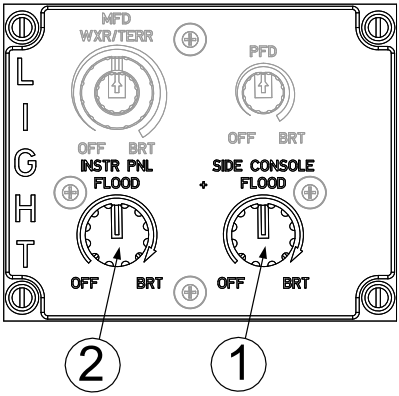
© ЗАО «ГСС»

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ



ПРАВЫЙ ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ



1 Регулятор SIDE CONSOLE FLOOD

Включение, отключение и плавная регулировка яркости заливающего освещения левого (правого) бортового пульта и лётных портфелей

2 Регулятор INSTR PNL FLOOD

Включение, отключение и плавная регулировка заливающего освещения левой (правой) приборных досок

3 Переключатель встроенного освещения резервного компаса STBY COMP

BRT : максимальный уровень яркости

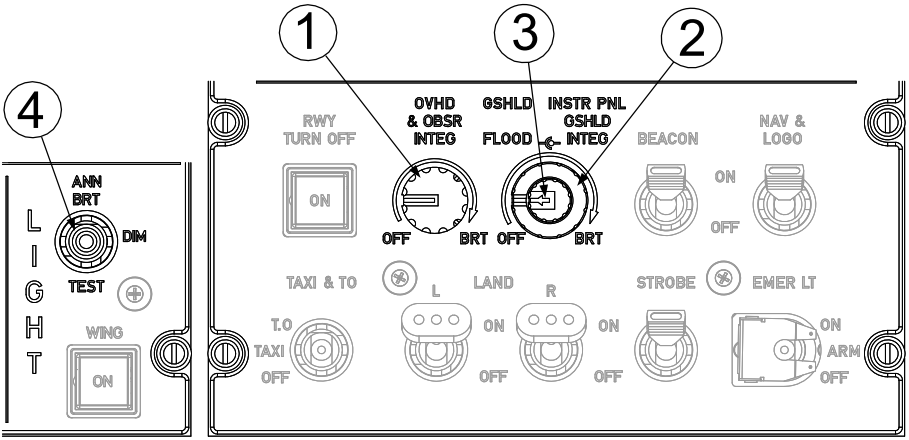
DIM : пониженный уровень яркости

OFF : освещение выключено

© ЗАО «ГСС»

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ОСВЕЩЕНИЕМ



1 Регулятор OVHD&OBSR INTEG

Включение, отключение и плавная регулировка яркости встроенного освещения потолочного пульта и стойки инспектора

2 Регулятор GSHLD FLOOD

Включение, отключение и плавная регулировка яркости заливающего освещения пульта управления полётом

3 Регулятор INSTR PNL GSHLD INTEG

Включение, отключение и плавная регулировка яркости встроенного освещения приборной доски и пульта управления полётом

4 Переключатель ANN

устанавливает яркость всех светосигнализаторов в кабине на максимальный или пониженный уровень, а также используется для прверки исправности всех светосигнализаторов

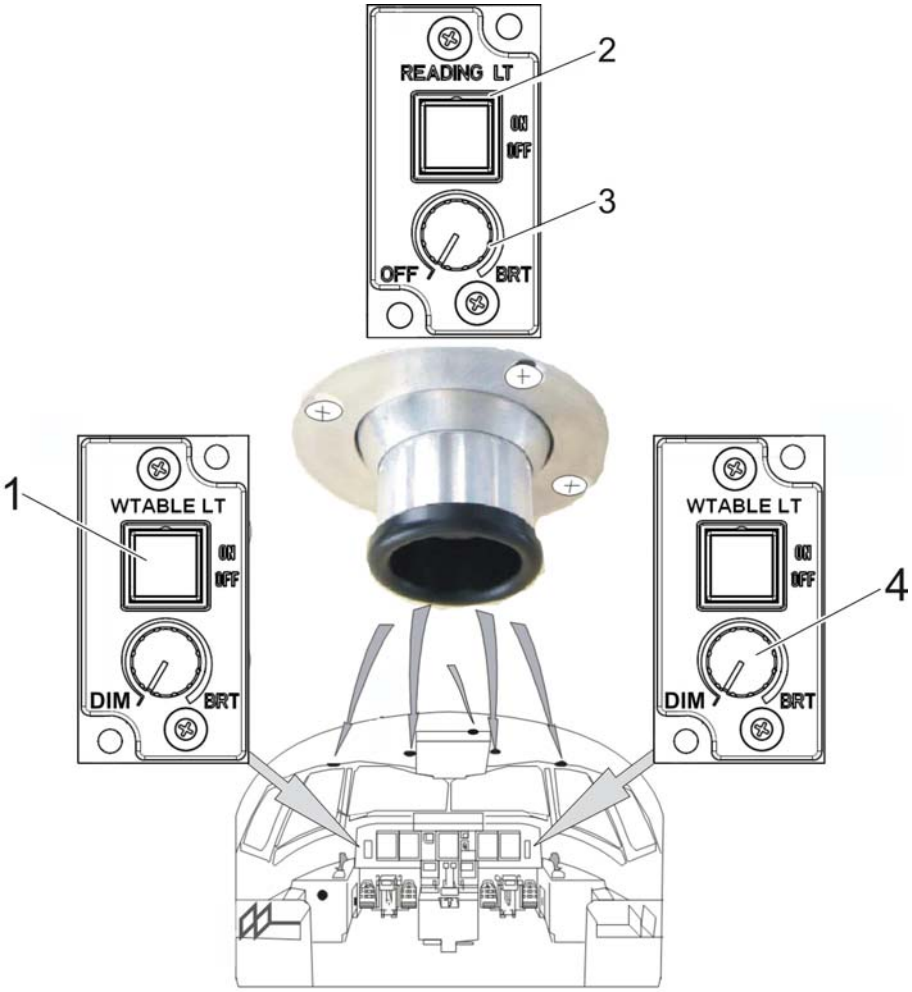
BRT : максимальный уровень яркости светосигнализаторов

DIM : пониженный уровень яркости светосигнализаторов

TEST : тестовая проверка работоспособности всех светосигнализаторов. Светосигнализаторы подсвечиваются в течение 10 сек в режиме BRT, а затем переходят в режим DIM

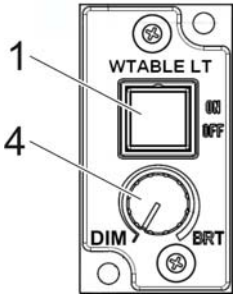
© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТЫ УПРАВЛЕНИЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫМ ОСВЕЩЕНИЕМ



© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ СВЕТИЛЬНИКОМ РАБОЧЕГО СТОЛИКА (ОПЦИЯ)



1 Кнопочный выключатель ON/OFF

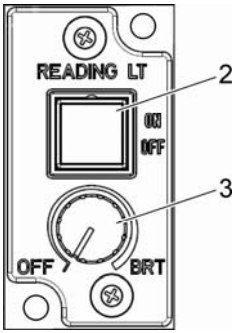
Включение, отключение светильника рабочего столика левого (правого) пилота.

4 Регулятор DIM- BRT

Плавная регулировка яркости светильника рабочего столика

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ СВЕТИЛЬНИКАМИ ПИЛОТА, ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА И СВЕТИЛЬНИКАМИ ДЛЯ КАРТОДЕРЖАТЕЛЯ



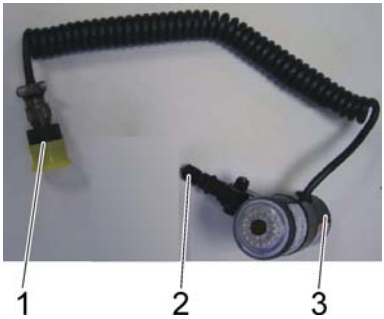
2 Кнопочный выключатель ON/OFF

Включение и отключение индивидуального светильника.

3 Регулятор OFF- BRT

Плавная регулировка яркости и отключение индивидуального светильника

ПЕРЕНОСНОЙ СВЕТИЛЬНИК



1 Электроразъем

2 Кронштейн крепления переносного светильника

3 Кнопка включения и отключения

Примечание: Переносной светильник имеет встроенный таймер, который отключает светильник примерно через 10 мин после его включения.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

33.20 ВНЕШНЕЕ ОСВЕТИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

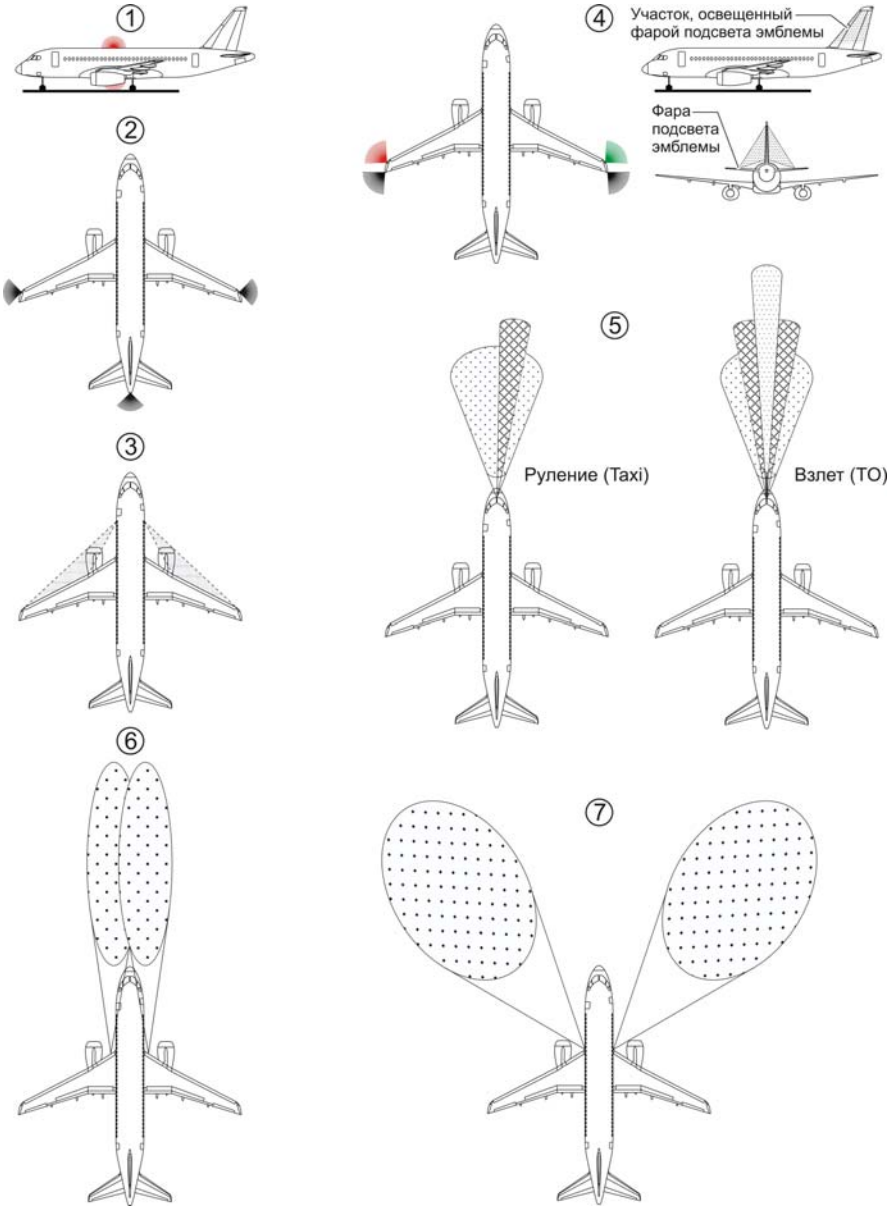
В состав внешнего осветительного оборудование самолета входят:

- аэронавигационные огни;
- посадочные фары;
- взлетная фара;
- рулежная фара;
- фары поворота с ВПП;
- фары подсвета эмблемы;
- маяки предупреждения столкновений;
- фары подсвета передней кромки крыла и воздухозаборника двигателя.

Органы управления внешнего осветительного оборудования самолета расположены на потолочном пульте в кабине пилотов.

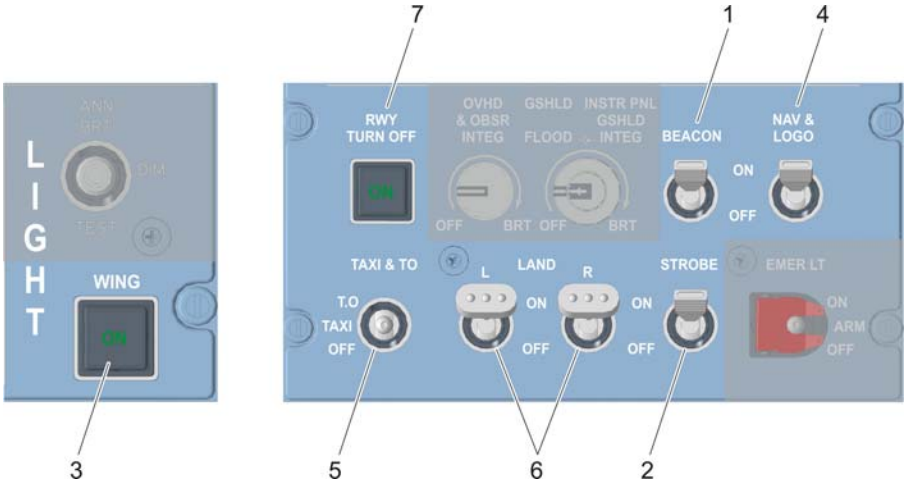
© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ



© ЗАО «ГСС»

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ



1 Выключатель BEACON

Включение и отключение двух проблесковых маяков предупреждения столкновений красного цвета. На земле интенсивность маяков понижается по сигналу «шасси обжато».

2 Выключатель STROBE

Включение и отключение трех маяков проблесковых предупреждения столкновений белого цвета.

3 Кнопка - табло WING

Используется для визуального обнаружения обледенения ночью.

ON : включены фары освещения передних кромок крыла и воздухозаборников двигателей.

4 Выключатель NAV & LOGO

Включение и отключение фар подсвета эмблемы и аэронавигационных огней.

© ЗАО «ГСС»

5 Переключатель TAXI &TO

Включение и отключение двух посадочных фар, взлетной и рулежной фар на передней опоре шасси

TO	:	включены все фары на передней опоре шасси
TAXI	:	включены только рулёжная фара и правая посадочная фара
OFF	:	отключены все фары на передней опоре шасси

Примечание: Все фары отключаются автоматически при убранном положении шасси.

6 Выключатель левый (правый) LAND L/R

Включение и отключение левой (правой) посадочной фары (крыльевой)

7 Кнопка - табло RWY TURN OFF

ON : Включены фары поворота с ВПП

© ЗАО «ГСС»

33.30 АВАРИЙНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Для аварийного освещения используются:

- два потолочных светильника в кабине экипажа;
- фотолюминесцентная маркировка пути аварийного покидания на полу в пассажирском салоне и светосигнальное табло маркировки аварийного выхода ВЫХОД (EXIT);
- светильники аварийного освещения на потолочных панелях в пассажирской кабине;
- светосигнальное табло расположения аварийных выходов ВЫХОД (EXIT) ;
- огни подсвета аварийных выходов, установленные на внешней стороне фюзеляжа у каждого аварийного выхода для освещения аварийных выходов и площадки на земле, на которую пассажиры эвакуируются или будет выбрасываться аварийный трап.

Аварийное освещение в кабине экипажа, пассажирской кабине и внешнее аварийное освещение включается вручную, если переключатель EMER LT на потолочном пульте переведен в положение ON.

Включение аварийного освещения может быть обеспечено с переднего пульта бортпроводника. На пульте расположена кнопка включения аварийного освещения EMER LIGHTS. С переднего пульта бортпроводника также можно протестировать работоспособность аварийного освещения используя кнопку EMER LIGHTS TEST.

Аварийное освещение включается автоматически, если переключатель EMER LT на потолочном пульте установлен в положение ARM:

- при отказе системы электроснабжения самолета (обесточивании аварийных шин постоянного тока)

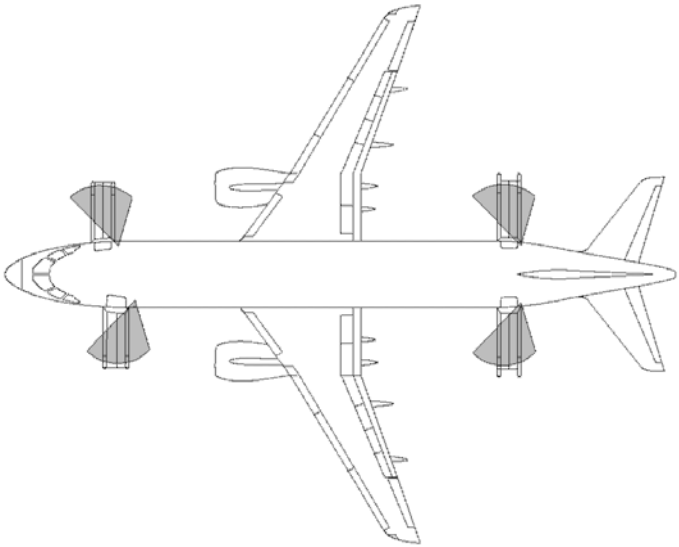
Перед полетом переключатель EMER LT на потолочном пульте установить в положение ARM.

При переходе на аварийные источники электроэнергии (выпуск RAT или полет на аккумуляторных батареях) включить аварийное освещение и табло ВЫХОД (EXIT) установив переключатель EMER LT на потолочном пульте в положение ON.

При переходе на аварийные источники электроэнергии блоки питания системы аварийного освещения обеспечивают работу аварийного освещения в течение 30мин полета и не менее 10мин после аварийной посадки

© ЗАО «ГСС»

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЗОН АВАРИЙНОГО ОСВЕЩЕНИЯ НА ВНЕШНЕЙ СТОРОНЕ ФЮЗЕЛЯЖА



РАСПОЛОЖЕНИЕ ЗОН АВАРИЙНОГО ОСВЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ И СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО EXIT (ВЫХОД)

Для компоновки Т7.92.7500.001.000.01



© ЗАО «ГСС»

Для компоновки Т7.92.7500.213.000.01

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЗОН АВАРИЙНОГО ОСВЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ И СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО EXIT (ВЫХОД)



Для компоновки Т7.92.7500.212.000.01

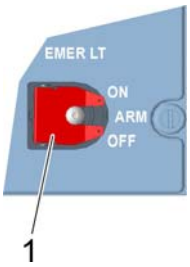
РАСПОЛОЖЕНИЕ ЗОН АВАРИЙНОГО ОСВЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ И СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО EXIT (ВЫХОД)



© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ



1 Переключатель EMER LT

Включение и отключение аварийного освещения

ON : аварийное освещение включено

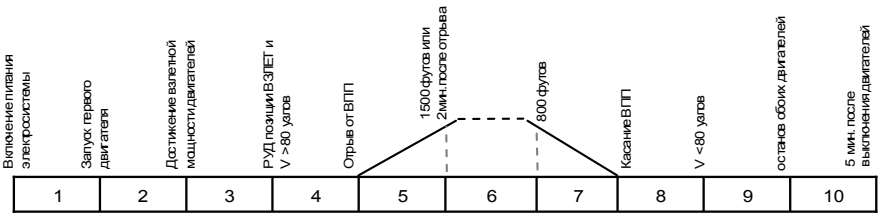
ARM : выбран режим автоматического включения аварийного освещения и аварийной сигнализации

OFF : аварийное освещение отключено.

Примечание: Включение аварийного освещения может быть обеспечено кнопкой-табло EMER LIGHTS на переднем пульте бортпроводника.

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
EMER LT NOT ARM Режим автоматического включения аварийного освещения и аварийной сигнализации не выбран. *Переключатель EMER LT в положении OFF после запуска двигателей*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

33.40 ОПОВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ



1 Переключатель NO SMOK

Включение и отключение светосигнального табло НЕ КУРИТЬ



2 Кнопка - табло SEAT BELTS

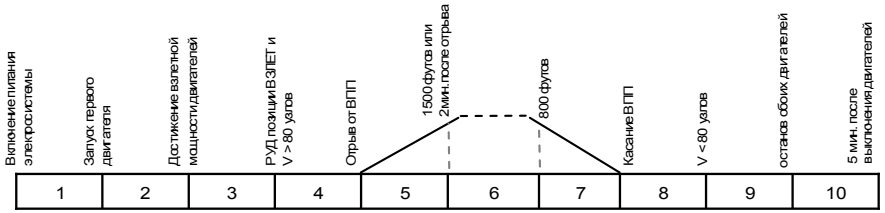
ON : Надпись светится зеленым светом:светосигнальные табло

ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ  и

ВЕРНИСЬ НА МЕСТО  включены

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
TO SIGNS NOT SW ON Светосигнальное табло ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ (FASTEN SEAT BELTS) и НЕ КУРИТЬ (NO SMOKING) не включены на взлете	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	Нет	Нет
LDG SIGNS NOT SW ON Светосигнальное табло ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ (FASTEN SEAT BELTS) и НЕ КУРИТЬ (NO SMOKING) не включены на посадке	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	Нет	Нет
SEAT BELTS Светосигнальное табло ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ (SEAT BELTS) включено	Нет	Нет	Нет	Нет
NO SMOKING Светосигнальное табло НЕ КУРИТЬ (NO SMOKING)включено	Нет	Нет	Нет	Нет

© ЗАО «ГСС»

33.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ			Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
			AC	DC	AC	DC
Осветительное оборудование кабины экипажа	Потолочный светильник	левый				L DC ESS
		правый				L DC ESS
	Светильник приборной доски пилота	левый				L DC ESS
		левый				L DC ESS
	Светильник приборной доски пилота	правый				L DC ESS
		правый				L DC ESS
	Светильник пульта управления автопилотом					L DC ESS
	Светильник центрального пульта					L DC ESS
	Светильник бортового пульта	левый		R DC		
		левй		R DC		
	Светильник летного портфеля	левый		R DC		
		правый		R DC		
	Светильник бортового пульта	правый		R DC		
		правый		R DC		
	Светильники встроенного освещения			R DC		
	Светильники индивидуального освещения	левые		L DC		
		правые		R DC		

© ЗАО «ГСС»

ПОТРЕБИТЕЛИ			Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
			AC	DC	AC	DC
	Светильник рабочего столика	левый		L DC		
		правый		R DC		
	Светильник индивидуального освещения рабочего места инспектора			L DC		
	Переносной светильник			R DC		
	Блок регулировки яркости	1канал				L DC ESS
		2канал		R DC		
Внешнее осветительное оборудование	Фара посадочная крыльевая	левая				L DC ESS
		правая				R DC ESS
	Фара взлетная			L DC		
	Фара рулежная			R DC		
	Фара посадочная на ПОШ	левая		L DC		
		правая		R DC		
	Фара поворота с ВПП	левая		L DC		
		правая		R DC		
	Аэронавигационный огонь передний	левый красный		L DC		
		правый зеленый		R DC		
	Аэронавигационный огонь задний	левый		L DC		
		правый		R DC		
	Фара подсвета эмблемы	левая		L DC		
		правая		R DC		

© ЗАО «ГСС»

ПОТРЕБИТЕЛИ			Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
			AC	DC	AC	DC
Внешнее осветительное оборудование	Фара передней кромки крыла и воздухозаборника двигателя	левая		L DC		
		правая		R DC		
	Маяк предупреждения столкновения красный	верхний		L DC		
		нижний		R DC		
	Маяк предупреждения столкновения крыльевой белый	левый		L DC		
		правый		R DC		
	Маяк предупреждения столкновения хвостовой белый			L DC		
Аварийное освещение	Блок аварийного освещения	FWD DOORS				L DC ESS
		FWD CABIN				
	Блок аварийного освещения	AFT DOORS				R DC ESS
		AFT CABIN				

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

34.00 СОДЕРЖАНИЕ
34.10 ВВЕДЕНИЕ 1
СОСТАВ НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ 2
34.20 ОСНОВНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА 1
ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА 2
СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ 5
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 8
АВТОНОМНЫЕ РЕЗЕРВНЫЕ ПРИБОРЫ 13
34.30 РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СРЕДСТВА 1
СОСТАВ 1
СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ НАСТРОЙКОЙ 4
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСРЕДСТВАМИ 6
34.50 РАДИОВЫСОТОМЕР (RA) 1
НАЗНАЧЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 1
34.60 ОТВЕТЧИК СИСТЕМЫ УВД 1
ОПИСАНИЕ 1
УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 1
34.70 МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ ЛОКАТОР (WXR) 1
НАЗНАЧЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ 1
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ WXR 2
ИНДИКАЦИЯ WXR НА ND 4
34.80 СИСТЕМА ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ВОЗДУХЕ И СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ 1
ВВЕДЕНИЕ. 1
СИСТЕМА ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ВОЗДУХЕ 1
СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СБЛИЖЕНИИ С ЗЕМЛЕЙ 16
ПРОГНОЗИРУЮЩИЕ И РЕАКТИВНЫЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ GCAM 20
34.85 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1
34.90 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1
ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

34.10 ВВЕДЕНИЕ

Навигационное оборудование обеспечивает:

- Получение и выдачу данных о параметрах полёта самолёта для индикации, ручного и автоматического управления самолетом;
- планирование полёта, расчёт элементов полёта в вертикальной и горизонтальной плоскостях, решение задач ручного и автоматического самолётовождения при управлении от FMS;
- навигацию в пространстве по требованиям B-RNAV;
- выполнение полётов в условиях сокращённого интервала вертикального эшелонирования (RVSM);
- выдачу предупреждений для предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе и о сближении с землей (T2CAS);
- выдачу кода опознавания, других параметров полёта самолёта в ОрВД
- индикацию опасных метеоявлений, отображение земной поверхности;
- ручную и автоматическую настройку радионавигационного и радиосвязного оборудования.

© ЗАО «ГСС»

СОСТАВ НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

FMS	– вычислительная система самолетовождения (2)
IRS	– инерциальная система (3)
ADS	– система воздушных сигналов (3)
БПСН-2	– приемник спутниковая навигационная система GLONASS
MMR	– приемник спутниковой навигационной системы GPS (2)
	– приемники инструментальной системы посадки ILS
VOR	– приемник всенаправленного и маркерного маяка (2)
DME	– дальномер (2)
ADF	– автоматический радиокомпас (1, 2*)
RA	– радиовысотомер (2)
XPDR	– ответчик УВД (2)
WXR	– метеолокатор
T2CAS	– система предупреждения столкновений самолетов в воздухе и предупреждения о близости земли с оценкой рельефа местности в направлении полета
IESI	– автономный прибор резервный
COMPASS	– компас резервный

Подробное описание работы FMS представлено в РЛЭ часть 3.

© ЗАО «ГСС»

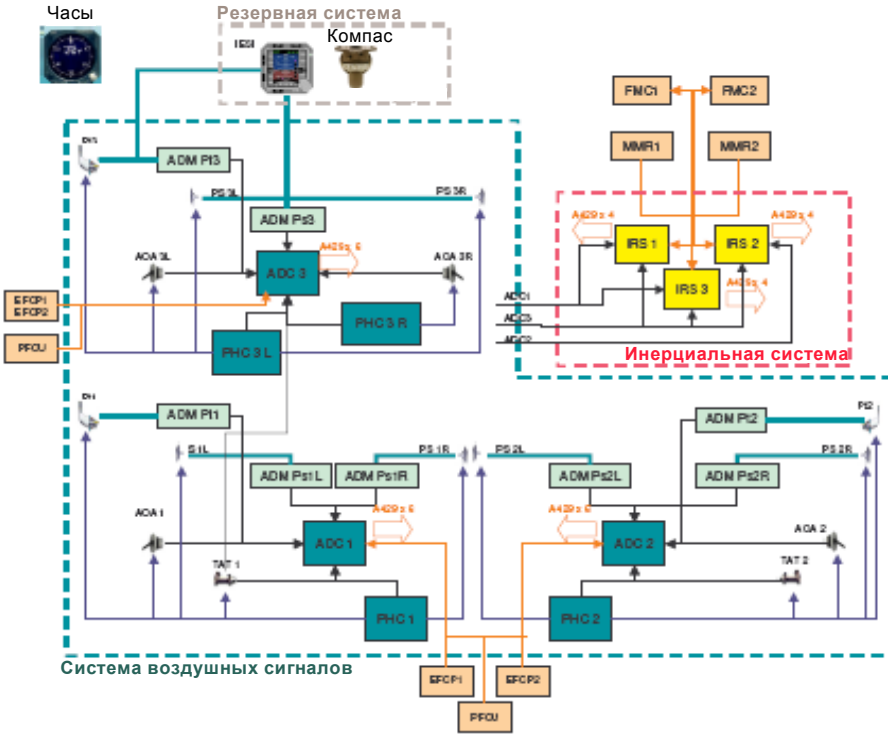
34.20 ОСНОВНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Обеспечивают измерение, вычисление и индикации высотно-скоростных параметрах и пространственного положения самолета для ручного и автоматического управления самолетом.

Состав:

- три инерциальные системы (IRS);
- три системы воздушных сигналов (ADS);
- часы;
- автономные резервные приборы.

Функциональная схема взаимодействия систем:



© ЗАО «ГСС»

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА

Инерциальные системы (IRS) выдает данные потребителям и для индикации на PFD и ND:

- пространственное положение самолета (крен, тангаж);
- истинный и магнитный курс;
- вычисленные координаты местоположения самолета;
- инерциальную высоту;
- путевую скорость;
- истинный и магнитный фактический путевой угол;
- истинное, магнитное направление и скорость ветра;
- угол сноса;
- ускорения;
- угловые скорости;
- скольжение.

Примечание: Вычисление местоположения производятся в международной системе координат WGS-84

Три идентичных IRS установлены в переднем отсеке Авионики. Управление и контроль IRS1, IRS2, IRS3 осуществляется с пультов ADIRS, RCP, MCDU.

РЕЖИМЫ РАБОТЫ IRS

Существуют три режима работы IRS:

- ALIGN - режим «выставка»;
- NAV - режим «навигация»;
- ATT - режим «пространственное положение».

Перед использованием IRS необходимо произвести их выставку.

Выставка инерциальных систем возможна только на земле.
Продолжительность выставки от 5 до 10 минут (для широты менее 70º).

© ЗАО «ГСС»

ПОДГОТОВКА К РАБОТЕ И ВЫСТАВКА IRS

Выставка IRS выполняется на земле, при неподвижном самолете.

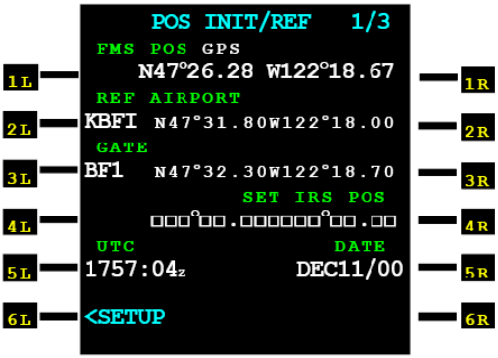
При включении питания IRS1, IRS2, IRS3 на пульте ADIRS начинается режим ВЫСТАВКА (ALIGN).

Во время выставки на EWD выдается сообщение «IRS IN ALIGN».

Для выставки IRS необходимо ввести координаты местоположения самолета. Это может быть сделано автоматически или вручную.

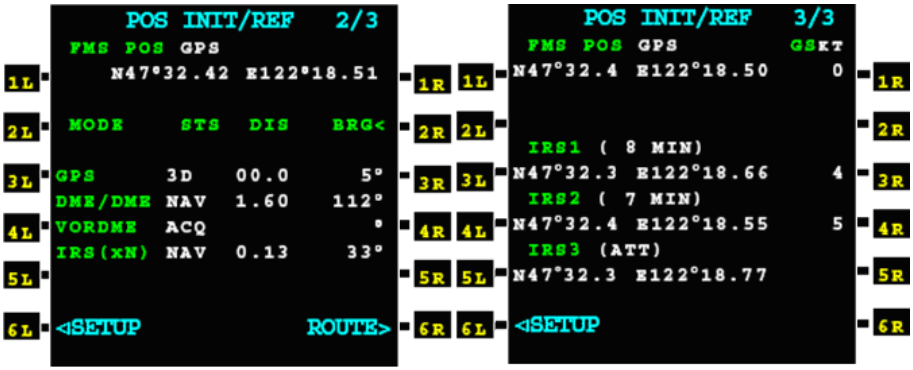
Если режим навигации GPS, координаты местоположения самолета поступают от GPS через MMR в IRS автоматически

Если режим навигации не GPS или координаты местоположения самолета неточные, на EWD отображается предупреждение NAV IRS NOT ALIGNED,то необходимо ввести вручную на странице POS INIT/REF 1/3 в строке [4 R] координаты места стоянки самолета.



© ЗАО «ГСС»

Процесс выставки каждой IRS экипаж контролирует на странице POS INIT/REF 2/3, 3/3:



- направление и величину ошибки или текущую точность работы IRS;
- текущий режим IRS: ALGN (оставшееся время до окончания выставки)/NAV/ ATT / DESEL;
- координаты;
- путевая скорость (GS) - значение путевой скорости в стационарном положении самолета характеризуем дрейф системы.

После окончания выставки IRS переходит в режим NAV.

Если выставка IRS не может быть завершена на EWD отображается сообщение NAV IRS ATT ONLY и система переходит в режим ATT.

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

Система воздушных сигналов (ADS) выдает данные потребителям и для индикации на PFD и ND высотно-скоростные параметры:

- барометрическую высоту;
- приборную скорость;
- число М;
- температуру воздуха;
- угол атаки.

На самолете установлены три ADS.

Блоки систем расположены в переднем отсеке Авионики.

Управление ADS осуществляется с пультов ADIRS, RCP, EFCP.

Состав ADS

В состав каждой ADS1(2) входят:

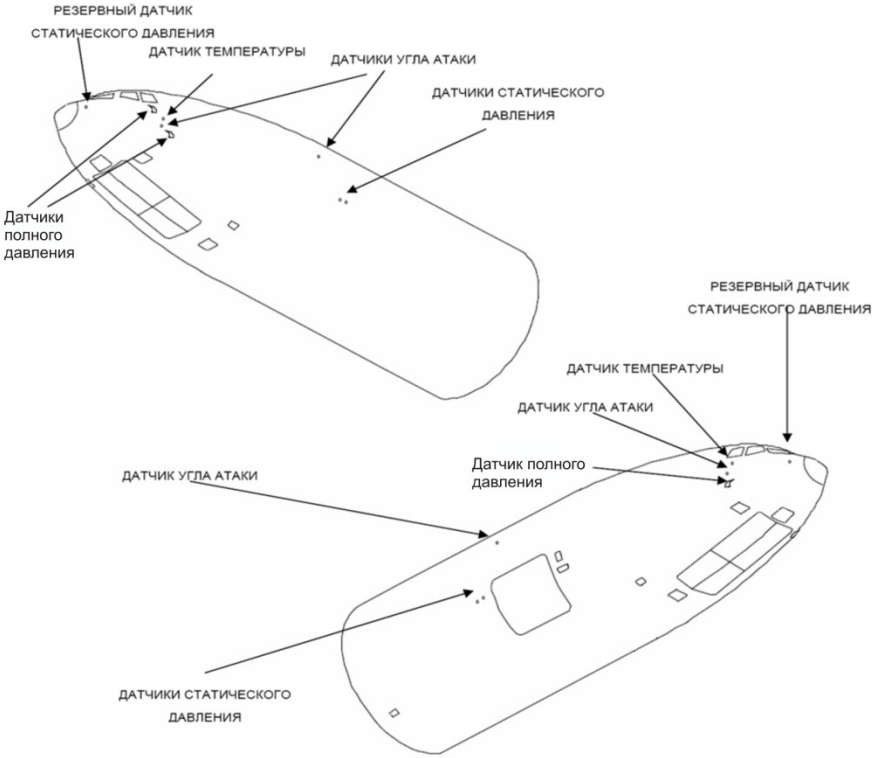
- Вычислитель воздушных данных (ADC)
- Датчики:
  - приемник полного давления (PITOTx1);
  - приемники статического давления (STATICx2);
  - датчик угла атаки (AOAx1);
  - датчик измерения температуры воздуха (TATx1);
- Модуль преобразования воздушных данных (ADMx3).

В состав ADS3 входят:

- Вычислитель воздушных данных (ADC)
- Датчики (используются совместно с резервным прибором IESI):
  - приемник полного давления (PITOTx1);
  - приемники статического давления (STATICx2);
  - датчик угла атаки (AOAx2);
  - датчик измерения температуры воздуха (TAT1 совместно с ADS1);
- Модуль преобразования воздушных данных (ADMx2).

© ЗАО «ГСС»

РАСПОЛОЖЕНИЕ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ ADS НА САМОЛЕТЕ



ДАТЧИКИ ADS

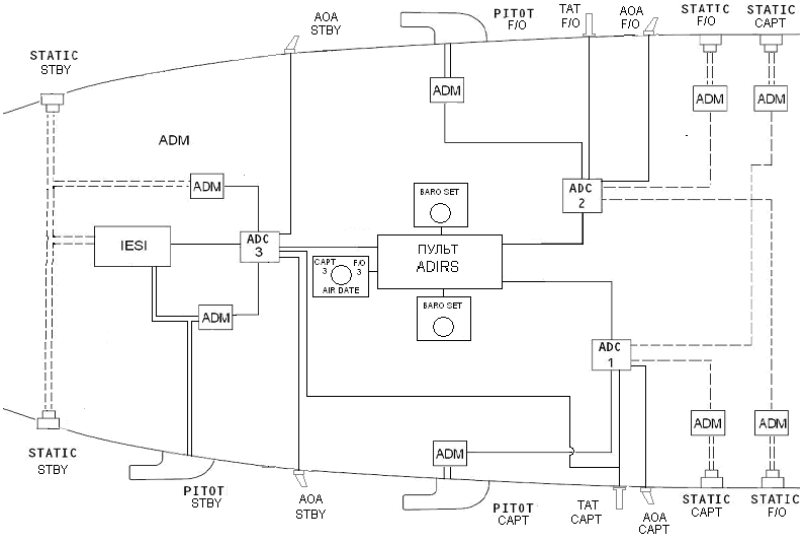
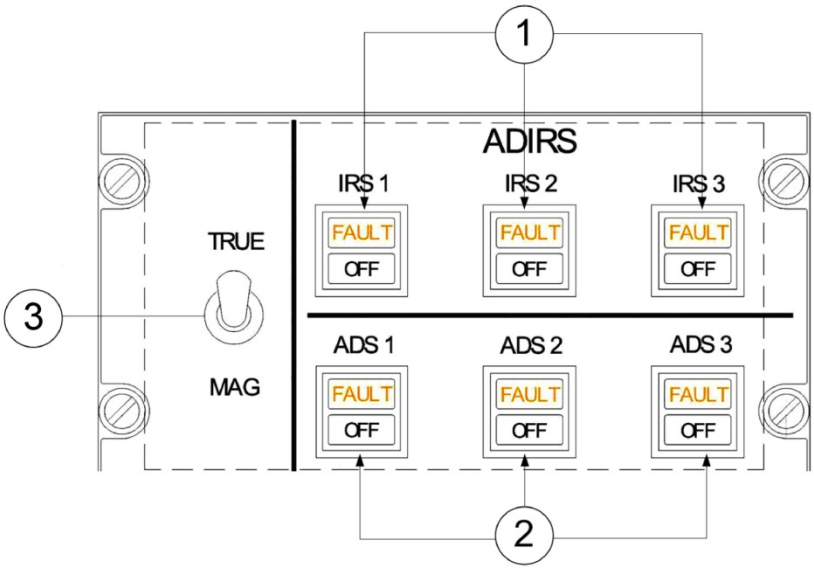


Рис. 34-2 Датчики ADS

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ ADIRS

Пульт ADIRS установлен на потолочном пульте кабины пилотов.



1 Кнопки табло IRS1(2)(3)

OFF: Подсвечивается при отключении соответствующей IRS

FAULT: Подсвечивается желтым светом при отказе соответствующей IRS

2 Кнопки табло ADS 1(2)(3)

OFF: Подсвечивается при отключении соответствующей ADS

FAULT: Подсвечивается желтым светом при отказе соответствующей ADS

© ЗАО «ГСС»

3 Переключатель TRUE/MAG

Выбор начало отсчета курсовых систем.

TRUE: Истинный курс на PFD1(2), ND1(2) и FMS1(2)

MAG: Магнитный курс на PFD1(2), ND1(2) и FMS1(2)

Используется для выбора северного истинного (TRUE) или магнитного (MAG) меридиана при отсчете курса (путевого угла).

За 20 NM до входа в полярную зону на EWD отображается сообщение NAV EXTREME LATITUDE, установить переключатель TRUE/MAG в TRUE.

При выходе из полярной зоны на EWD отображается сообщение NAV CHECK NORTH REF, установить переключатель TRUE/MAG установить в MAG

Исходное положение

IRS1(2)(3): OFF (подсвечено)

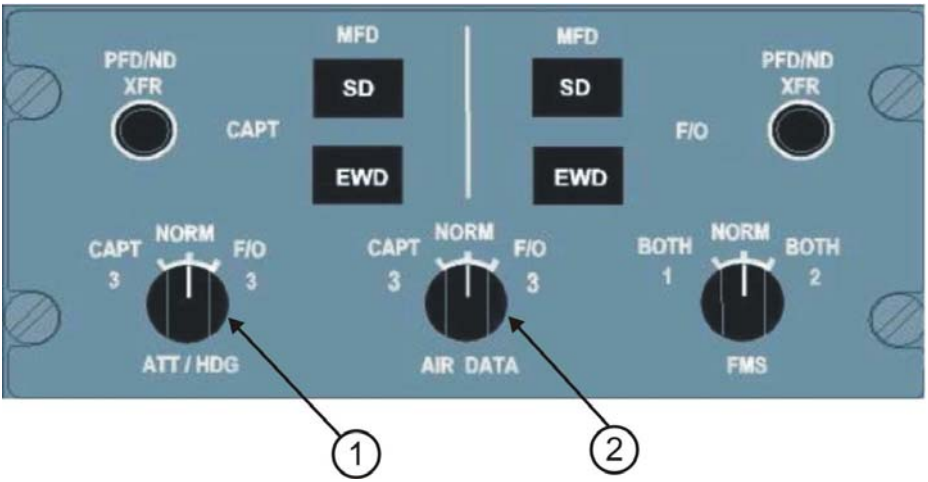
ADS1(2)(3): ВКЛ (не подсвечено)

TRUE/MAG: MAG

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РЕКОНФИГУРАЦИЕЙ ДИСПЛЕЕВ

Пульт управления реконфигурации дисплеев (RCP) установлен на центральном пульте кабины пилотов.



RCP обеспечивает выбор IRS и ADS для выдачи данных потребителям и на индикацию.

1 Переключатель ATT/HDG

NORM: IRS 1(2) выдает данные системам и на PFD1(2) и ND1(2)

CAPT 3: IRS 3 выдает данные системам и на PFD1 и ND1

F/O 3: IRS 3 выдает данные системам и на PFD2 и ND2

2 Переключатель AIR DATA

NORM: ADS 1 выдает данные системам и на PFD1(2) и ND1(2) ADS 2

CAPT 3: ADS 3 выдает данные системам и на PFD1 и ND1

F/O 3: ADS 3 выдает данные системам и на PFD2 и ND2

Исходное положение

AIR DATA: NORM

ATT/HDG: NORM

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМОЙ

Расположен на потолочном пульте кабины пилотов.



КНОПКА-ТАБЛО WINDOW PROBE

AUTO: нормальное положение, при котором обогрев приемников и датчиков системы ADS включается автоматически.

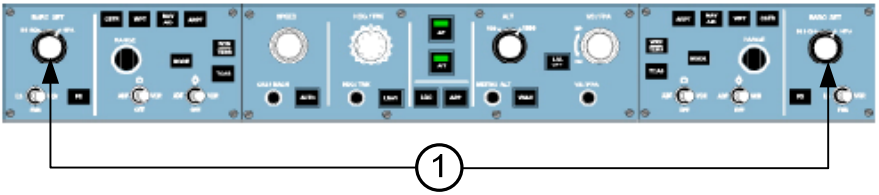
MAN: ручное включение обогрева приемников и датчиков ADS.

Описание работы системы обогрева датчиков дано в Гл. 30 Части 2 РЛЭ.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ (FCP)

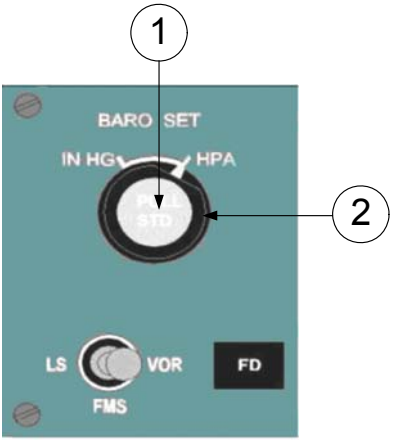
Расположен на козырьке приборной доски.



1 Рукоятка установки барометрического давления (BARO SET)

Расположены в левой и правой части пульта управления полетом (FCP).

Каждая ручка установки давления PULL STD (1) имеет внешнее поворотное кольцо (2).



IN HG/HPA:	Используется для выбора единиц измерения давления в IN HG / HPA. (дюймы / гектопаскали). Контроль на PFD1(2).
PULL STD:	Вытягивание рукоятки обеспечивает установку стандартного давления (STD 29.92 /1013.25). Контроль на PFD1(2).
НАЖАТИЕ 1:	Нажатие на рукоятку обеспечивает выбор признака QNH выставленного давления. Контроль на PFD1(2).
НАЖАТИЕ 2:	Повторное нажатие обеспечивает выбор признака QFE выставленного давления.
ВРАЩЕНИЕ:	Используется для выставки заданного давления. Контроль на PFD1(2).

Исходное положение

BARO SET : HPA, QNH

© ЗАО «ГСС»

АВТОНОМНЫЕ РЕЗЕРВНЫЕ ПРИБОРЫ

РЕЗЕРВНЫЙ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ ПРИБОР (IESI)

IESI установлен в центральной части приборной доски пилотов.



IESI имея свои инерциальные датчики и датчики полного и статического давления (величины статического и полного давления поступают от ADS 3) автономно вычисляет и отображает основные параметры::

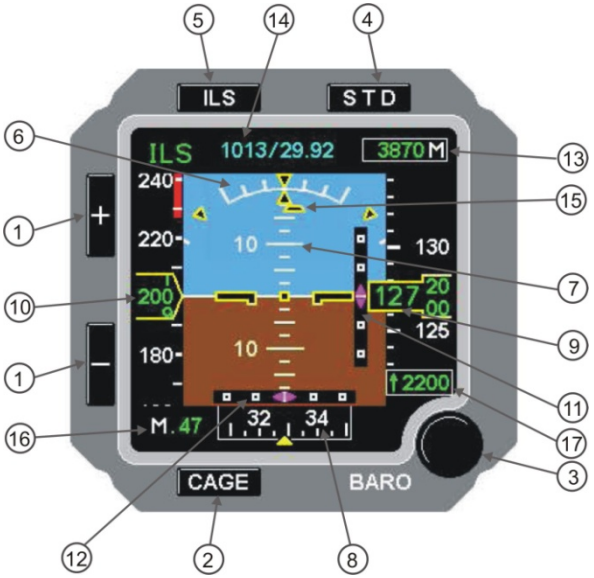
- пространственного положения(крен, тангаж)
- высотно-скоростные (барометрическая высота, вертикальная, приборная скорость, число M, Vmo/ Mmo)

IESI получает и индицирует дополнительные параметры:

- от:IRS1- курс и скольжение;
- от MMR- отклонения от глиссада и курса ILS.

© ЗАО «ГСС»

Индикация параметров



1 [+] и [–] – ручная регулировка яркости экрана. Имеется автоматическая установка яркости изображения в зависимости от освещения.

2 [CAGE] – нажатие кнопки в течении 1 сек. обеспечивает арретирование инерциальных датчиков IESI . При этом происходит ускоренная, в течении 10 сек выставка инерциальных датчиков . При нажатии кнопки CAGE на дисплее на 10 секунд символ CAGE чёрными буквами на жёлтом фоне.

3 [BARO] – ручка установки барометрического давления

4 [STD] – кнопка установки стандартного давления (1013.25 Hpa)

[ILS] – кнопка включения планок (первое нажатие) положения курсового и (или) глиссадного маяков ILS для индикации отклонений самолёта. В левом верхнем углу дисплея загорается ILS-режим отображения отклонений по ILS.

5 Второе нажатие :загорается BCRS- указатель режима отображения отклонения от посадочного курса при заходе на посадку по обратному курсу ILS

Третье и четвёртое нажатие переключает режим отображения от ILS и возвращает в исходное положение соответственно.

6 шкала крена с индексом величины крена

7 шкала тангажа с символом самолёта

© ЗАО «ГСС»

8 магнитный / истинный курс

9 значение барометрической высоты в футах

10 шкала скорости в узлах с индикацией ограничения по VMO или MMO.При отказе функции расчёта VMO красный цвет участка шкалы пропадает.

11 шкала отклонения от глиссады ILS

12 шкала отклонения от курса ILS

13 значение барометрической высоты в метрах

14 значение барометрического давления в гПа и/или дюймах рт.ст

15 указатель скольжения

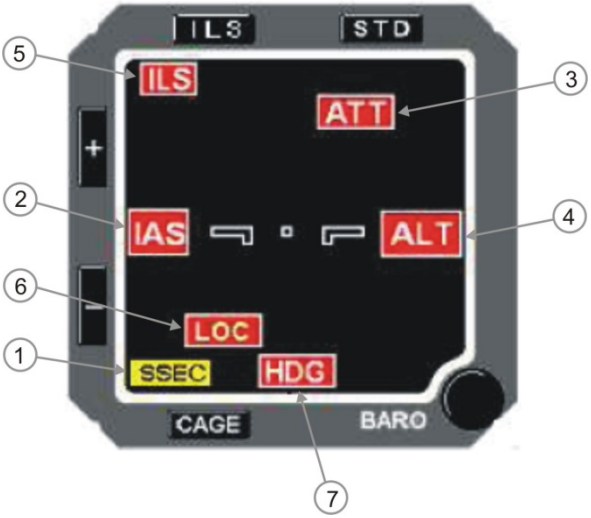
16 значение числа M .При отказе функции расчёта VMO отображается флаг VMAX чёрными буквами на жёлтом фоне.

17 вертикальная скорость (ft/min), символы набор ,снижение

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ОТКАЗОВ

На рисунке ниже представлены варианты индикации возможных отказов IESI.



1	SSEC	отказ функции внесения поправок к статическому давлению , учитывающих влияние аэродинамических возмущений , возникающих в полёте, в месте установки приёмников статического давления . Значения высот, скорости, числа М вычисляются и индицируются без учёта поправок.
2	IAS	отказ функции определения приборной скорости полёта .Шкала скорости пропадает.
3	ATT	отказ функции определения параметров пространственного положения самолета. Сине-коричневый цвет сферы пространственного положения ,шкала тангажа, шкала крена, индекс величины крена пропадают и заменяются чёрным фоном. При нажатии кнопки CAGE на месте индикации ATT появляется на 10 секунд символ CAGE чёрными буквами на жёлтом фоне.
4	ALT	отказ функции определения высоты. Шкала высоты пропадает.
5	ILS	отсутствуют или недостоверны сигналы КРМ и ГРМ системы ILS
6	LOCили G/S	отсутствуют или недостоверны сигналы КРМ или ГРМ системы ILS
7	HDG	Отказ функции индикации курса

Примечание: Флаг SSEC имеет приоритет над флагом VMAX.

© ЗАО «ГСС»

Подготовка IESI к работе(«инициализация»)

При включении питания 28В, в течении первых 10 сек выполняется тест встроенного контроля функционирования IESI . Включается обратный счётчик времени. При выдаче сигнала прохождения теста «готов», IESI переходит к выставке инерциальных датчиков продолжающейся около 80 сек. На дисплее отображается надпись ALIGNING и параметры:

- Высота
- Приборная скорость(минимальное значение 30 kt)
- Барометрическое давление
- Курс
- Символы функции ILS
- Обратный счётчик времени до готовности прибора к работе
- При выставке инерциальных датчиков не отображаются:
- Сфера пространственного положения
- Символ самолёта
- Шкалы крена и тангажа
- Индикатор скольжения

Если тест встроенного контроля обнаружил неисправности или выставка не выполнена, то на дисплее отображается страница с информацией по отказу . При отсутствии входных сигналов от других систем, ошибках в воздушных сигналах , выдаётся соответствующая сигнализация (см. рисунок индикации отказов) .

Для выполнения повторной попытки при подготовке IESI к работе, необходимо выключить и снова включить питание прибора.

При готовности прибора к работе значения индицируемых основных и дополнительных параметров соответствуют параметрам самолёта на стоянке и отсутствует индикация отказов.

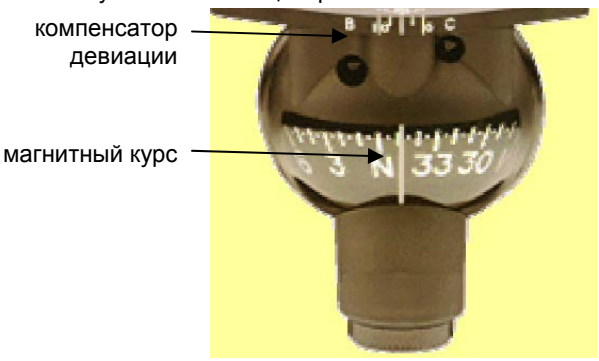
Примечание : Включение IESI для подготовки к работе должно производиться на земле.

Функция арретирования не действует при подготовке («инициализации») IESI к работе и может быть использована только в стабилизированных условиях полёта (постоянная скорость и курс, горизонтальный полёт, отсутствие болтанки).

© ЗАО «ГСС»

РЕЗЕРВНЫЙ КОМПАС

Компас установлен на центральной стойке лобовых стекол кабины.



Компас автономный, предназначен для индикации магнитного курса. Имеет электрическую подсветку.

© ЗАО «ГСС»

34.30 РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СРЕДСТВА

СОСТАВ

ILS

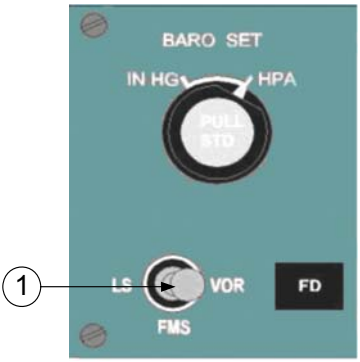
На самолете установлено два многофункциональных приемника MMR1, 2, принимающих сигналы ILS.

Информация от ILS отображается на PFD при установке переключателя LS/FMS/VOR (1) на EFCP в положение LS.

Информация от ILS на PFD 1 и 2 поступает от MMR1.

При отказе MMR1 на PFD 1 и 2 отображается индикация от MMR2.

Позывные ILS 1(2) прослушиваются при выборе соответствующей кнопки на ACP.



Настройка ILS

Автоматическая настройка MMR на частоту ILS и курс захода выполняется на прямой дальности 30nm до торца ВПП, если в активном маршруте выбран заход по ILS.

На PFD рядом с частотой ILS отображается признак автоматической настройки «A».

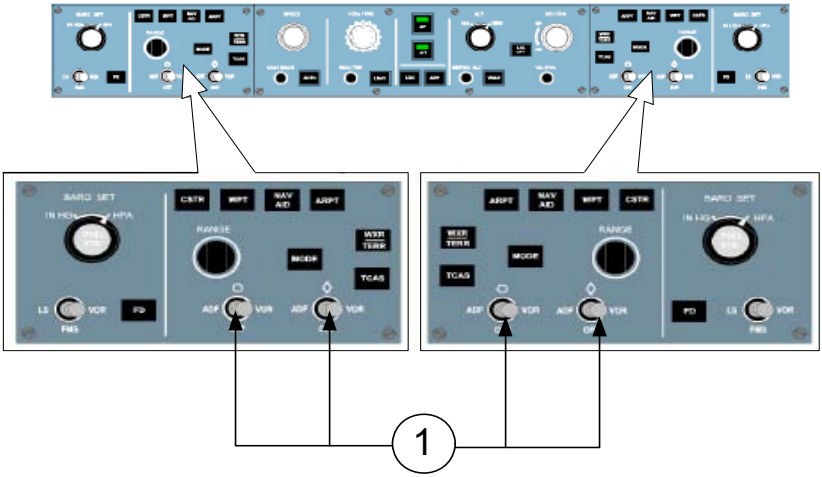
Ручная настройка ILS выполняется экипажем с MCDU на странице ILS при вводе частоты и курса захода. На PFD рядом с частотой ILS отображается признак ручной настройки «M».

Ручная настройка имеет приоритет над автоматической. Ручная настройка не допускает автоматического изменения данных при выборе в активном маршруте захода по ILS.

Для возврата в режим автоматической настройки ILS необходимо на странице [RADIO] на MCDU установить режим Автомат .

Резервная настройка приемников MMR 1 и 2 на частоту ILS и курс захода выполняется с любого из RMP.

© ЗАО «ГСС»



VOR

На самолете установлено два приемника VOR. При установке на EFCP переключателя ADF/OFF/VOR (1) в положение VOR на PFD и ND отображается частота VOR1(2) и стрелочный указатель пеленга. Позывные VOR1(2) прослушиваются при выборе соответствующей кнопки на ACP.

Настройка VOR

Автоматическая настройка VOR выполняется от FMS.

На PFD рядом с частотой VOR отображается признак автоматической настройки «А».

Ручная настройка VOR выполняется экипажем с MCDU на странице VOR при вводе позывной или частоты VOR. На PFD рядом с частотой VOR отображается признак ручной настройки «М».

Ручная настройка имеет приоритет над автоматической.

Для возврата в режим автоматической настройки VOR необходимо установить режим Автомат на странице [RADIO] с MCDU.

Резервная настройка VOR выполняется с пульта RMP.

Резервная настройка VOR1 на частоту и заданный пеленг выполняется с RMP1.

Резервная настройка VOR2 на частоту и заданный пеленг выполняется с RMP2.

© ЗАО «ГСС»

DME

На самолете установлено два приемника DME. При установке на EFCP переключателя ADF/OFF/VOR (1) в положение VOR дальность от DME отображается на PFD и ND.

Настройка DME

Если DME совмещен с VOR или ILS, тогда DME настраивается автоматически при настройки VOR или ILS. Настройка автономного DME производится вручную на странице [RADIO] установкой частоты VOR с MCDU или RMP.

MARKER BEACON

Прием сигнала от маркерного маяка осуществляется приемником VOR.

На PFD отображаются сигнализаторы внешнего (O), среднего (M) или внутреннего (I) маркерного маяка. При выборе соответствующей кнопки на ACP прослушиваются сигнала маркерного маяка.



Сигнализаторы маркерных маяков



ADF

На самолете установлен один (два*) ADF. При установке на EFCP переключателя ADF/OFF/VOR (1) в положение ADF на PFD и ND отображается частота ADF и стрелочный указатель пеленга. Позывные ADF 1(2) прослушиваются при выборе соответствующей кнопки на ACP.

Настройка ADF

Настройка ADF производится вручную через MCDU или RMP.

Резервная настройка ADF1 выполняется с RMP1.

Резервная настройка ADF2* выполняется с RMP2.

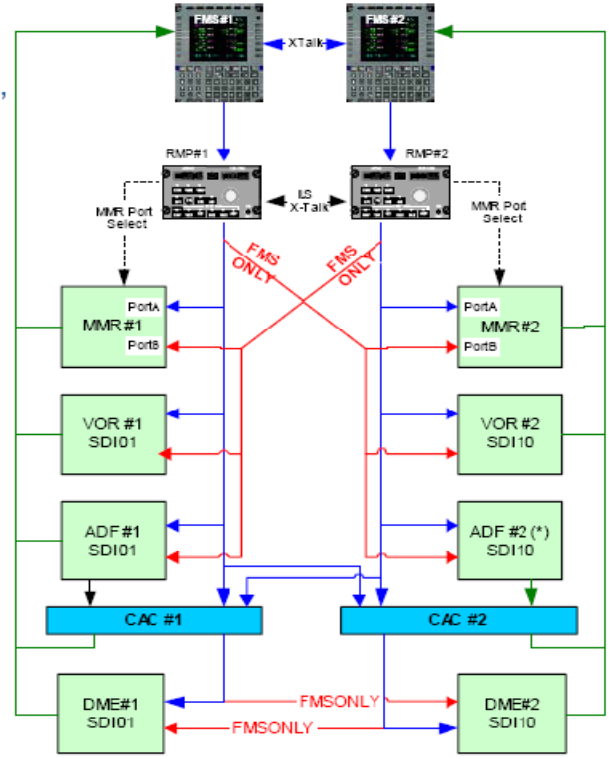
© ЗАО «ГСС»

СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ НАСТРОЙКОЙ

В нормальной эксплуатации VOR/DME/ADF/ILS настраиваются с MCDU.

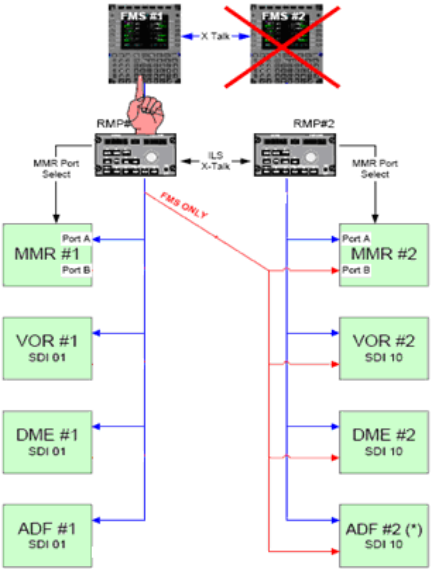
Основной способ настройки

Схема отображает взаимосвязь радиооборудования при его настройке с FMS 1,2 (работают в синхронизированном режиме) и RMP1,2.

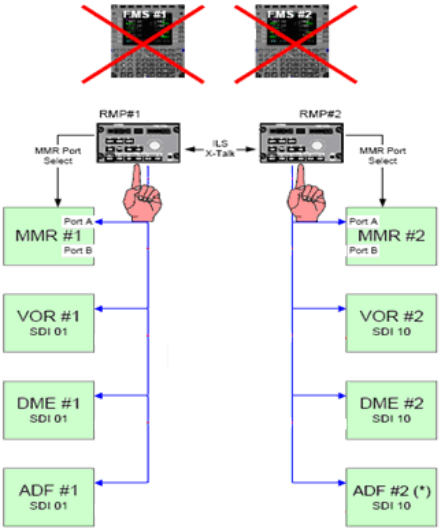


© ЗАО «ГСС»

Отказ одной из FMS



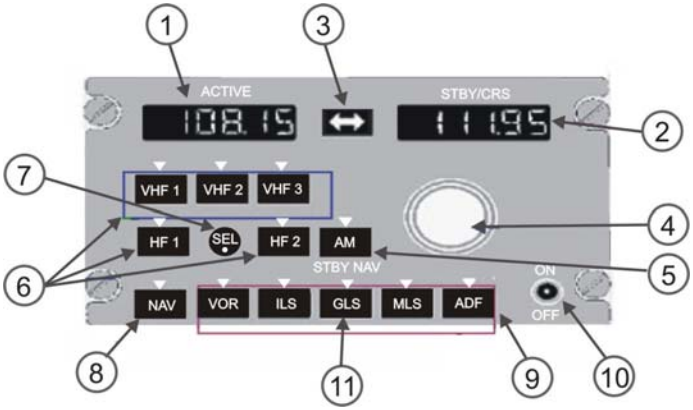
Отказ двух FMS



© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСРЕДСТВАМИ

Пульты управления радиосредствами (RMP1,2) установлены на центральном пульте кабины экипажа.



1 ACTIVE

Дисплей активной частоты.

Отображает активную (настроенную) частоту выбранного радиосредства, отмеченного треугольным индексом зеленого цвета.

2 STBY/CRS

Дисплей резервной частоты или заданного путевого угла/пеленга.

3 ⬅➡

Кнопка активизации данных. При нажатии активизирует:

- введенную на STBY/CRS дисплее частоту, перемещая ее на ACTIVE дисплей.
- установленный экипажем заданный путевой угол или пеленг выбранного радионавигационного средства.

4 Рукоятка настройки (двойная)

Позволяет установить резервную частоту, заданный путевой угол или пеленг выбранного радионавигационного средства.

При установке частоты внешняя рукоятка обеспечивает набор целых значений, а внутренняя долей частоты.

© ЗАО «ГСС»

5 AM

Позволяет выбрать режим AM(амплитудная модуляция) при работе с HF радиостанцией. При нажатии кнопки подсвечивается треугольный индекс зеленого цвета.

6 Кнопки выбора радиостанций

При нажатии кнопки:
- обеспечивает выбор радиостанции для контроля и настройки частоты;
- на ACTIVE дисплей отображается частота выбранной радиостанции;
- над кнопкой подсвечивается треугольный индекс зеленого цвета.

7 SEL

Индикатор перекрестного выбора радиостанции.

Подсвечивается белым светом на обоих RMP при выборе пилотом:
- VHF1, VHF3, HF1 с RMP2;
- VHF2, HF2 с RMP1

8 NAV (под защитным колпачком)

Нажатие кнопки обеспечивает передачу управления настройкой радионавигационных средств (STBY NAV) от FMS на RMP. При нажатии кнопки подсвечивается треугольный индекс зеленого цвета.

Повторное нажатие возвращает управление настройкой на MCDU.

Примечание: При включенной кнопки NAV на одном из RMP настройка радиосредств MCDU невозможна.

9 Кнопки выбора радионавигационных средств

При нажатии кнопки:
- обеспечивает выбор радионавигационного средства для настройки частоты, заданного путевого угла или пеленга;
- на ACTIVE дисплее отображается частота выбранного радионавигационного средства;
- на STBY/CRS дисплее отображается значение заданного путевого угла или пеленга
- подсвечивается треугольный индекс зеленого цвета.

10 ON/OFF

Включение-выключение питания RMP

11 Кнопка GLS

Кнопка настройки радионавигационного средства GLS не используется.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

34.50 РАДИОВЫСОТОМЕР (RA)

НАЗНАЧЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ

На самолете установлено два радиовысотомера. На PFD1(2) отображается истинная высота полета по RA1(2).

При отказе одного из радиовысотомеров, оба PFD показывают высоту от исправного радиовысотомера.



1 Сигнализатор достижения высоты DH

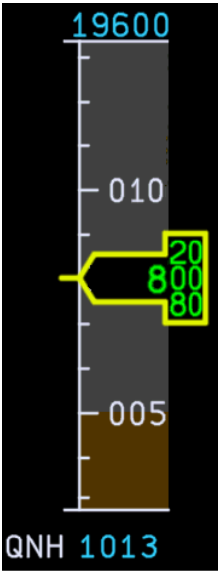
2 Индикация текущей высоты по RA

3 Установленное значение высота DH

Цифровые значения истинной высоты от RA (2) отображается в нижней части PFD зеленым шрифтом в диапазоне от 2500 до DH и желтым цветом ниже DH.

При отказе радиовысотомеров отображается 

предупреждающее сообщение красными буквами.



На высоте полета ниже 550Ft на шкале высоты коричневым цветом отображается высота (превышение относительно выбранного уровня отсчёта) рельефа пролетаемой местности. Значение истинной высоты полёта равно разнице между текущей высотой (в примере 800 ft) и высотой рельефа пролетаемой местности (в примере 500 ft) и должно соответствовать показанию радиовысотомера

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

34.60 ОТВЕТЧИК СИСТЕМЫ УВД

ОПИСАНИЕ

На самолете установлено два комплекта ответчиков УВД (XPDR1, XPDR 2). Управление обоих XPDR осуществляется с MCDU1(2) на странице [RADIO] XPDR/TCAS.

Данные о высоте XPDR1(2) получают от ADS1(2) соответственно. При отказе ADS1(2) данные о высоте поступают на XPDR1(2) от ADS3 при установке на пульте RCP переключателя AIR DATA в положение CAPT3 или F/O3 соответственно.

УПРАВЛЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ



XPDR CODE:	Активный (верхний) и резервный код XPDR.
ACTIVE XPDR:	Выбор комплекта XPDR1 или XPDR2 работы.
XPDR MODE:	Выбор режима работы.
▪ NORMAL:	XPDR в работе с передачей данных о барометрической высоте ВС.
▪ ALT_RPTG_OFF:	Передача данных о высоте ВС отключена. TCAS переходит в режим STANDBY.
▪ STANDBY:	Режим ожидания. Оба XPDR под током, но не действуют.
IDENT:	При выборе этого режима передается сигнал опознавания ВС
EMERGENCY:	При выборе этого режима передается сигнал аварийной ситуации на борту ВС.

© ЗАО «ГСС»

XPDR/TCAS TEST включение режима проверки

READY:	Запуску программы проверки.
CONFIRM:	Подтверждение готовности к запуску программы проверки.
STARTED:	Программа проверки запущена.

На самолете установлены два ответчика ATC.

Оба ответчика управляются через страницу ATC 1/2 MCDU.

В активном (ACTIVE) режиме может работать только один ответчик ATC.

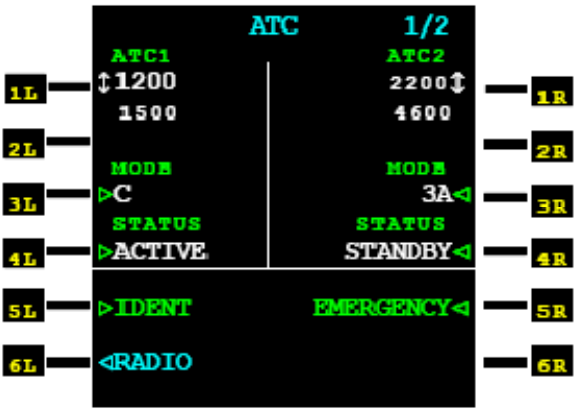
Управлsение ATC ведется через страницу ATC 1/2 MCDU. Выход на эту страницу возможен со страницы MCDU [RADIO]

УПРАВЛЕНИЕ ATC

Через страницу ATC 1/2 устанавливается и изменяется рабочий и резервный код опознавания любого выбранного ответчика. Для этого необходимо ввести в SCRATCHPAD значение нового кода, и нажатием ключей LSK 1L или LSK 1R перевести это значение в строку резервного кода соответственно ATC 1 или ATC 2.

Для перевода нового значения в строку рабочего кода необходимо повторно нажать на соответствующий LSK.

Если настройка удалась, значение нового активного кода показывается большим белым шрифтом. Если настройка не удалась – шрифт малый желтый.



Ключами LSK 3L или LSK 3R переключаются режимы работы (MODE) рабочего ответчика ATC. Последовательным нажатием включается режим C или 3A.

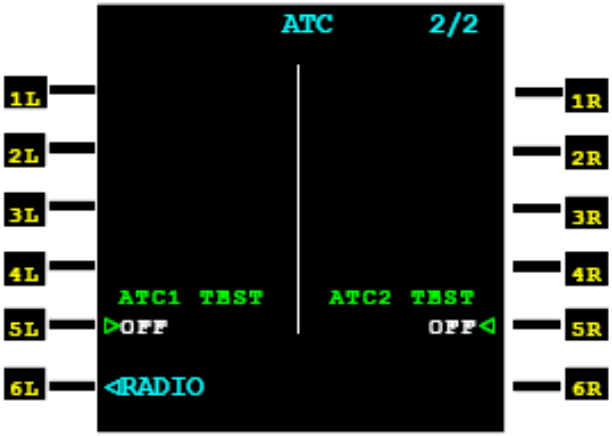
Ключами LSK 4L или LSK 4R (STATUS) соответственно выбирается рабочий ответчик ATC (ACTIVE), при этом противоположный ответчик автоматически переходит в режим STANDBY.

© ЗАО «ГСС»

Ключом LSK 5L включается режим опознавания самолета (IDENT).

Ключом LSK 5R (EMERGENCY) включается режим «БЕДСТВИЕ», при этом в рабочую строку ATC 2 предварительно должен быть введен соответствующий код.

Страница ATC 2/2 MCDU используется для контроля работы ответчиков ATC.



При последовательном нажатии на ключи LSK 5L или LSK 5R в соответствующей строке появляется индикация OFF, ARMED, STARTED, PASS, FAIL или TIMEOUT.

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМЫ РАБОТЫ АТС

- STANDBY;
- ALT RPTG OFF;
- NORMAL.

Работа ответчиков АТС взаимосвязана с работой TCAS:

при установке АТС в режим ALT RPTG OFF или STANDBY система TCAS автоматически переходит в режим STANDBY, и при установке TCAS в режим TA ONLY или TA/RA, АТС автоматически переключается в режим NORMAL.

При нажатии любой из кнопок PANIC в кабине экипажа АТС автоматически переключается в режим передачи кода 7500 сигнала опасности HIJACK.

Наборы передаваемых параметров в режимах ELS и EHS соответствуют стандартным для этих режимов:

- для ELS: идентификационный код ВС, бортовой номер (позывной), барометрическое давление, статус «на земле/в воздухе».
- для EHS: магнитный курс, приборная воздушная скорость, число М, вертикальная скорость, угол крена, путевой угол, путевая скорость, заданная высота.

Более подробное описание эксплуатации ответчиков АТС представлено в FCOM книга 3 Описание FMS.

© ЗАО «ГСС»

34.70 МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ ЛОКАТОР (WXR).

НАЗНАЧЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ

Метеолокатор (WXR) отображает метеообстановку на удалении до 556 км (300 nm) в режимах индикации ND ARC или ROSE. Полный угол обзора составляет 120º (±60º), скорость сканирования (количество проходов в минуту) – 12. Уменьшенный угол обзора составляет 60° (±30°), скорость сканирования – 24.

Индикация метеообстановки выводится на ND нажатием кнопки WXR/TERR на EFCP.

Дальность зоны обнаружения выбирается переключателем RANGE на EFCP.

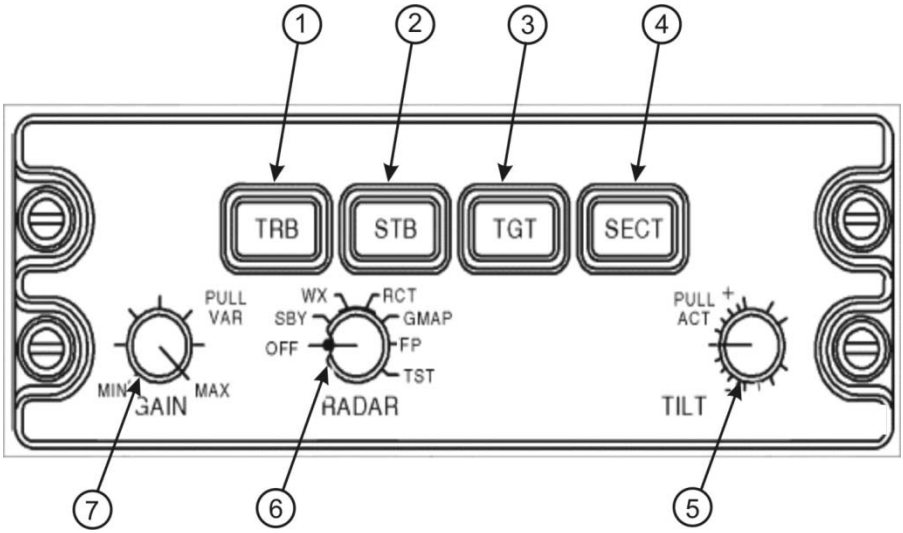
Яркость изображения метеообстановки на ND1(2) регулируется каждым пилотом внутренней ручкой регулировки яркостью ND.

Четырехцветное изображение метеообстановки отражает 4 уровня интенсивности метеорологических осадков:

- красный цвет - высокая интенсивность;
- оранжевый цвет - средний уровень интенсивности;
- зеленый цвет - низкий уровень интенсивности;
- черный цвет - отсутствие дождя или очень низкий уровень интенсивности.

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ WXR



1 TRB:

кнопка выбора режима турбулентности (TRB). В данном режиме потенциально опасные зоны турбулентности районы отражаются в сером цвете параллельно с данными нормального отражения. TRB может включаться только в режиме WX в диапазоне 50 NM или менее.

2 STB:

кнопка кратковременным нажатием отменяет выбор функции стабилизации, а также используется для включения режима подстройки стабилизации.

3 TGT:

кнопка выбора сигнализации цели (TGT ALERT); предупреждает о потенциально опасных целях, находящихся впереди самолета за пределами текущего диапазона дальности.

4 SECT:

Кнопка кратковременным нажатием позволяет выбрать полный (120 градусов) или уменьшенный сектор (60 градусов) сканирования.

© ЗАО «ГСС»

5 TILT:

Изменяет наклон антенны между 15 градусами вверх и 15 градусами вниз.

Для автоматического управления наклоном антенны необходимо нажать рукоятку-кнопку TILT.

PULL ACT: позволяет регулировать наклон антенны в соответствии с высотой полета и выбранным диапазоном дальности. Используется для фиксированных коррекций до ± 2.0 градусов.

6 RADAR

Поворотный переключатель выбора режима радиолокатора.

- OFF: выключение системы.
- SBY: нерабочий (дежурный) режим.
- WX: режим для определения и отображения метеорологических явлений. При переключении из режима OFF в WX системе требуется примерно 45 – 90 секунд для выполнения функций режима WX. Для включения излучения на земле необходимо 4 раза нажать за 3 секунды кнопку «STAB» на пульте управления. При этом в поле сканирования антенны на расстоянии не менее 30 м. должны отсутствовать большие металлические объекты, другие самолеты, самолеты на дозаправке и сливе топлива, люди ближе 4 м. Наклон антенны +15°.
- RCT: включает голубое поле REACT (RCT) для индикации метеоявлений при возникновении затухания сигнала. Предупреждает, что вследствие затухания могут присутствовать скрытые зоны неблагоприятной погоды. (например при отражении сигнала WXR от дождя).
- FP: режим не задействован.
- GMAP: режим GMAP для отражения земной поверхности.
- TST: Выбирает режим самотестирования системы.

7 GAIN:

При нажатии устанавливается режим предварительно установленного усиления сигнала. При вытягивании и повороте позволяет уменьшить или повысить чувствительность приемника. Выбор RCT или TGT ALERT отменяет усиление.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ WXR НА ND

Подробное описание индикации WXR на ND дано в FCOM, часть 2, глава 31 Приборное оборудование.

© ЗАО «ГСС»

34.80 СИСТЕМА ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ВОЗДУХЕ И СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ

ВВЕДЕНИЕ.

Система предотвращения столкновения в воздухе и сближения с землей (T2CAS) объединяет функции двух систем:

Системы предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе;

Системы предупреждения о сближении с землей.

СИСТЕМА ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ВОЗДУХЕ

Система предотвращения столкновения воздушных судов (ВС) в воздухе (TCAS) работает, если воздушные суда оборудованы системами ATCRBS (Системы вторичной радиолокации для работы в режимах «A» и «C») или ответчиками, работающие в режиме “S”.

Система ведет обзор пространства вокруг себя по принципу «запрос/ответ» и определяет расстояние, относительный азимут и относительную высоту другого ВС.

T2CAS прогнозирует траектории полета, рассчитывает интервалы в ближайших точках схождения (CPA), определяет возможность возникновения конфликтных ситуаций.

Для разрешения конфликтной ситуации эта система выдает рекомендации (RA) на выполнение оптимального вертикального маневра, указывая его направление и величину диапазона допустимой вертикальной скорости, чтобы избежать столкновения.

Для реализации функции TCAS система T2CAS получает информацию о текущих достижимых характеристиках и возможностях ВС. Это позволяет системе оценивать возможность разрешить прогнозируемую конфликтную ситуацию.

TCAS вырабатывает два уровня сообщений об опасности:

- сообщения об опасном сближении с воздушным судном – нарушителем (ВС - н.) - (TA),
- сообщения для разрешения конфликта - (RA).

Эти сообщения выдаются, чтобы сохранить или увеличить вертикальный интервал с ВС - н. и избежать столкновения с ним.

Когда возникает конфликтная ситуация, оригинальный формат шкалы указателя вертикальной скорости на PFD заменяется шкалой RA.

Шкала RA комбинирует информацию о текущей вертикальной скорости ВС с рекомендациями по разрешению конфликта.

TCAS обеспечивает:

© ЗАО «ГСС»

- дальность обнаружения в режиме “S” - 80 nm или более;
- дальность обнаружения в режиме ATC RBS («A», «C») - 20 nm;
- отслеживание до 50 ВС;
- дальность пассивного обнаружения в режиме “S” ADS – более 100 nm;
- максимальную горизонтальную скорость сближения - 1200 kt;
- максимальную вертикальную скорость сближения - 10000 фут/мин (fpm);
- указание направления «нормального» маневра для избежания столкновения с указанием допустимых величин вертикальной скорости.

ОГРАНИЧЕНИЯ:

С учетом текущих достижимых характеристик ВС и фазы полета TCAS не выдает:

- рекомендации на набор высоты при полете на высоте 18 000 ft и выше;
- рекомендации на увеличение вертикальной скорости снижения на высоте менее чем 1450 ft AGL;
- сообщения RA на снижение на высоте менее чем 1100 ft AGL на взлете;
- сообщения RA на снижение на высоте менее чем 900 ft AGL при заходе на посадку;
- сообщения TA, если высота ВС -н. меньше чем 380 ft AGL, если высота собственного ВС меньше 1700 ft AGL;
- речевые сообщения на высоте полета ниже 400 ft при снижении и на высоте полета до 600 ft в наборе.

Из-за недостатка входных сигналов TCAS может выдать рекомендации на маневр, выполнение которого может значительно уменьшить запас ВС по сваливанию. Это может произойти при следующих условиях:

- угол крена превышает 15º;
- отказ двигателя (пилот должен выбрать только “TA”);
- особая конфигурация (например: неубранное шасси, закрылки выпущены);
- выполнение полета при температуре, выходящей за пределы принятой стандартной атмосферы (ISA) ± 27.8º C, (± 50º F);
- выполнение полета на скорости ниже нормальной эксплуатационной;
- при запасе по перегрузке менее чем 0.3 g.

© ЗАО «ГСС»

- Все команды RA имеют полный приоритет над командами органа УВД в части вертикального маневра (изменения высоты).
- Однако команда RA в любом случае будет иметь меньший приоритет по сравнению с сигнализацией опасного угла атаки системы SWS и сигнализацией опасного сближения с землей системы TAWS.
- Запрещается выполнять команды, противоположные тем, которые выдает система TCAS.
- Экипаж должен выполнять команды RA уверенно и плавно, не выходя за ограничения, указанные в РЛЭ.

СОСТАВ СИСТЕМЫ TCAS.

Система TCAS является компонентой комбинированной системы T^2CAS, состоящей из трех сменных линейных блоков (LRU) и соответствующего аппаратного обеспечения:

(1) Один T^2CAS компьютер (Модель TT-951, размер 4MCU, с внутренним вентилятором охлаждения);

(2) Одна направленная антенна;

(3) Одна всенаправленная антенна.

Компьютер устанавливается на стеллаже шп.12-13 переднего отсека оборудования.

Антенны монтируются соответственно в верхней (направленная) и нижней (всенаправленная) передней части фюзеляжа в плоскости симметрии.

ПРИНЦИП РАБОТЫ TCAS.

TCAS моделирует вокруг местоположения своего собственного самолета пространство - «зону столкновения». Размеры и конфигурация зоны столкновения зависят от скорости сближения с ВС - н. и его относительного азимута. Для более точного определения развития ситуации, TCAS моделирует две дополнительные зоны: «зону предупреждения» (warning – “RA”) и «зону внимания» (caution – “TA”).

Графическая интерпретация зон приведена ниже, в разделе «Зоны предупреждения, внимания и столкновения TCAS».

Возникшие одновременно “TA” и “RA” генерируются так, что экипаж получает информацию о развитии ситуации независимо от «геометрии» каждого конфликта. Размер и конфигурация «зон внимания и предупреждения» также зависят от скорости сближения, относительного азимута и расстояния до ВС-н.

Периметр «зоны внимания» составляет от 20 до 48 секунд и «зоны предупреждения» - от 15 до 35 секунд от расчетного времени, когда Вс.-н. мог бы войти в зону столкновения.

© ЗАО «ГСС»

По высоте «зона внимания» охватывает интервал высоты ± 9 900 ft относительно местоположения своего собственного самолета в зависимости от выбранного режима (ABOVE / BELOW).

Если ВС входит в «зону внимания», TCAS определяет этот ВС как «ВС - нарушитель» и выдает “TA” - сообщение об опасном сближении: это речевое сообщение и символ ВС - н. на ND, показывающий расстояние и относительный азимут нарушителя. Эту информацию экипаж должен использовать для визуального поиска нарушителя, если это возможно. Если ВС входит в «зону предупреждения», TCAS выдает “RA” - сообщение для разрешения конфликта: это рекомендации на выполнение вертикального маневра для разрешения конфликта с учетом развития ситуации:

- «корректирующие» RA показывают требуемый набор или снижение и указывают допустимый диапазон вертикальной скорости при выполнении маневра;
- «предупредительные» RA указывают не менять текущую вертикальную скорость.

Одновременно выдаются речевые команды.

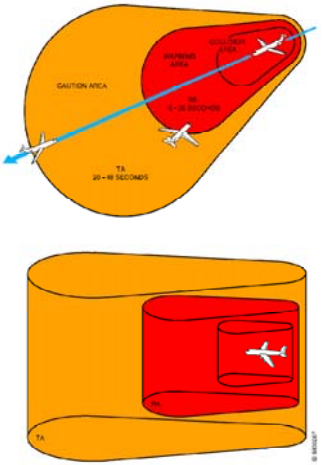
УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ TCAS

Управление системой TCAS осуществляется через пульт MCDU посредством клавиши RADIO с последующим вызова страницы XPDR (LSK6L).

Кнопка-табло TCAS на пульте EFCP предназначена для переключения индикации режимов работы TCAS на дисплее ND.

© ЗАО «ГСС»

ЗОНЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ, ВНИМАНИЯ И СТОЛКНОВЕНИЯ TCAS.



© ЗАО «ГСС»

КЛАССИФИКАЦИЯ ВС - НАРУШИТЕЛЕЙ (INTRUDER)

В зависимости от уровня представляемой опасности нарушители (ВС - н.) показываются на ND в виде определенных символов. Присутствие символов этих самолетов на ND обусловлено выбранным масштабом на ND и расстоянием до них.

 - «открытый» или «пустой» ромб.

Это воздушные суда, чья расчетная траектория не попадает в зону столкновения, но они находятся на расстоянии более 6 NM от «своего» самолета, и их вертикальный интервал со «своим» самолетом больше ±1200 футов Они имеют название “other traffic” – прочие воздушные суда. Отображения этих судов временно пропадают с ND на время действия TA и RA.

 - «сплошной» ромб.

Это воздушные суда, чья расчетная траектория также не попадает в зону столкновения, но они находятся в радиусе 6 NM от «своего» самолета, и их вертикальный интервал со «своим» самолетом меньше ± 1200 футов. Они имеют название “proximate traffic” – ближние воздушные суда.

СООБЩЕНИЯ “TA” И “RA”

В режиме “S” или “C” ответчик Вс.-н. выдает информацию о своей высоте для выдачи соответствующих “RA” или «TA». Для ВС, у которых функция доклада высоты не действует, во всех случаях TCAS может выдавать только “TA” не зависимо от развития ситуации.

“TA” и “RA” обновляются один раз в секунду.

При выполнении “RA” как только TCAS прогнозирует, что безопасный интервал обеспечен, выдается голосовое сообщение “CLEAR OF CONFLICT” - конфликтная ситуация окончена. Экипаж должен вернуться к первоначальному диспетчерскому разрешению.

“TA”

“TA” объявляется голосовым сообщением “TRAFFIC,TRAFFIC”.

Символ ВС - н. показывается на ND в виде оранжевого круга  с учетом измеренного до него расстояния и относительного азимута. Рядом с символом показан интервал по высоте между конфликтующими ВС - н. в сотнях футов. Этот интервал по высоте показывается выше символа со знаком (+), если нарушитель находится выше, и ниже символа со знаком (-), если нарушитель находится ниже. Стрелка “ UP” или “DOWN” показывается рядом с символом ВС - н., если интервал по высоте изменяется, и вертикальная скорость нарушителя больше 500 fpm.

© ЗАО «ГСС»

“RA”

Если ВС входит в «зону предупреждения», система выдает сообщение “RA”.

Символ ВС - н. показывается на ND в виде красного квадрата  с учетом измеренного до него расстояния и относительного азимута. Индикация интервала по высоте аналогична индикации в “TA”.

В случае возникновения RA оригинальный формат шкалы указателя вертикальной скорости на PFD автоматически заменяется шкалой RA PFD.

Примечание: При выполнении “RA” пилотам разрешается отклоняться от текущего разрешения ATC, при этом они должны помнить, что чрезмерная реакция на RA может повлечь развитие конфликтной ситуации с другими воздушными судами. Когда объявляется “CLEAR OF CONFLICT”, пилот должен вернуться к первоначальному плану полета.

РЕЖИМЫ РАБОТЫ СИСТЕМЫ TCAS.

Режимы работы системы TCAS задаются на пульте MCDU.

На странице XPDR/TCAS 1/2 в зависимости от выбора режима TCAS MODE система может находиться в одном из состояний:

- STANDBY;
- TA;
- TA/RA.

На странице XPDR/TCAS 1/2 в зависимости от выбора режима ALT RNG система может находиться в одном из состояний, определяющем границы отображения воздушного пространства относительно собственного ВС:

- NORMAL (± 2 700 ft);
- ABOVE (от -2 700 ft до +9 900 ft);
- BELOW (от -9 000 ft до +2 700 ft).

ИНДИКАЦИЯ СИСТЕМЫ TCAS НА НАВИГАЦИОННОМ ДИСПЛЕЕ ND.

Индикация системы TCAS в виде символов ВС - н. выводится на ND нажатием кнопки TCAS на пультах EFCP.

Индикация TCAS подробно рассматривается в описании ND в РЛЭ часть 2 глава 31 Приборное оборудование.

© ЗАО «ГСС»



1 PROXIMATE INTRUDER

“Ближние воздушные суда”.

Отображается в виде ромба заполненного белым цветом.

© ЗАО «ГСС»

2 TA INTRUDER

"Сообщение об опасном сближении с ВС - н."

Отображается оранжевым кругом и сопровождается голосовым сообщением "TRAFFIC-TRAFFIC".

3 RA INTRUDER

"Сообщение для разрешения конфликта с ВС - н."

Отображается красным квадратом, сопровождается рекомендациями на выполнение вертикального маневра на шкале RA PFD и голосовым сообщениями.

4 OTHER INTRUDERS

"Прочие воздушные суда".

Отображается белым пустым ромбом.

5 RELATIVE ALTITUDE

"Интервал по высоте с ВС – н."

Отображается в сотнях футов выше или ниже символа, в зависимости от положения нарушителя.

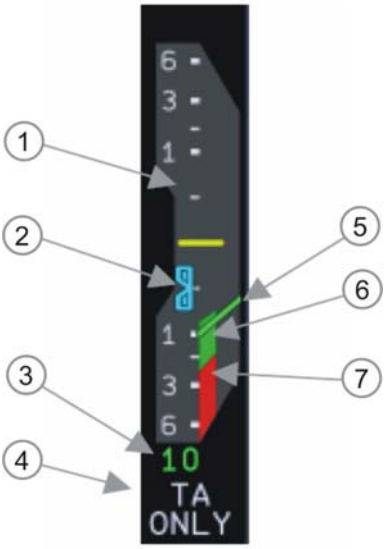
6 VERTICAL SPEED ARROW

"Стрелка вертикальной скорости".

Отображается только, если вертикальная скорость нарушителя более 500 ft/mn. Относительная высота и стрелка вертикальной скорости отображаются в том же цвете, что и символ нарушителя.

© ЗАО «ГСС»

ШКАЛА RA PFD



1 Шкала вертикальной скорости.

2 Индекс заданной вертикальной скорости.

3 Цифровое значение вертикальной скорости.

4 Индикация состояния TCAS.

5 Стрелка вертикальной скорости.

6 Индикация зоны разрешенного вертикального маневра.

7 Индикация зоны запрещенного вертикального маневра

© ЗАО «ГСС»

В случае возникновения RA оригинальный формат шкалы указателя вертикальной скорости на PFD автоматически заменяется шкалой RA PFD.

Шкала RA PFD комбинирует информацию о текущей вертикальной скорости самолета с рекомендациями для разрешения конфликта.

Рекомендации для разрешения конфликта представлены в виде красной зоны запрещенной вертикальной скорости и зеленой зоны разрешенной вертикальной скорости.

Красная зона показывает диапазон вертикальной скорости, где имеется высокая опасность столкновения.

Зеленая зона показывает рекомендованный диапазон вертикальной скорости, при выдерживании которой обеспечивается безопасный интервал.

Пилот должен без задержки начать вертикальный маневр, перейдя на выдерживание вертикальной скорости в диапазоне разрешенной вертикальной скорости зеленого сектора.

Зеленая зона рекомендованной вертикальной скорости называется «FLY-TO» - «БЕЗОПАСНЫЙ ДИАПАЗОН».

Примечание: самолет может также лететь с вертикальной скоростью в серой зоне указателя без риска столкновения (в случае предупредительного RA),цвет стрелки вертикальной скорости и ее цифровое значение соответствует цвету сектора выдерживаемой вертикальной скорости при выполнении вертикального маневра.

ИНДИКАЦИЯ СОСТОЯНИЯ TCAS

Она показывает текущее состояние TCAS.



- TCAS включен, в состоянии готовности к работе.



- TCAS в режиме TA, выдача RA невозможна



- TCAS в нерабочем состоянии, отказ TCAS.



- TCAS в режиме проверки.

© ЗАО «ГСС»

РЕЧЕВЫЕ СООБЩЕНИЯ

TCAS выдает 14 речевых сообщений и предупреждений, не включая голосовые сообщения о результатах проводимых проверок. Эти сообщения и предупреждения транслируются через громкоговорители в кабине и телефонные гарнитуры членов экипажа.

Громкость, с которой передаются сообщения, постоянна и не может регулироваться экипажем.

Эти 14 сообщений и предупреждений сопровождают визуальные отображения TA и RA и рекомендации по их разрешению на ND и PFD.

Обнаруженные TA и RA, объединены со следующими речевыми сообщениями и предупреждениями:

«TRAFFIC-TRAFFIC»

Это предупредительное сообщение TA.

Не требует выполнения вертикального маневра.

TCAS прогнозирует, что нарушитель войдет в зону столкновения в пределах от 20 до 48 сек., с одновременным отображением нарушителя в виде оранжевого круга.

«MONITOR VERTICAL SPEED»

Это предупредительное сообщение RA.

Необходимо выдерживать вертикальную скорость вне красной зоны на шкале указателя вертикальной скорости на PFD.

«CLIMB, CLIMB»

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить набор с вертикальной скоростью в зеленой зоне на шкале указателя вертикальной скорости на PFD. При этом величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

«DESCEND-DESCEND»

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить снижение с вертикальной скоростью вне красной зоны на шкале указателя вертикальной скорости на PFD.

При этом величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

© ЗАО «ГСС»

«CLIMB, CROSSING CLIMB – CLIMB, CROSSING CLIMB»

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить набор с вертикальной скоростью в зеленой зоне на шкале указателя вертикальной скорости на PFD. Величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

Траектория вашего ВС будет пересекать высоту нарушителя.

«DESCEND, CROSSING DESCEND - DESCEND, CROSSING DESCEND»

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выполнить снижение с вертикальной скоростью вне красной зоны на шкале указателя вертикальной скорости на PFD.

Величина вертикальной скорости составит от 1500 до 2000 fpm.

Траектория вашего ВС будет пересекать высоту нарушителя.

«INCREASE CLIMB–INCREASE CLIMB»

Это корректирующее сообщение RA.

Скорость набора недостаточна, чтобы обеспечить безопасный интервал. Потребуется увеличение вертикальной скорости и в зеленой зоне она составит от 2500 до 3000 fpm.

«ICREASE DESCEND - ICREASE DESCEND»

Это корректирующее сообщение RA.

Скорость снижения недостаточна, чтобы обеспечить безопасный интервал. Потребуется увеличение вертикальной скорости и в зеленой зоне она составит от 2500 до 3000 fpm.

«CLIMB, CLIMB NOW! - CLIMB, CLIMB NOW!»

Это корректирующее сообщение RA.

Выдается вслед за выданным «DESCEND» RA, если по расчетам TCAS для создания безопасного интервала необходимо изменить направление вертикального маневра.

Величина вертикальной скорости в зеленой зоне составит от 1500 до 2000 fpm.

«DESCEND, DESCEND NOW - DESCEND, DESCEND NOW »

Это корректирующее сообщение RA.

Выдается вслед за выданным «CLIMB» RA, если по расчетам TCAS для создания безопасного интервала необходимо изменить направление вертикального маневра.

Величина вертикальной скорости в зеленой зоне составит от 1500 до 2000 fpm.

© ЗАО «ГСС»

«ADJUST VERTICAL SPEED, ADJUST»

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо скорректировать текущую вертикальную скорость набора или снижения соответственно до величины, которая соответствует зеленой зоне шкалы RA PFD.

«MAINTAIN VERTICAL SPEED, MAINTAIN»

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выдерживать вертикальную скорость, которая соответствует зеленой зоне PFD.

Необходимо учитывать, что зеленая зона указателя вертикальной скорости – геометрический отрезок фиксированной длины, но не фиксированный диапазон разрешенной вертикальной скорости.

Для этого сообщения начало зеленой зоны на PFD может находиться в диапазоне от 1500 до 4400 fpm. При этом если начало зеленой зоны соответствует величине 1500, то верхним пределом будет 2000 fpm.

Если начало соответствует величине 4400, то верхним пределом будет 6000 fpm.

«MAINTAIN VERTICAL SPEED, CROSSING MAINTAIN»

Это корректирующее сообщение RA.

Необходимо выдерживать вертикальную скорость, которая соответствует зеленой зоне PFD. Траектория вашего самолета будет пересекать высоту нарушителя.

Необходимо учитывать, что зеленая зона указателя вертикальной скорости – геометрический отрезок фиксированной длины, но не фиксированный диапазон разрешенной вертикальной скорости.

Для этого сообщения начало зеленой зоны на PFD может находиться в диапазоне от 1500 до 4400 fpm. При этом если начало зеленой зоны соответствует величине 1500, то верхним пределом будет 2000 fpm.

Если начало соответствует величине 4400, то верхним пределом будет 6000 fpm.

© ЗАО «ГСС»

«CLEAR OF CONFLICT»

Сообщение подтверждает, что конфликтная ситуация разрешена, и интервал между конфликтовавшими ВС увеличивается. Необходимо вернуться к первоначальному плану полета.

При выполнении вертикального маневра согласно рекомендациям TCAS необходимо учитывать, что для обеспечения безопасного интервала, как правило, достаточны незначительные изменения тангажа с небольшими перегрузками.

Рекомендации по корректирующим сообщениям RA пилот должен выполнить в течение 5 секунд после их появления. К этим сообщениям относятся:

«CLIMB, CLIMB»

«DESCEND – DESCEND»

«CLIMB, CROSSING CLIMB – CLIMB, CROSSING CLIMB»

«DESCEND, CROSSING DESCEND – DESCEND, CROSSING DESCEND».

При этом при изменении тангажа нет необходимости превышать перегрузку 0,25 g.

«Усиливающие» и изменяющие направление маневра рекомендации корректирующих сообщений RA пилот должен выполнить в течение 2,5 секунды. При этом предполагается изменение тангажа на величину 2º – 3,5º с перегрузкой 0,35 g. Маневры с большей перегрузкой не требуются, с меньшей перегрузкой могут оказаться недостаточными.

К таким сообщениям относятся:

«INCREASE CLIMB – INCREASE CLIMB»

«ICREASE DESCEND – ICREASE DESCEND»

«CLIMB, CLIMB NOW! – CLIMB, CLIMB NOW!»

«DESCEND, DESCEND NOW – DESCEND, DESCEND NOW ».

Необходимо избегать чрезмерной реакции пилота на сообщения RA, так как это может привести к конфликтной ситуации в отношении других воздушных судов. В горизонтальном полете правильные и точные действия при выполнении RA приводят к отклонению от заданной высоты на 300 - 700 ft.

СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СБЛИЖЕНИИ С ЗЕМЛЕЙ

Функции Системы предупреждения о сближении с землей (TAWS) в T2CAS обеспечивается модулем предупреждения столкновения с землей (GCAM).

TAWS служит для избежания случаев CFIT (Controlled Flight Into Terrain – «Сближение с землей в управляемом полете»). GCAM соответствует требованиям документа TSO C 151 b.

Возможности TAWS позволяют выполнять полеты по утвержденным схемам, траектории которых проходят ниже окружающего рельефа местности (например, заход на посадку в горном ущелье). Это предотвращает выдачу ложной информации и повышает уверенность экипажа в достоверности работы системы.

TAWS может выдавать информацию о попадании в сдвиг ветра (функция не реализована).

СОСТАВ TAWS.

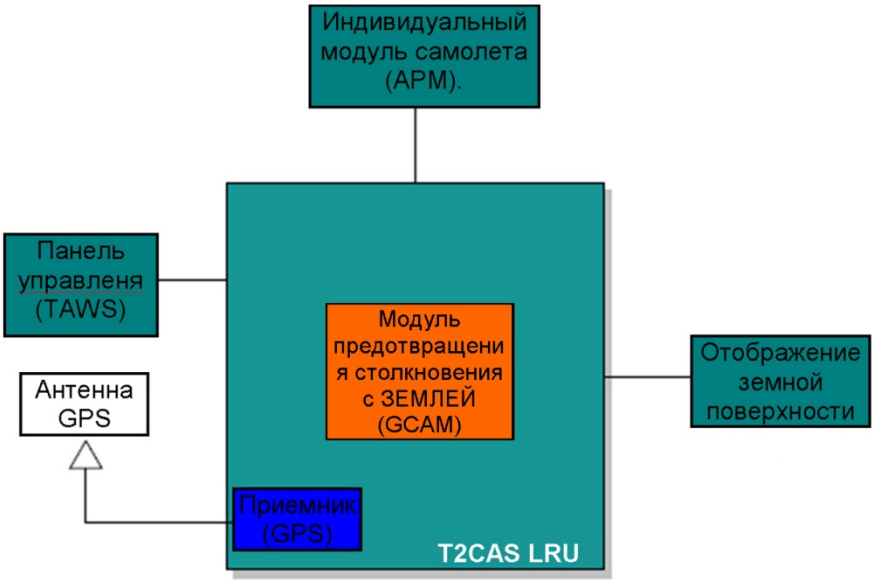
В состав TAWS входят:

- GCAM – Ground Collision Avoidance Module - Модуль предотвращения столкновения с земной поверхностью;
- персональный модуль самолета;
- пульт управления TAWS в кабине экипажа.

Примечание: Для работы TAWS требуются данные о местоположении самолета. Эти данные могут быть получены от системы RNAV или GPS

© ЗАО «ГСС»

ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ TAWS



МОДУЛЬ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ (GROUND COLLISION AVOIDANCE MODULE - GCAM).

GCAM, получая данные от различных систем самолета, сопоставляя их с базой данных земной поверхности с учетом конфигурации самолета, выдает визуальную и звуковую информацию экипажу об опасном сближении с землей.

ИНДИВИДУАЛЬНЫЙ МОДУЛЬ САМОЛЕТА (APM)

В APM введена информация, которая включает:

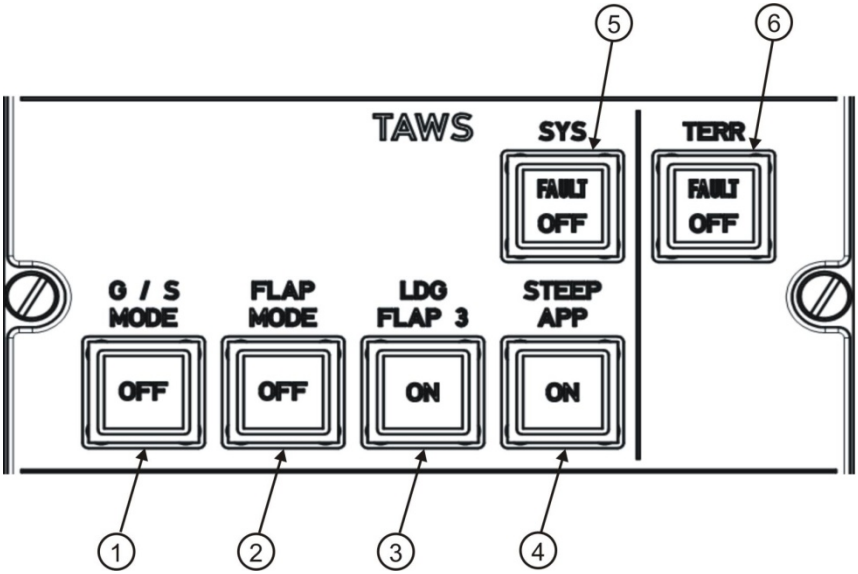
- весовые характеристики самолета;
- летные характеристики самолета в наборе высоты;
- программа приоритета сообщений о работе систем;
- специфические особенности построения информации на дисплеях и использования цветного изображения;
- частота и периодичность повторяющихся предупреждений;
- выбор и возможность выдачи голосовых сообщений;
- выбор звуковой и визуальной сигнализации;
- выбор возможности установки уровня отсчета высоты по QFE.

© ЗАО «ГСС»

ОТОБРАЖЕНИЕ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Информация об опасности сближения с землей отображается на ND в режиме ARC и ROSE.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ TAWS



Пульт управления TAWS находится на верхнем потолочном пульте кабины пилотов. Все кнопки – табло (далее кнопки) пульта имеют световую индикацию.

1 G/S MODE

При нажатии блокируется речевое сообщение GLIDESLOPE при заходе на посадку с углом наклона глиссады меньше рекомендуемого системой GPWS в режиме 5. При использовании на кнопке загорается индикация OFF.

2 FLAP MODE

При нажатии блокируется речевое сообщение TOO LOW FLAPS и визуальная сигнализация P/UP при заходе на посадку с положением закрылков не в посадочной конфигурации, рекомендуемой системой GPWS в режиме 4B. При использовании на кнопке загорается индикация OFF.

© ЗАО «ГСС»

3 LDG FLAP3

Используется при заходе на посадку с положением закрылков в посадочной конфигурации FLAPS 3. При использовании на кнопке загорается индикация ON.

4 STEEP APP

Используется при заходе на посадку с углом наклона глиссады больше рекомендуемого системой GPWS. При использовании на кнопке загорается индикация ON.

5 SYS

Индикация FAULT загорается при отказе режимов с 1 по 5 системы TAWS.

При использовании на кнопке загорается индикация OFF, и блокируются режимы с 1 по 5 системы GPWS.

6 TERR

Индикация FAULT загорается при отказе режимов CPA/THD системы TAWS.

При загорании сигнализации FAULT необходимо нажать кнопку TERR. При этом загорается индикация OFF, индикация FAULT гаснет.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ И СИГНАЛИЗАЦИЯ ОБ ОПАСНОМ СБЛИЖЕНИИ С ЗЕМЛЕЙ (CPA)

Прогнозирующие функции GCAM обеспечиваются функцией CPA (Collision Prediction and Alerting – «Предупреждение столкновения). Для этого используются базы данных земной поверхности и данных аэропортов с одновременным моделированием текущих возможностей самолета выполнить набор высоты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В СИСТЕМЕ ОТСУТСТВУЕТ БАЗА ДАННЫХ ПО ИСКУССТВЕННЫМ ПРЕПЯТСТВИЯМ ПО МАРШРУТУ ПОЛЁТА ДЛЯ ФУНКЦИИ TAWS

© ЗАО «ГСС»

ПРОГНОЗИРУЮЩИЕ И РЕАКТИВНЫЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ GCAM

ПРОГНОЗИРУЮЩИЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

Прогнозирующие предупреждения (Predictive Warnings) о сближении с землей обеспечиваются расширенной функцией CPA.

Это обеспечивается, если:

- точно рассчитано местоположение самолета;
- есть достоверные данные о летных характеристиках самолета;
- нет отсутствующей или недостоверной информации об участках земной поверхности впереди по направлению траектории полета;
- не отключен режим TERR на пульте TAWS.

РЕАКТИВНЫЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

К реактивным предупреждениям (Reactive Warnings) о сближении с землей относятся предупреждения, вызванные срабатыванием режимов Mode1 - Mode5 TAWS, речевые объявления высоты и предупреждения по углу крена. Реактивное предупреждение о сдвиге ветра, также рассматривается как предупреждение реактивного режима GCAM.

БАЗА ДАННЫХ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Карта земной поверхности разделена на множество ячеек, которые формируют постоянную координатную сетку зон земной поверхности. Значение высоты для каждой ячейки, определяется величиной максимального превышения участка земной поверхности в пределах этой ячейки относительно среднего уровня моря. Разрешающая способность карты увеличивается в зоне подхода или аэродрома, в соответствии требованиям по выполнению полетов в данном районе.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
В СИСТЕМЕ ОТСУТСТВУЕТ БАЗА ДАННЫХ ПО ИСКУССТВЕННЫМ ПРЕПЯТСТВИЯМ ПО МАРШРУТУ ПОЛЁТА ДЛЯ ФУНКЦИИ TAWS

БАЗА ДАННЫХ АЭРОДРОМОВ

База данных аэродромов содержит определенную информацию об аэродромах, имеющих длину полосы 3500 ft или более.

Эта информация включает расположение полос, данные о рельефе местности и искусственных препятствиях, и другие особенности для всех зон этих аэродромов.

© ЗАО «ГСС»

ВЫСОТА САМОЛЕТА

Когда самолет находится на значительной высоте над земной поверхностью, GCAM CPA использует для расчетов данные от GPS и/или барометрическую скорректированную высоту.

На малых высотах используется радиовысотомер. Как только самолет начинает приближаться к земле, GCAM автоматически увеличивает точность определения его высоты объединением вычисленной и измеренной высоты. Ниже 500 ft используется только высота от радиовысотомера.

СЕНСОРЫ ВНИМАНИЯ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПО ЗАПАСУ ВЫСОТЫ

(CAUTION AND WARNING SENSORS)

Функция GCAM CPA постоянно сопоставляет прогнозируемую траекторию полета до 2-х минут впереди самолета с базой данных превышений пролетаемого участка земной поверхности.

Расчеты CPA ведутся по данным двух сенсоров: «сенсор внимания по запасу высоты» (caution clearance sensor) и «сенсор предупреждения по запасу высоты» (warning clearance sensor).

Предупреждения «caution» или «warning» выдаются в зависимости от того, алгоритм какого сенсора срабатывает в том или ином случае.



При выполнении разворота, в расчетах CPA учитывается темп разворота и прогнозируется изменение траектории полета и путевого угла на величину до 90º.

© ЗАО «ГСС»

Принцип построения диапазонов предупреждений CPA «caution» и «warning» в вертикальном плане показан на рисунке выше.

Линия диапазона «caution» проходит вдоль траектории от самолета на дистанцию в 20 секунд впереди самолета. Из точки «20 секунд» линия диапазона «caution» продолжается на дистанцию в 112 секунд под углом, направленным верх с учетом максимальных возможностей набора высоты с учетом полетного веса, барометрической высоты, температуры, конфигурации самолета, числа работающих двигателей и параметров набора высоты данного самолета.

Дистанция «20 секунд» впереди самолета, заложенная в данном профиле, дает возможность экипажу произвести нормальный маневр набора высоты для коррекции траектории и избежания прогнозируемого CFIT. В этом случае выдается «Terrain Caution Alert» с речевым сообщением:

«TERRAIN AHEAD».

ВНИМАНИЕ:

В случае срабатывания речевой сигнализации TERRRAIN AHEAD выполнить маневр по уходу от препятствия.

Линия диапазона «warning» по построению аналогична линии диапазона «caution». Она проходит вдоль траектории от самолета на дистанцию в «8 секунд» впереди самолета. Далее траектория набора диапазона «warning» продолжается на дистанцию в 120 секунд. Предполагается, что дистанция «8 секунд» - это максимальное время, необходимое экипажу для оценки ситуации и начала маневра.

Когда CPA прогнозирует опасное сближение с землей в диапазоне «warning», вырабатываются предупреждения двух видов в зависимости от возможностей самолета выполнить набор высоты для безопасного пролета над земной поверхностью или требуется выполнение маневра с отворотом от препятствия:

– «Pull Up Warning» - если прогнозируется столкновение с землей, которое, по расчетам CPA, возможно избежать выполнением маневра набора высоты.

  При этом выдаются речевое сообщение:

  «TERRAIN, TERRAIN, PULL UP, PULL UP»;

– «Avoid Terrain Warning» - если прогнозируется столкновение с землей, которое, по расчетам CPA, НЕ ВОЗМОЖНО избежать выполнением маневра набора высоты, и требуется выполнение других действий (возможно, должен быть выполнен отворот влево или вправо от препятствия).

  При этом выдается речевое сообщение:

  «AVOID TERRAIN».

© ЗАО «ГСС»

«РЕАКТИВНЫЕ» РЕЖИМЫ РАБОТЫ GCAM TAWS

В отличии от «прогнозирующих» режимов, работающих на всех этапах полета, «реактивные» режимы подключаются только на определенных этапах полета.

Всего существует 5 «реактивных» режимов»: Mode 1 – Mode 5.

Режимы Mode1 и Mode 2 могут подавляться функцией CPA для уменьшения числа предупреждений, отвлекающих внимание пилотов.

Режимы Mode 3 – Mode 5 автоматически подключаются на соответствующих этапах взлета и посадки.

MODE 1 - срабатывает при чрезмерной вертикальной скорости снижения.

Вырабатывает два вида сообщений: «Sink Rate Caution» и «Pull Up Warning».

При срабатывании «Sink Rate Caution»:

- включается «Master Caution»;
- выдается речевое сообщение «SINK RATE, SINK RATE».

Режим отключается при исчезновении условий срабатывания: конфликтного соотношения текущих значений радиовысоты и вертикальной скорости снижения.

При срабатывании «Pull Up Warning»:

- включается «Master Warning»;
- выдается речевое сообщение «PULL UP, PULL UP».

Режим отключается при исчезновении условий срабатывания:

конфликтного соотношения текущих значений радиовысоты и вертикальной скорости снижения.

При выполнении захода на посадку по крутой глиссаде необходимо использовать переключатель «STEEP APP» на пульте TAWS, чтобы избежать отвлекающих предупреждений.

MODE 2 – срабатывает при чрезмерном темпе сближения траектории полета с земной поверхностью с учетом значений радиовысоты, скорости полета, положения шасси и закрылков.

Вырабатывает два вида сообщений: «Terrain Caution» и «Pull Up Warning».

При срабатывании «Terrain Caution»:

- включается «Master Caution»;
- выдается речевое сообщение «TERRAIN, TERRAIN».

При срабатывании «Pull Up Warning»:

- включается « Master Warning»;
- выдается речевое сообщение «PULL UP, PULL UP».

© ЗАО «ГСС»

Режим отключается при исчезновении условий срабатывания:

конфликтного соотношения текущих значений радиовысоты и темпа сближения траектории полета с земной поверхностью.

При выполнении полетов на высоте ниже 2500 ft, чтобы избежать ненужных предупреждений, можно использовать переключатель «FLAP MODE» на пульте TAWS.

MODE 3 - срабатывает при потере высоты на взлете и при уходе на второй круг. Потерей высоты считается разница между максимальной высотой, набранной на взлете или при уходе на второй круг, и текущей высотой.

Вырабатывает сообщение «Don”t Sink Caution».

При срабатывании «Don”t Sink Caution»:

- включается «Master Caution»;
- выдается речевое сообщение «DON”T SINK, DON”T SINK ».

Режим отключается при исчезновении условий срабатывания:

конфликтного соотношения текущих значений радиовысоты и величины потери высоты или при возникновении положительной вертикальной скорости набора высоты в течение 1 секунды.

MODE 3 отключить невозможно.

MODE 4 – срабатывает при опасном сближении с землей не в режиме и не в соответствующей конфигурации захода на посадку.

Вырабатывает три вида сообщений: «Too Low Terrain Caution», «Too Low Gear Caution», «Too Low Flaps Caution».

При возникновении условий срабатывания этих сообщений:

- включается «Master Caution»;
- выдаются соответствующие речевые сообщения: «TOO LOW TERRAIN», «TOO LOW GEAR » или «TOO LOW FLAPS ».

Выдача речевых сообщений «TOO LOW TERRAIN», «TOO LOW GEAR » и «TOO LOW FLAPS» может быть запрещена использованием соответствующих кнопок-переключателей на пульте управления TAWS: кнопки TERR, кнопки SYS или кнопки FLAP MODE соответственно.

MODE 5 - срабатывает при чрезмерной вертикальной скорости снижения ниже инструментальной глиссады снижения с учетом значений радиовысоты, величины отклонения от линии глиссады и курса и положения шасси.

© ЗАО «ГСС»

При срабатывании «Glide slope Caution»:

- включается «Master Caution»;
- выдается речевое сообщение «GLIDESLOPE».

«Glide slope Caution» повторяется с большей частотой при увеличении отклонения ниже глиссады и уменьшении значения радиовысоты.

Режим отключается при исчезновении условий срабатывания или использовании кнопки подавления «ALERT CANC» или кнопки «G/S MODE» на пульте TAWS, при этом происходит блокировка речевого сообщения «GLIDESLOPE» при заходе на посадку.

Mode 5 не подключается если:

- МК посадки выбранной ВПП и фактический трек следования отличается больше чем на 90 градусов;
- отклонение от линии курса (LOC) больше чем +/- три точки шкалы;
- шасси убрано;
- выбрана система захода LOC BACK COURSE.

Режим сигнализации превышения максимально допустимого крена также относится к «реактивным» режимам. Режим срабатывает при превышении максимального значения крена с учетом значения радиовысоты. При срабатывании этого режима выдается речевое сообщение «BANK ANGLE, BANK ANGLE», которое повторяется пока существуют условия его вызывающие. В таблице приведены условия срабатывания этого режима:

Значение радиовысоты	Величина крена (зависимость линейная)
От 30 FT до 150 FT	От 10º до 40º
От 150 FT до 2450 FT	От 40º до 55º
Выше 2450 FT	55º

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ TAWS ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ

Если необходимо провести посадку самолета с невыпущенным шасси, необходимо использовать кнопку «SYS» для того, чтобы избежать отвлекающих предупреждений.

Для того чтобы избежать отвлекающих предупреждений при вынужденной посадке самолета на воду или вне аэродрома, необходимо использовать кнопку «TERR».

© ЗАО «ГСС»

РЕЧЕВЫЕ СООБЩЕНИЯ ВЫСОТЫ

GCAM учитывает текущее значение радиовысоты, значение выбранной DH или MDA, положение шасси и, с учетом этого, генерирует сообщения пролетаемой высоты.

Каждое речевое сообщение о пролетаемой высоте делается один раз, и весь цикл объявления высот реактивируется в исходное состояние только после того, как значение фактической радиовысоты превысит 1080 ft. Значения объявляемых высот и соответствующие речевые сообщения приведены в таблице.

ВЫСОТА RA (FT)	ОБЪЯВЛЕНИЯ
2500	TWO THOUSAND FIVE HUNDRED
1000	ONE THOUSAND
500	FIVE HUNDRED
400	FOUR HUNDRED
300	THREE HUNDRED
200	TWO HUNDRED
100	ONE HUNDRED
50	FIFTY
40	FORTY
30	THIRTY
20	TWENTY
10	TEN
DH или MDA +100	HUNDRED ABOVE
DH или MDA	MINIMUM

РЕЧЕВЫЕ СООБЩЕНИЯ DH (DECISION HEIGHT) И MDA (MINIMUM DESCENT ALTITUDE)

При выпущенном положении шасси за 100 ft до пролета и при пролете DH или MDA выдаются речевые сообщения, приведенные в таблице.

Каждое сообщение произносится один раз.

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СДВИГЕ ВЕТРА (REACTIVE WINDSHEAR SYSTEM)

(Функция не реализована)

В состав TAWS входит реактивная система предупреждения о сдвиге ветра. Это система предупреждает о попадании в сдвиг ветра, и обеспечивает выдачу команд по выводу самолета из условий сдвига.

Система отслеживает проявление факторов и признаков ухудшения летных характеристик самолета на взлете и на посадке, чтобы определить наличие признаков сильного сдвига в приземном слое, а также сдвига ветра по типу нисходящих потоков и микропорывов.

Если летные характеристики ухудшаются до определенного уровня, то система предупреждения выдает звуковые и речевые сообщения о том, что летные характеристики самолета ухудшаются и быстро приближаются к критическим.

Система предупреждения о сдвиге выдает сообщение:

- Wind shear Caution, при этом выдается речевое сообщение CAUTION WINDSHEAR;

ПРОВЕРКА СИТЕМЫ TAWS

Проверка производится в следующей последовательности:

- Нажать кнопку SD на левой части пульта RCP, затем нажать кнопку MODE на левом пульте EFCP для вывода режима ARC;
- Нажать кнопку WXR/TERR на левом пульте EFCP до появления надписи TERR FAIL на левом индикаторе ND;
- Нажать кнопку TAWS TEST на левом пульте ICP;
- Проконтролировать на кнопке P/PU-TAWS:

  P/PU – индикация красным цветом;

  TAWS – индикация оранжевым цветом;
- На экране левого ND индицируется цветной квадрат, надпись TERR FAIL меняется на TERR TEST.
- После окончания речевого сообщения нажать кнопку TAWS TEST. Надпись TERR TEST меняется на TERR FAIL.

Для снятия с экрана надписи TERR FAIL нажать и удерживать кнопку WXR/TERR, на левом пульте EFCP, не менее 3 с.

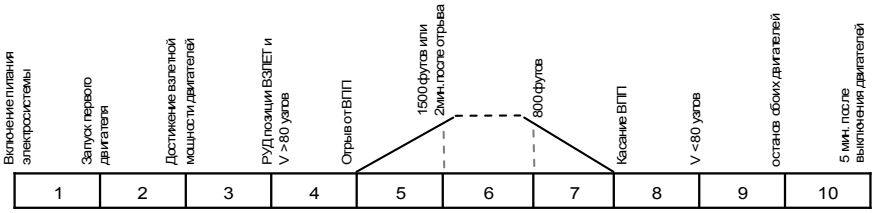
С места второго пилота можно повторить действия применительно к правым пультам.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

34.85 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
NAV_ADS 1+2+3 FAULT Отказ ADS 1+2+3	Непрерывные удары колокола	Кнопка-табло WARN	нет	нет
NAV IRS 1+2+3 FAULT Отказ IRS 1+2+3				
NAV ATT DISAGREE Рассогласование пространственного положения самолета *Предупреждение о рассогласовании пространственного положения самолета. Предупреждает экипаж о разнице в показаниях IRS более чем 5° по тангажу или более чем 10° по крену.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	ПЕРВЫЕ 3 СЕКУНДЫ ЭТАПА 5, 8,9

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления		Основная	Дублирующая	
NAV SPEED DISAGREE Разница показаний скорости CAPT PFD и F/O PFD	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4, ПЕРВЫЕ 3 СЕКУНДЫ ЭТАПА 5, 8,9
NAV IRS 1 (2)(3) FAULT Отказ IRS 1(2)(3)				4,5,7,8
NAV IRS 1 +2 FAULT Отказ IRS 1+2				4,8
NAV IRS 1 +3 FAULT Отказ IRS 1+3				
NAV IRS2 +3 FAULT Отказ IRS 2+3				
NAV ADS 1 (2)(3) FAULT Отказ ADS 1(2)(3)	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,8
NAV ADS 1+2 FAULT Отказ ADS 1+2				4,8
NAV ADS 1+3 FAULT Отказ ADS 1+3				
NAV ADS 2+3 FAULT Отказ ADS 2+3				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
NAV IRS NOT ALIGNED Инерциальная система не выставлена *Появляется, когда не введены исходные координаты во время выставки IRS, или одна из трех IRS еще находится в процессе выставки*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	нет
NAV HDG DISAGREE Разница показаний курса приборов КВС и 2/П *Появляется при разнице показаний более 5°*				ПЕРВЫЕ 3 СЕКУНДЫ ЭТАПА 5, 8,9
NAV ALT DISAGREE Разница показаний высоты приборов КВС и 2/П *Появляется при разнице показаний высоты на PFD КВС и 2/П в течение 5 сек:* *- более 500 ft при установке STD;* *- более 250 ft при установке QNH/QFE*				4, ПЕРВЫЕ 3 СЕКУНДЫ ЭТАПА 5, 8,9
NAV BARO REF DISAGREE Рассогласование в установке давления *Рассогласование в установке барометрического давления, выбранного на FCP, (QFE/QNH или STD) между КВС и 2/П.*				4,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
NAV EXTREME LATITUDE Максимальное значение широты *Появляется если за 20 NM до границы района POLAR, где должна произойти смена опорного меридиана, переключатель TRUE/MAG не установлен в соответствующее положение*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
ATT/HDG SWTG Переключение ATT/HDG *Появляется при ручном переключении переключателя ATT/HDG на RCP*	нет	нет	нет	нет
AIR DATA SWTG Переключение AIR DATA *Появляется при ручном переключении переключателя AIR DATA на RCP*				
NAV CHECK NORTH REF Проверить положение переключателя TRUE/MAG *Появляется, если самолет не в районе POLAR и переключатель TRUE/MAG в положении TRUE*				3,4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
IRS IN ALIGN Выставка инерциальной системы *По крайней мере одна из действующих IRS находится в подрежиме ATT ALGN или одна из трех IRS еще находится в процессе выставки.*	нет	нет	нет	нет
NAV ADS 1(2)(3) DATA DEGRADED Ухудшение характеристик воздушных данных ADS 1 (2)(3)	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
NAV IRS 1(2)(3) ATT ONLY Выставка IRS 1(2)(3) не закончилась *Появляется, когда самолет находится в движении, и выставка IRS 1(2)(3) не закончилась*				
NAV IRS 1+2 ATT ONLY Выставка IRS 1 и IRS 2 не закончилась *Появляется, когда самолет находится в движении, и выставка IRS 1 и IRS 2 не закончилась*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
NAV IRS 1+3 ATT ONLY Выставка IRS 1 и IRS 3 не закончилась *Появляется, когда самолет находится в движении, и выставка IRS 1 и IRS 3 не закончилась*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
NAV IRS 2+3 ATT ONLY Выставка IRS 2 и IRS 3 не закончилась *Появляется, когда самолет находится в движении, и выставка IRS 2 и IRS 3 не закончилась*				
NAV IRS 1+2+3 ATT ONLY Выставка IRS 1, IRS 2 и IRS 3 не закончилась *Появляется, когда самолет находится в движении, и выставка IRS 1, IRS 2 и IRS 3 не закончилась.*				
NAV SBY/ADS SPD DISAGREE Разница воздушных данных по скорости между ADS 1 и IESI *Появляется, если разница подтверждается в течение 5 сек.*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
NAV SBY/ADS ALT DISAGREE Разница воздушных данных по высоте между ADS 1 и IESI *Появляется, если разница подтверждается в течение 5 сек.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
NAV SBY/IRS ATT DISAGREE Разница данных о пространственном положении между IRS 1 и IESI				
NAV AOA DISAGREE Разница данных от датчиков AOA *- Данные всех датчиков достоверны, и разница значений любых двух датчиков AOA больше 2,5º.* *Или:* *- Данные одного датчика не достоверны, и разница значений двух исправных AOA больше 2,5º.*				1,2,3,4,8,9,10
NAV RA 1(2) FAULT Отказ RA 1(2)				3,4,5,8
NAV RA 1+2 FAULT Отказ RA 1 и 2				4,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления		Основная	Дублирующая	
SURV XPDR 1(2) FAULT Отказ транспондера 1(2)	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,8
SURV BOTH XPDR SELECTED Выбраны одновременно XPDR1 И 2				
SURV XPDR 1 + 2 FAULT Отказ транспондера 1+2				
SURV TCAS FAULT Отказ TCAS				
SURV TAWS SYS FAULT Отказ системы TAWS. *Отказ одного из базовых режимов (Mode) системы TAWS (Mode 1,2,3 или 4 не работает)*	нет	нет		
SURV TERR FAULT Отказ режима TERR системы TAWS *Базовые режимы (Mode 1,2,3 и 4) системы TAWS работают*			FAULT на кнопке-табло TERR на пульте TAWS	

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
SURV WXR FAULT Отказ метеолокатора	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
SURV WEATHER TGT DET Обнаружено опасное метеоявление по курсу				
SURV WXR TGT NOT ARMED WXR выключен или пропадает изображение WXR со стороны КВС и 2/П. WXR исправен, но не подготовлен				1,2, 3, 4, 5, 7, 8, 9, 10
TCAS STBY TCAS в режиме STBY *Появляется когда выбраны режимы на MCDU:* *- ATC STBY;* *- ALT REPORTING OFF;* *- другой XPDR;* *- при отказе XPDR 1+2;* *- при отказе RA 1+2*	нет	нет	нет	нет
WXR EMITTING МЕТЕОЛОКАТОР РАБОТАЕТ *Появляется, когда радиолокатор работает на земле. Это опасно для здоровья людей на земле в зоне облучения.*				3,4,5,6,7,8
NAV FMS 1 (2) FAULT Отказ FMS 1 (2)	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,8
NAV FMS 1 + 2 FAULT Отказ FMS 1 + 2				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления		Основная	Дублирующая	
NAV ILS 1 (2) FAULT Отказ ILS 1 (2)	нет	нет	нет	3,4,5,8
NAV ILS 1+2 FAULT Отказ ILS 1+2	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4,5,8
NAV LS TUNING DISAGREE Обнаружена разница в определении кода опознавания системы посадки между MMR 1и MMR 2				3,4,5,8
NAV LS DISAGREE Обнаружена разница в показаниях индексов курса (глиссады) ILS 1 и 2				1, 2, 3, 4, 5, 6,8,9,10
NAV GPS 1(2) FAULT Отказ GPS 1(2)	нет	нет		4,5,8
NAV GPS 1+2 FAULT Отказ GPS 1+2	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		
NAV VOR 1 (2) FAULT Отказ VOR 1 (2)	нет	нет		3,4,5,7,8
NAV DME 1 (2) FAULT Отказ DME 1 (2)				
NAV ADF 1 (2) FAULT Отказ ADF 1 (2)				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления		Основная	Дублирующая	
NAV FMS POS DISAGREE Разница определения местоположения между FMS 1 и 2	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	1,3,4,5,8
NAV GPS POS DISAGREE Разница определения местоположения между GPS 1 и 2				

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

34.90 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC ESS	DC ESS
1 канал Основной навигационной системы	IRS 1 - Инерциальная система 1				L DC ESS – 1 R DC ESS - 2
	ADS 1 - Система воздушных сигналов 1				L DC ESS - 1
	PHC 1- Блок контроля обогрева приемников давления 1			L AC ESS - 1	L DC ESS – 1
2 канал Основной навигационной системы	IRS 2 - Инерциальная система 2		L DC R DC		
	ADS 2 - Система воздушных сигналов 2		R DC		
	PHC 2- Блок контроля обогрева приемников давления 2	L AC	L DC		
3 канал Основной навигационной системы	IRS 3 - Инерциальная система 3				L DC ESS – 1 R DC ESS - 2
	ADS 3 - Система воздушных сигналов 1				R DC ESS - 2
	PHC 3L- Блок контроля обогрева приемников			R AC ESS - 2	R DC ESS - 2

© ЗАО «ГСС»

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC ESS	DC ESS
	давления 3L				
	PHC 3R- Блок контроля обогрева приемников давления 3R			R AC ESS - 2	R DC ESS - 2
Резервный канал Основной навигационной системы	Clock - Хронометр		Акк. бат.2		R DC ESS - 2
	Compass – Компас резервный				R DC ESS - 2
T2CAS – Система предупреждения столкновения в воздухе и опасного сближения с землей			L DC		
WRX Transceiver- Приемопередатчик метеолокатора			L DC		
WRX CP 1 – Пульт управления метеолокатора			L DC		

© ЗАО «ГСС»

35.00 СОДЕРЖАНИЕ

35.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

35.20 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ЭКИПАЖА 1

ОПИСАНИЕ 1

ЭКСПЛУАТАЦИЯ 1

СХЕМА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ЭКИПАЖА 2

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 5

СИГНАЛИЗАЦИЯ 12

35.30 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ 1

ОПИСАНИЕ 1

РАЗМЕЩЕНИЕ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЕ 3

ЭКСПЛУАТАЦИЯ 9

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 11

СИГНАЛИЗАЦИЯ 12

35.40 ПЕРЕНОСНОЕ КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 1

ОПИСАНИЕ 1

РАЗМЕЩЕНИЕ ПЕРЕНОСНОГО КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЕ 3

35.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

35.10 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Кислородное оборудование обеспечивает питание кислородом членов экипажа, бортпроводников и пассажиров в случае разгерметизации самолета, защиту органов дыхания и зрения экипажа и бортпроводников от дыма и токсичных газов, а также питание кислородом членов экипажа в профилактических и пассажиров в терапевтических целях в нормальных условиях полета.

В состав кислородного оборудования входят:

- кислородное оборудование для экипажа;
- кислородное оборудование-для пассажиров;
- переносное кислородное оборудование.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

35.20 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ЭКИПАЖА

ОПИСАНИЕ

Состав кислородного оборудования для экипажа:

- кислородный баллон с запасом кислорода под высоким давлением, размещенный в левом переднем техническом отсеке;
- редуктор, установленный на кислородном баллоне, предназначенный для понижения давления кислорода на выходе из баллона для нормальной работы полнолицевой кислородной маски;
- наружный индикатор сброса кислорода в атмосферу, индикаторный диск которого выбивается, в случае если давление в кислородном баллоне превысит допустимое значение;
- три быстронадеваемые полнолицевые кислородные маски, размещенные в укладочных блоках, установленных у рабочих мест пилотов и дополнительного члена экипажа (по одному блоку на каждом рабочем месте).

ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Извлечение кислородной маски из укладочного блока приводит к включению подачи кислорода в маску и автоматическому переключению радиосвязи от гарнитуры пилота к микрофону, который встроен в маску.

Примечание: Микрофон отключен при дыхании, и автоматически срабатывает при ведении переговоров. Обратное переключение радиосвязи от микрофона маски к гарнитуре происходит при нажатии кнопки TEST/REST.

На маске установлен кислородный прибор с переключателем режима подачи кислорода NORM/100%/EMER, который позволяет выбрать требуемый режим подачи кислорода в маску. Когда переключатель режима в положении NORM, на дыхание подается смесь воздуха кабины и кислорода. Данный режим используется для профилактического питания. Когда переключатель режима в положении 100%, на дыхание подается 100% кислород независимо от «высоты кабины». Данный режим используется для профилактического питания. Когда переключатель режима в положении EMER, кислород подается под постоянным избыточным давлением относительно давления воздуха в кабине. Данный режим используется в случае появления дыма в кабине или при запотевании остекления маски.

© ЗАО «ГСС»

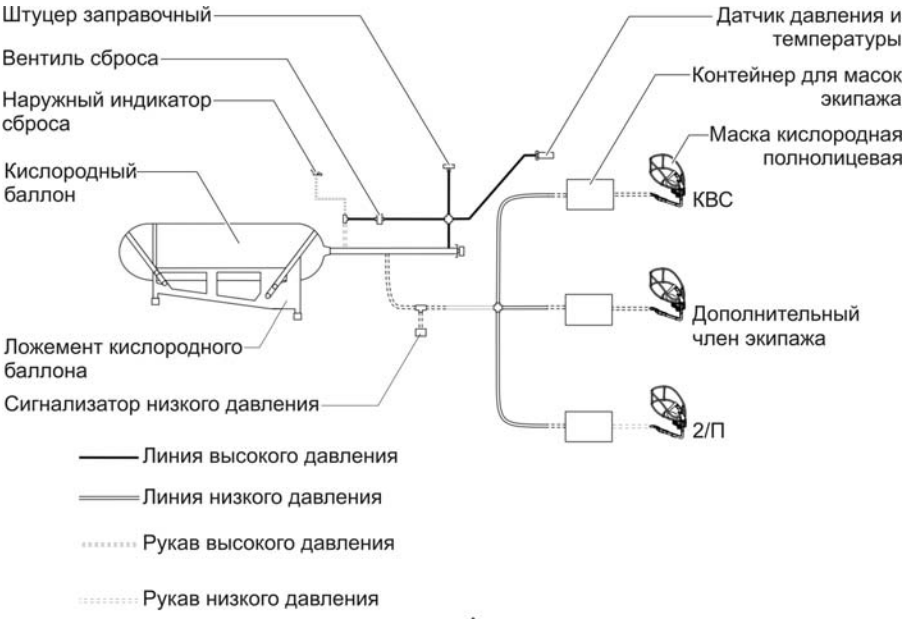
Автоматическое регулирование давления кислорода в маске обеспечивается при «высоте в кабине» от 36700 ft (11186 м) до 39800 ft (12131 м). Кислород подается под избыточным давлением значение, которого меняется в зависимости «высоты в кабине» и регулируется автоматически независимо от установленного режима подачи кислорода.

Экипажу из трех человек при выполнении полета с надетыми полнолицевыми кислородными масками запаса кислорода в баллоне хватает на 190 минут*, в том числе:

- на 15 минут на время аварийного снижения
- на 175 минут полета при «высоте в кабине» менее 10000 ft (3048 м).

Примечание: ** Без учета профилактического питания пилотов до момента разгерметизации*

СХЕМА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ЭКИПАЖА



© ЗАО «ГСС»

Порядок применения масок



- Установить переключатель режимов на кислородном приборе как требуется
- Извлечь маску из блока, обхватив рукой кислородный прибор.
- Нажать рычаги наддува оголовья на кислородном приборе.



- Надеть маску с наддутым оголовьем на голову и освободить рычаг наддува оголовья



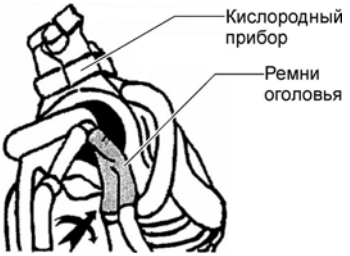
- Отрегулировать положение маски.



- Кислородная маска надета и отрегулирована. Маска должна плотно прилегать к голове.

© ЗАО «ГСС»

Укладка масок



- Снять маску, нажав на рычаги наддува оголовья;
- Открыть дверцы укладочного блока;
- Контролировать шланг оголовья. Шланг оголовья не должен быть перекручен;
- Развернуть кислородную маску кислородным прибором вверх;
- Перевести рычаг подачи кислорода на платформе индикации в положение «OXY OFF »-данное действие облегчает укладку кислородного шланга, делая его более гибким ;
- Контролировать появление ярлыка «OXY OFF »на платформе индикации;
- Уложить гибкий шланг маски, скрутив его кольцами на внутренней поверхности основания блока;



- Вращать кислородную маску, не перекручивая гибкого шланга и провода микрофона;
- Повернуть шланг оголовья на 90 град
- Разместить шланг оголовья напротив обтюратора, избегая складывания шланга внутри лицевой части маски
- Вывернуть кромки обтюратора внутрь
- Установить кислородной шланг вертикально внешней поверхности

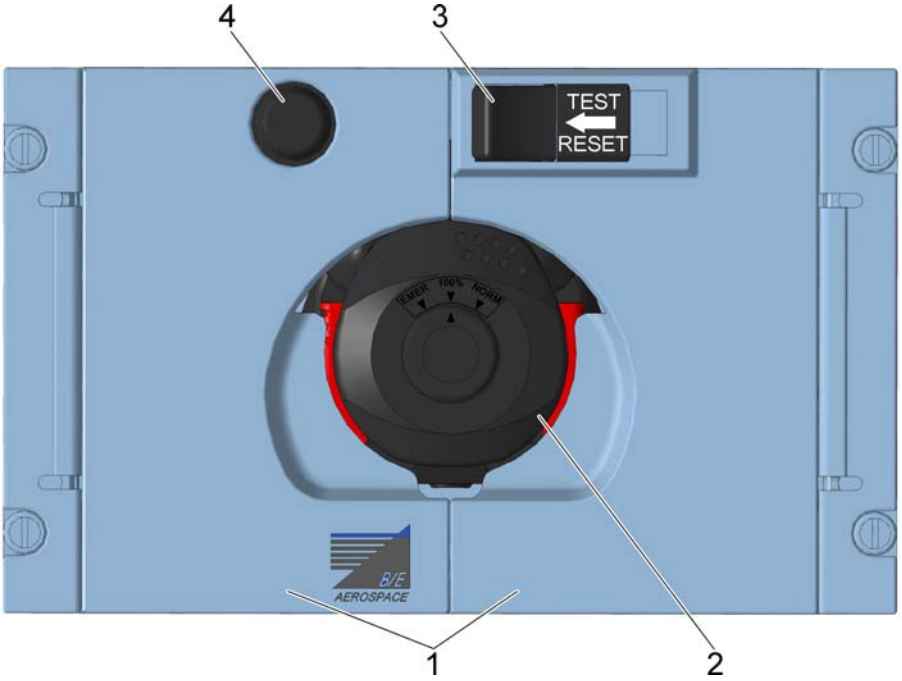


- Вставить маску обтюратором вниз, кислородный прибор должен быть на верхней поверхности блока. Укладка маски не должна препятствовать закрытию дверец укладочного блока
- Закрыть дверцы укладочного блока.
- Нажать кнопку проверки TEST/REST для отключения подачи кислорода в маску
- Установить кислородный прибор на маске в положение 100%

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

УКЛАДОЧНЫЙ БЛОК



1 Дверцы укладочного блока

После того как маска надета, дверцы укладочного блока закрыть, чтобы они не мешали работе с бортовым оборудованием.

Примечание: Контролировать наличие флажка OXY ON после закрытия дверец укладочного блока

2 Полнолицевая кислородная маска

© ЗАО «ГСС»

3 Кнопка TEST/RESET

Используется во время предполетной проверки работоспособности кислородной системы экипажа, когда маска находится в укладочном блоке.



: Подача кислорода к маске отключена, клапан подачи кислорода закрыт. Радиосвязь через гарнитуру пилота



: Подача кислорода к маске включена, клапан подачи кислорода открыт. Радиосвязь через микрофон маски.

Примечание: Флажок OXY ON показывает, что клапан подачи кислорода открыт.

4 Индикатор потока кислорода

Используется для визуального контроля подачи кислорода в маску во время предполетной проверки работоспособности кислородной системы экипажа, когда маска находится в укладочном блоке и кнопка TEST/RESET нажата, или во время дыхания, когда маска надета.



: Нет потока кислорода в линии подачи кислорода в маску или наддув маски не закончен (во время предполетной проверки работоспособности маски, когда на кислородном приборе выбран режим NORM или 100 %)



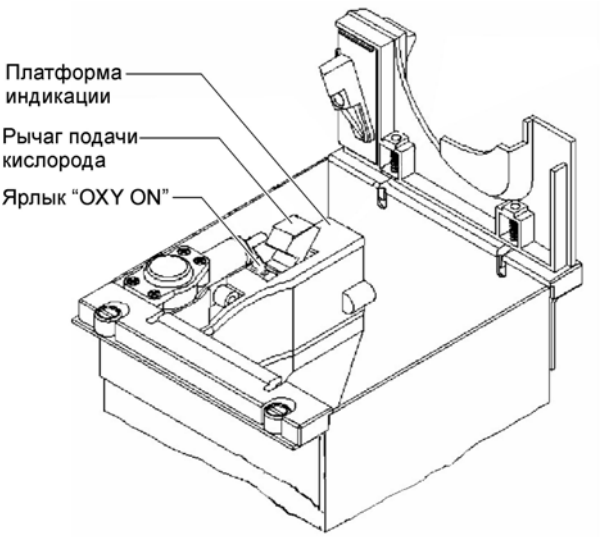
: Наличие потока кислорода в линии подачи кислорода в маску во время дыхания или во время предполетной проверки работоспособности маски:

- постоянно, когда на кислородном приборе выбран режим EMER.
- в начале и в конце наддува маски , когда на кислородном приборе выбран режим NORM или 100%

© ЗАО «ГСС»

ПЛАТФОРМА ИНДИКАЦИИ УКЛАДОЧНОГО БЛОКА

Рычаг подачи кислорода в положении «OXY ON»

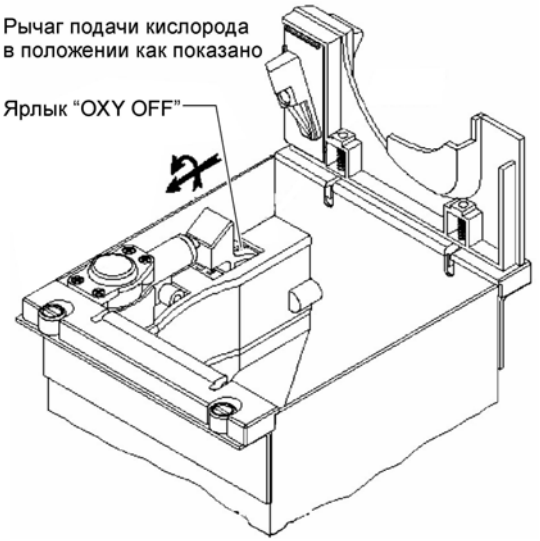


Подача кислорода включена

- Рычаг подачи кислорода в положении «OXY ON»
- Ярлык«OXY ON» с зелеными буквами

© ЗАО «ГСС»

Рычаг подачи кислорода в положении «OXY OFF»

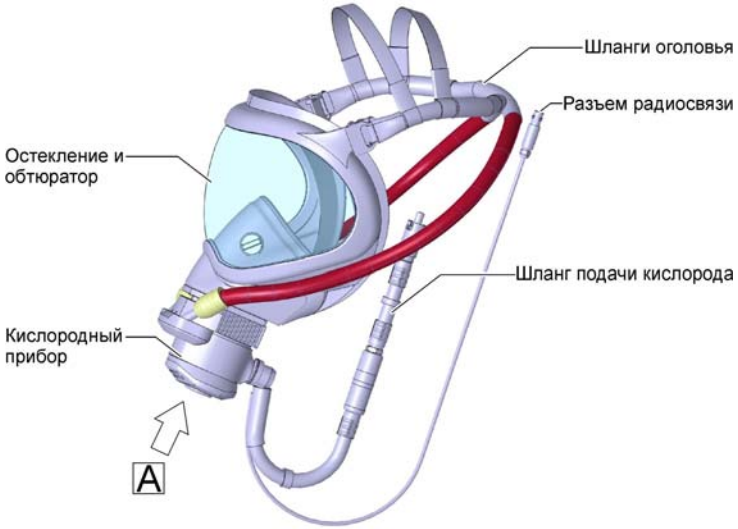


Подача кислорода отключена

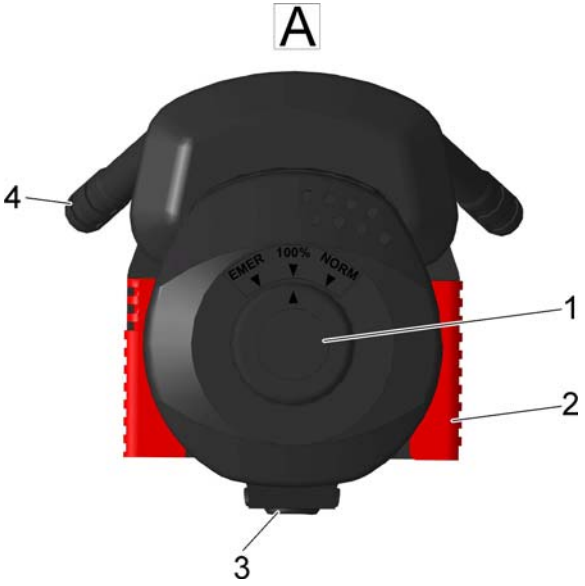
- Рычаг подачи кислорода в положении «OXY OFF»
- Ярлык «OXY OFF » с красными буквами

© ЗАО «ГСС»

Полнолицевая кислородная маска экипажа.



Кислородный прибор



© ЗАО «ГСС»

1 Переключатель режима подачи кислорода

NORM : в кислородную маску подается смесь воздуха кабины и кислород, количество которого в смеси соответствует текущей «высоте в кабине». На «высоте в кабине» более 26250 ft (8000 м) на дыхание подается 100% кислород.

100 % : в кислородную маску подается 100% кислород независимо от «высоты кабины»

EMER : в кислородную маску подается 100% кислород под избыточным давлением относительно давления воздуха в кабине для предотвращения попадания под маску дыма и токсичных газов из окружающего воздуха и запотевания остекления маски

2 Рычаги наддува оголовья

Нажатие на рычаги обеспечивает быстрое наполнение кислородом пневматических ремней оголовья.

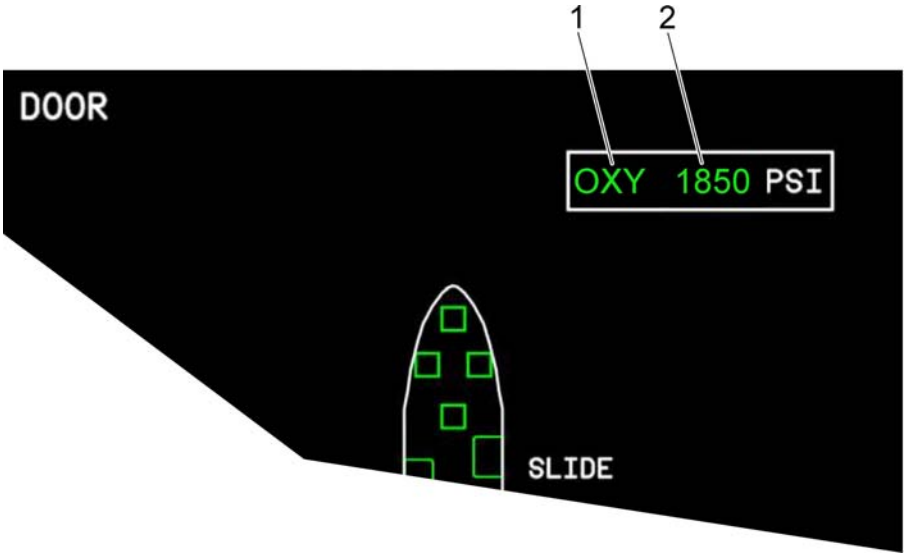
3 Шланг подачи кислорода в маску

4 Шланги подачи кислорода для наддува оголовья

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ДАВЛЕНИЯ КИСЛОРОДА

Состояние кислородного оборудования для экипажа индицируется на мнемокадре **DOOR**



1 Индикатор давления кислорода в линии подачи кислорода к маскам

OXY : давление в пределах рекомендуемых значений (от 70±10 до 46 psi)

OXY : давление ниже эксплуатационных значений (менее 46 psi)

2 Индикатор давления кислорода в кислородном баллоне

1850 PSI : давление в пределах рекомендуемых значений (от 2900 до 1650 psi)

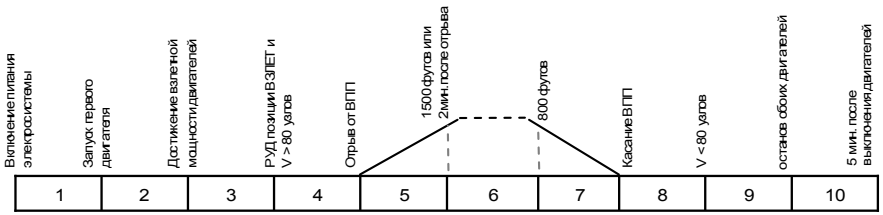
1400 PSI : пониженное давление (в диапазоне менее 1650 до 690 psi)

400 PSI : давление ниже эксплуатационных значений (равно или меньше 690 psi)

____PSI нет данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
OXY NO OXY FOR CREW Нет кислорода экипажу *Давление кислорода в линии подачи кислорода к маскам <46 psi*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3, 4, 5, 7, 8
OXY OXY EMERG RESERVE Аварийный остаток кислорода *при давлении кислорода в кислородном баллоне ≤ 690 psi*				

© ЗАО «ГСС»

35.30 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ

ОПИСАНИЕ

Кислородное оборудование для пассажиров обеспечивает питание кислородом пассажиров и бортпроводников в случае разгерметизации самолета на время выполнения экстренного снижения.

Источником кислорода является химический генератор кислорода. Один химический генератор обеспечивает кислородом комплект, состоящий из двух или трех кислородных масок. Химический генератор не срабатывает, если ни одна из масок в комплекте не была надета. Химический генератор и комплект масок размещаются в аварийном кислородном контейнере.

Аварийные кислородные контейнеры установлены в пассажирских сервисных панелях, расположенных над каждым блоком пассажирских кресел, в кухонном модуле, туалетном модуле и над рабочим местом бортпроводника.

Для демонстрации использования кислородных масок применяется демонстрационная маска.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

РАЗМЕЩЕНИЕ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЕ

Компоновка Т7.92.7500.001.000.01

Компоновка пассажирского салона на 98 пассажирских мест разработана для самолета 95007. Демонстрационная маска размещена в пассажирском салоне на передней багажной полке по правому борту.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

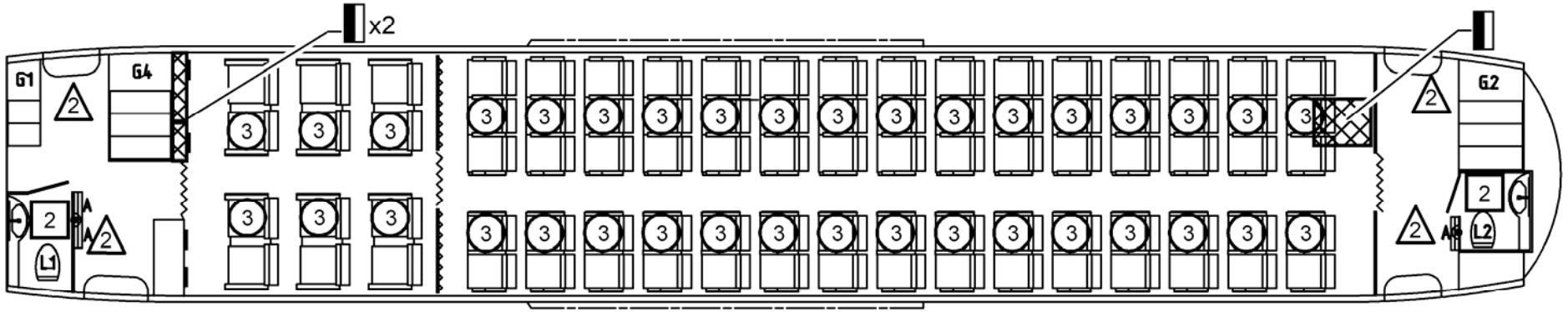
© ЗАО «ГСС»

Компоновка T7.92.7500.213.000.01

Компоновка пассажирского салона на 87 пассажирских мест разработана для самолетов 95008, 95010-95018.

Две демонстрационные маски размещены в шкафу кухни G4 и одна – на задней багажной полке по правому борту

ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН ЭКОНОМИЧЕСКОГО КЛАССА- НА 87 ПАССАЖИРСКИХ МЕСТ



- Демонстрационная маска
- 2 -Аварийный кислородный контейнер с двумя масками — для бортпроводников
- 2 -Аварийный кислородный контейнер с двумя масками — в туалетных модулях
- 3 -Аварийный кислородный контейнер с тремя масками

L : Туалетный модуль
G : Кухонный модуль
A : Место бортпроводников

© ЗАО «ГСС»

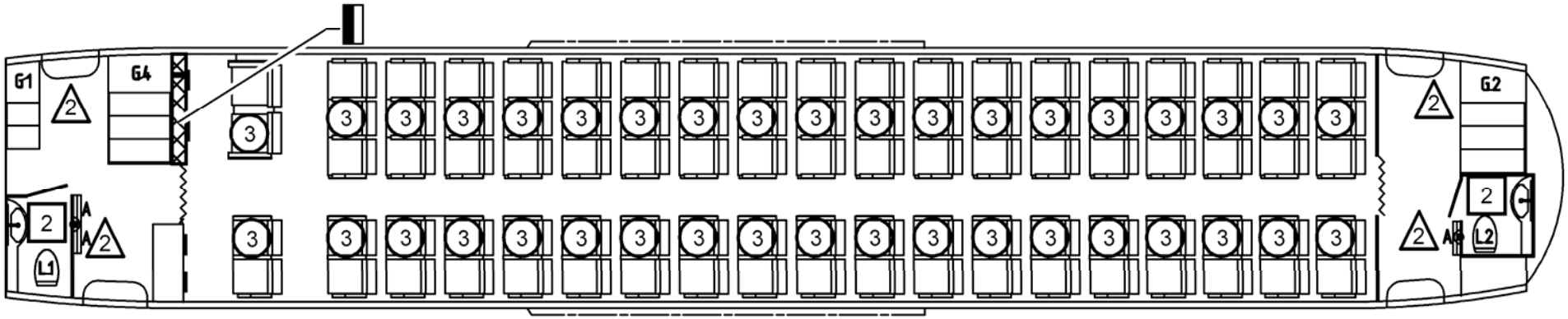
Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Компоновка Т7.92.7500.212.000.01

Компоновка пассажирского салона на 94 пассажирских места разработана для самолета 95009. Демонстрационная маска размещена в шкафу кухни G4.

ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН ЭКОНОМИЧЕСКОГО КЛАССА- НА 94 ПАССАЖИРСКИХ МЕСТ



L : Туалетный модуль

G : Кухонный модуль

A : Место бортпроводников

- Демонстрационная маска

2 -Аварийный кислородный контейнер с двумя масками } для бортпроводников

2 -Аварийный кислородный контейнер с двумя масками } в туалетных модулях

3 -Аварийный кислородный контейнер с тремя масками

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Каждый аварийный кислородный контейнер оборудован электрическим замком, автоматическое открытие которого приводит к выпадению кислородных масок из контейнера, в случае, если значение «высота в кабине» превысит 14000+0/-500 ft (4267 +0/-152,4 м).

Экипаж, в случае необходимости, может принудительно, включить кислородное оборудование для пассажиров, используя кнопку-табло «PASS OXY» на потолочном пульте.

В химическом генераторе начинается химическая реакция и кислород поступает в маски, когда пассажир тянет маску по направлению к лицу. Побочным результатом химической реакции получения кислорода является выделение тепла, что может вызвать увеличение температуры, появление запаха от продуктов горения и задымленность в пассажирской кабине. Химический генератор рассчитан на непрерывную подачу кислорода под избыточным давлением в маски в течение 15 минут.

Порядок применения кислородных масок при разгерметизации

Дверь аварийного кислородного контейнера автоматически открывается и кислородные маски выпадают и повисают на стропах

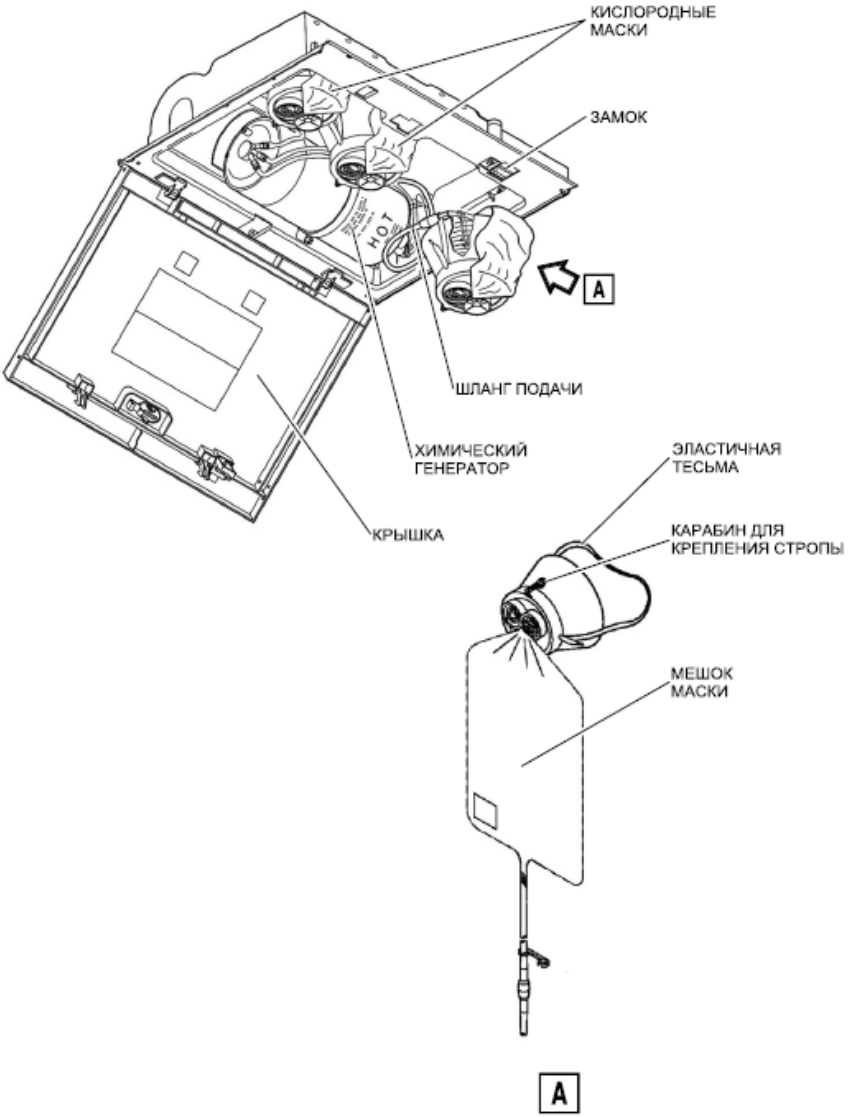
- Кислородную маску потянуть к лицу
- Прижать кислородную маску ко рту и носу
- Эластичную тесьму через голову надеть

ВНИМАНИЕ

Пассажирам с детьми указать на необходимость надеть маску сначала на себя и лишь затем на ребенка

© ЗАО «ГСС»

Аварийный кислородный контейнер



© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ



1 Кнопка-табло PASS OXY

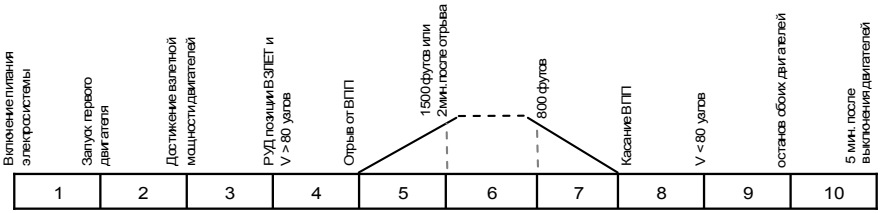
Для предотвращения непреднамеренного включения установлен защитный колпачок

AUTO : Надпись светится желтым цветом при отказе автоматического срабатывания кислородного оборудования для пассажиров.

ON : Надпись светится зеленым цветом после срабатывания кислородного оборудования для пассажиров

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
OXY AUTO OXY PASS FAULT Отказ автоматического включения кислородного оборудования для пассажиров	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке табло PASS OXY светится надпись AUTO	1, 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9, 10
OXY PASS ON Кислородное оборудование для пассажиров включено	Нет	Нет	На кнопке табло PASS OXY светится надпись ON	Нет

© ЗАО «ГСС»

35.40 ПЕРЕНОСНОЕ КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОПИСАНИЕ

Переносное кислородное оборудование обеспечивает защиту органов дыхания и зрения экипажа и бортпроводников от дыма и токсичных газов, а также питание кислородом пассажиров в терапевтических целях в нормальных условиях полета

В состав переносного кислородного оборудования входят:

- дымозащитный капюшон [PBE] для экипажа и бортпроводников. Один комплект с дымозащитным капюшоном установлен в кабине экипажа на стойке дополнительного члена экипажа и три комплекта - в пассажирской кабине;
- переносной кислородный баллон для пассажиров (тип оборудования 4441231-011). В пассажирском салоне размещено четыре комплекта переносного кислородного баллона.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

РАЗМЕЩЕНИЕ ПЕРЕНОСНОГО КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЕ

Компоновка T7.92.7500.001.000.01

Один комплект с дымозащитным капюшоном размещен в переднем вестибюле в гардеробе и два - в задней части пассажирского салона с левой и правой стороны на задней перегородке

По два комплекта переносного кислородного баллона установлены на передней и задней багажных полках по правому борту



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

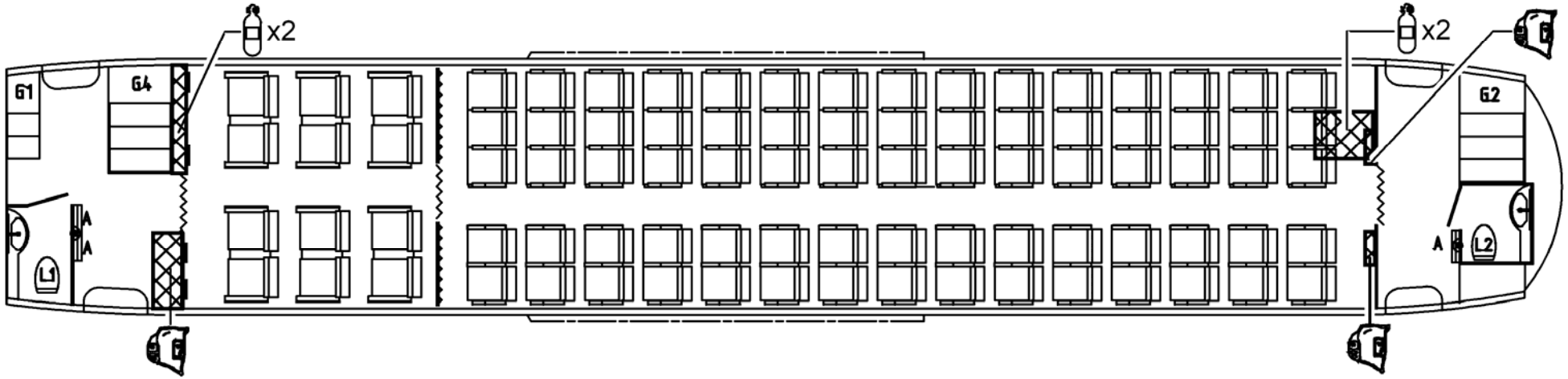
© ЗАО «ГСС»

Компоновка Т7.92.7500.213.000.01

Один комплект с дымозащитным капюшоном размещен в переднем вестибюле в гардеробе и два - в задней части пассажирского салона с левой и правой стороны на задней перегородке

Два комплекта переносного кислородного баллона установлены в шкафу кухни G4 и два – на задней багажной полке по правому борту

ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН ЭКОНОМИЧЕСКОГО КЛАССА- НА 87 ПАССАЖИРСКИХ МЕСТ



L : Туалетный модуль

G : Кухонный модуль

A : Место бортпроводников

- Переносной кислородный балон (4441231-011) с двумя масками

- Дымозащитный капюшон

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Компоновка Т7.92.7500.212.000.01

Один комплект с дымозащитным капюшоном размещен в переднем вестибюле в гардеробе и два - в задней части пассажирского салона с левой и правой стороны на задней перегородке

Два комплекта переносного кислородного баллона установлены в шкафу кухни G4 и два – на задней багажной полке по правому борту.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ДЫМОЗАЩИТНЫЙ КАПЮШОН ДЛЯ ЭКИПАЖА И БОРТПРОВОДНИКОВ

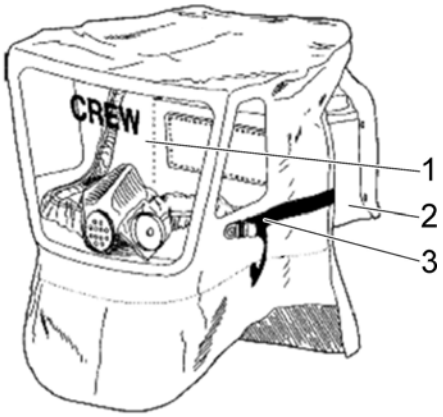
Одноразовый дымозащитный капюшон [PBE] имеет встроенную систему регенерации воздуха, рассчитанную на работу в течение 15 минут и более в зависимости от интенсивности выполняемых действий. На капюшоне установлена переговорная мембрана, расположенная в конусе ротоносовой маски. Дымозащитный капюшон размещен в герметичной упаковке, которая поддерживает заданный режим влажности, необходимый для штатной работы системы регенерации воздуха. Легкое вздутие упаковки индицирует о нарушение влажностного режима и о необходимости замены оборудования.

Укладочный блок защищает упаковку с дымозащитным капюшоном от механических повреждений. Прозрачная крышка позволяет визуально проверить целостность и герметичность упаковки, не вынимая ее из блока. Укладочный блок фиксируется на кронштейне, который крепится к элементам интерьера.

Оборудование [PBE] применяется при "высоте" в кабине экипажа и пассажирском салоне не более 8000 ft (2438 м).

© ЗАО «ГСС»

Дымозащитный капюшон

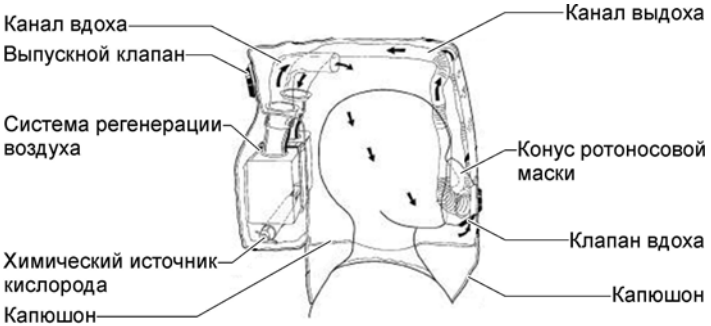


1 Обтюратор

2 Химический источник кислорода

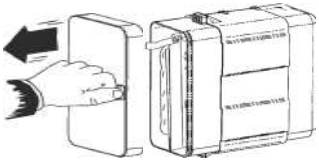
3 Ремень подтяга

Принцип действия дымозащитного капюшона



© ЗАО «ГСС»

Порядок применения дымозащитного капюшона



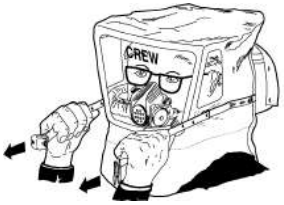
– Открыть крышку укладочного блока и достать упаковку с дымозащитным капюшоном



– Открыть упаковку, потянув за ярлык и достать дымозащитный капюшон. Встряхнуть капюшон, для того, чтобы расправить его



– Надеть капюшон таким образом, чтобы нос и рот находились на уровне конуса ротоносовой маски



– Подтянуть вперед боковые ремни, расположенные в нижнем углу обтюратора для активации химического источника кислорода. В течение 1-5сек будет слышен характерный звук подачи кислорода и капюшон начнет надуваться. Капюшон будет полностью надут в течение 15-20сек



– Наклонить голову вперед и подтянуть боковые ремни назад для фиксации капюшона.

© ЗАО «ГСС»



– Контролировать, что волосы полностью убраны под капюшоном, шея и плечи защищены материалом капюшона



– При наличии очков – фиксировать очки на лице только через материал капюшона.

Контролировать окончание работы системы регенерации воздуха по характерным признакам:

- температура и влажность внутри капюшона возрастает,
- затрудняется дыхание,
- полезный объем капюшона уменьшается и капюшон начинает опадать.

Немедленно снять капюшон.

Снимать капюшон только в безопасном месте. Капюшон охладить. Отработанный капюшон подлежит замене.

ПЕРЕНОСНОЙ КИСЛОРОДНЫЙ БАЛЛОН ДЛЯ ПАССАЖИРОВ

Состав переносного кислородного оборудования для пассажиров:

- переносной кислородный баллон с разрушающей мембраной для сброса кислорода, если давление в кислородном баллоне превысит допустимое значение. Давление кислорода отображается на манометре, установленном на баллоне;
- регулятор давления для понижения давления кислорода на выходе из баллона для нормальной работы кислородной маски. Регулятор давления установлен на кислородном баллоне и имеет два положения OFF и ON;
- два штуцера, через которые кислород поступает в кислородные маски. Расход кислорода через штуцера не менее 2 л/мин и 4 л/мин соответственно. При нахождении регулятора в положении OFF, кислород к штуцерам не подается.
- две кислородные маски, размещенные в сумке, прикрепленной к баллону

Кислородный баллон устанавливается на верхнем и нижнем кронштейнах крепления. Для удобства переноски баллон снабжен ремнем.

© ЗАО «ГСС»

Порядок применения кислородного баллона для терапевтического питания

- Открыть полку, расстегнуть замок и извлечь баллон из кронштейна крепления
- Кислородную маску извлечь из сумки
- Защитные колпачки со штуцера снять

В зависимости от скорости подачи кислорода использовать штуцер высокого или низкого расхода. Допускается одновременное использование штуцера высокого и низкого расхода.

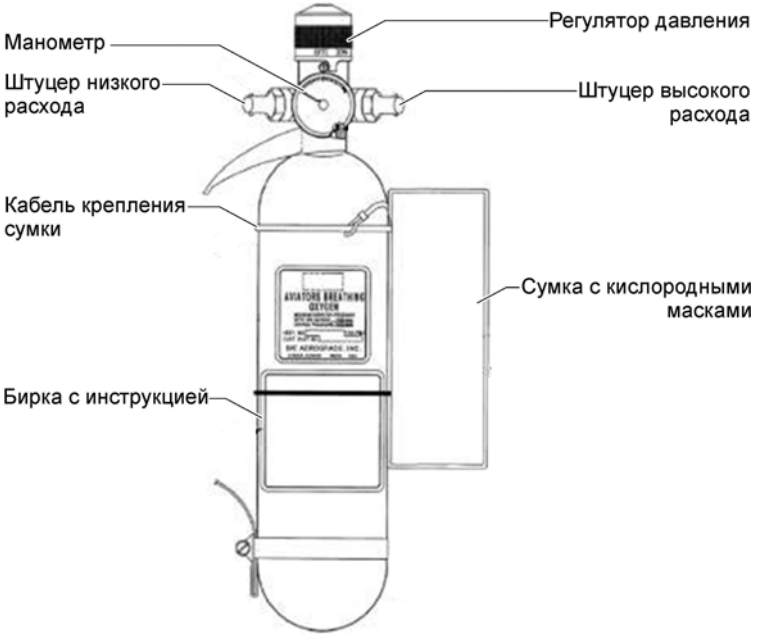
- Шланг подачи кислорода маски к штуцеру пристыковать
-Кислородную маску надеть
-Регулятор давления в положение ON перевести

По завершению терапевтического питания

-Регулятор давления в положение OFF перевести
- Кислородную маску снять
- Шланг подачи кислорода маски от штуцера отстыковать
- Защитный колпачок на штуцер надеть
- Кислородную маску в сумку уложить
- Кислородный баллон установить в кронштейн крепления и закрыть замок

© ЗАО «ГСС»

Переносной кислородный баллон



Кислородная маска



© ЗАО «ГСС»

35.50 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Потребители	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Датчик давления и температуры				R DC ESS -2
Аварийный кислородный контейнер для сервисной панели EOCA 1,3,5,7,9,11,13				L DC ESS - 1
Аварийный кислородный контейнер для сервисной панели EOCA 2,4,6,8,10,12				R DC ESS -2
Аварийный кислородный контейнер для сервисной панели EOCA 15,17,19,21,23,25,27				L DC ESS - 3
Аварийный кислородный контейнер для сервисной панели EOCA 14,16,18,20,22,24,26				R DC ESS -4
Аварийный кислородный контейнер для сервисной панели EOCA 29,31,33,35,37,39				L DC ESS - 3
Аварийный кислородный контейнер для сервисной панели EOCA 28,30,32,34,36,38				R DC ESS -4

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

36.00 СОДЕРЖАНИЕ

36.10 ОПИСАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ 2

ОТБОР ОТ ДВИГАТЕЛЯ 4

ОТБОР ОТ ВСУ 5

ПЕРЕКРЕСТНЫЙ ОТБОР 5

ОТБОР ОТ НАЗЕМНОГО ИСТОЧНИКА 5

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ 5

СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ УТЕЧЕК 6

36.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ 1

36.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

36.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

36.10 ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Пневматическая система состоит из следующих основных систем:

- системы отбора воздуха (BAS) от двигателей,
- системы отбора воздуха (BAS) от APU,
- система отбора воздуха от наземного источника высокого давления (ASU)

Контроль и управление пневматической системой обеспечивают два независимых друг от друга вычислителя IASC. Каждый вычислитель обеспечивает контроль и управление отбором воздуха от соответствующего двигателя или от APU.

Отбор воздуха для запуска двигателя осуществляется от:

- APU,
- работающего двигателя,
- ASU.

Отбор воздуха для ACS осуществляется от:

- двигателей,
- APU.

Отбор воздуха для WAIS осуществляется от двигателей.

© ЗАО «ГСС»

ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ

КЛАПАН ЛИНИИ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ (HPV)

HPV установлен в мотогондоле каждого двигателя и обеспечивает отбор воздуха от контура высокого давления соответствующего двигателя.

РЕГУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ (PRSOV)

PRSOV установлен в мотогондоле каждого двигателя и обеспечивает регулировку давления отбираемого от соответствующего двигателя воздуха.

КЛАПАН ВЕНТИЛЯТОРНОГО КОНТУРА (FAV)

FAV установлен в мотогондоле каждого двигателя и обеспечивает отбор воздуха от контура вентилятора соответствующего двигателя. Клапан управляется термостатом TCT в зависимости от температуры на выходе радиатора PCE.

КЛАПАН ПЕРЕКРЕСТНОГО ОТБОРА ВОЗДУХА (CBV)

Клапаны CBV линии перекрестного отбора обеспечивают возможность объединения отборов воздуха от левого и правого двигателя и от APU. Клапаны управляются вычислителями IASC автоматически в зависимости от конфигурации BAS.

КЛАПАН УПРАВЛЕНИЯ НАГРУЗКОЙ APU (LCV)

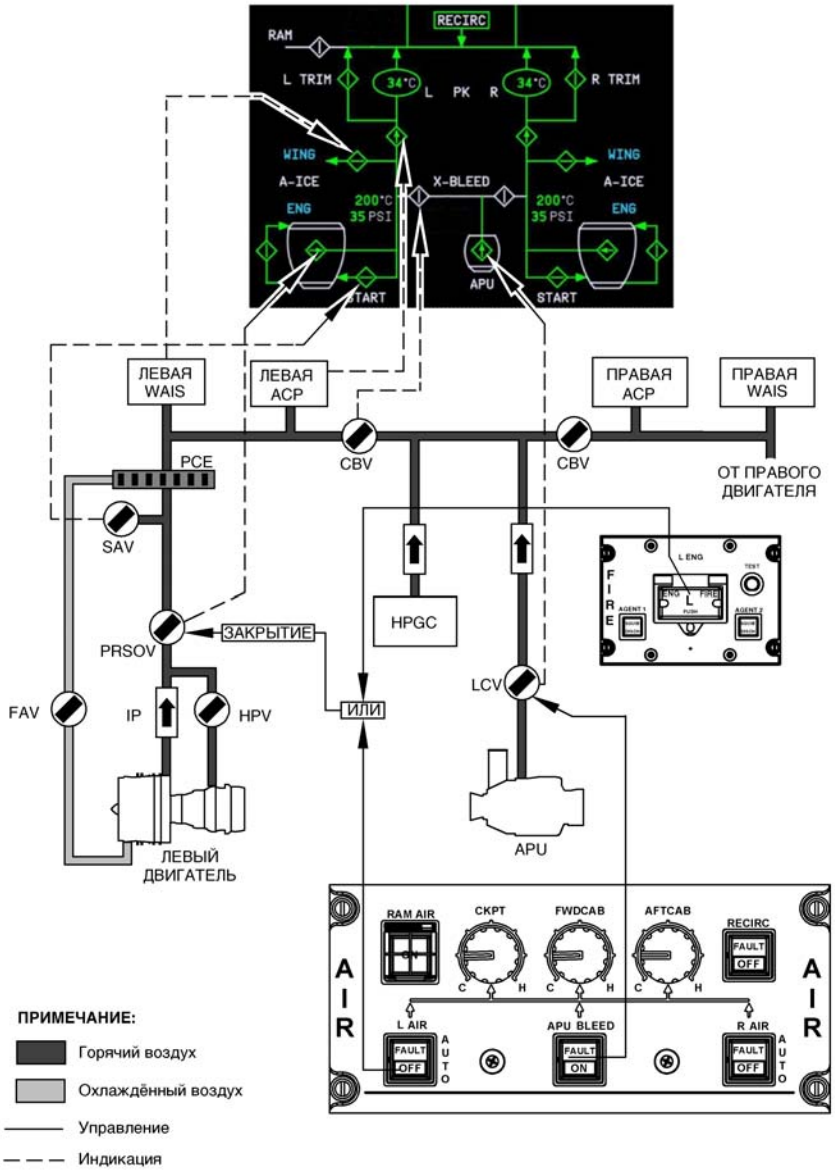
LCV установлен на и обеспечивает отбор воздуха от APU в зависимости от положения кнопки APU BLEED на пульте управления AIR.

НАЗЕМНЫЙ ШТУЦЕР ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ (HPGC)

ASU обеспечивает воздухом стартеры двигателей. К самолету ASU подключается через HPGC.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА BAS



© ЗАО «ГСС»

ОТБОР ОТ ДВИГАТЕЛЯ

Включение отбора воздуха от двигателей производится автоматически, по командам от вычислителей IASC, после поступления в них сигналов о готовности двигателей к отбору. Система управления IASC обеспечивает отбор воздуха от компрессора высокого или низкого давления двигателя, в зависимости требуемого количества отбираемого воздуха. Отбираемый воздух поступает:

- в ACS,
- в WAIS,
- в линию перекрестного отбора (при необходимости).

При выключении двигателя или APU, а также в аварийных ситуациях (отказ двигателя, APU, разрушение трубопровода отбора воздуха, включение системы пожаротушения т.п.) происходит автоматическое отключение соответствующей BAS. При этом отбор воздуха от другого двигателя увеличивается. Если автоматическое отключение не происходит, то на кнопке L(R) AIR высвечивается надпись FAULT, после чего экипаж должен вручную отключить неисправную линию отбора кнопкой L(R) AIR на пульте управления AIR.

© ЗАО «ГСС»

ОТБОР ОТ ВСУ

Отбор воздуха от APU включается вручную кнопкой APU BLEED на пульте управления AIR. При включении отбора от ВСУ отбор от работающего двигателя автоматически отключается.

Воздух от ВСУ через линию перекрестного отбора поступает:

- в систему ACS (если кнопки-табло L(R) AIR находятся в положении AUTO),
- к клапанам SAV.

При отключении отбора воздуха от APU автоматически включается отбор воздуха от работающего двигателя (если кнопка-табло AIR соответствующего двигателя находится в положении AUTO).

При отказе автоматического управления клапаном LCV или утечке в линии APU на кнопке APU BLEED высвечивается надпись FAULT, после чего экипаж должен вручную отключить отбор от APU.

ПЕРЕКРЕСТНЫЙ ОТБОР

Перекрестный отбор используется:
- для запуска двигателя на земле от работающего двигателя,
- для запуска выключившегося в полете двигателя от работающего двигателя,
- при отказе отбора одного двигателя для подачи воздуха в WAIS на стороне отказавшего отбора

ОТБОР ОТ НАЗЕМНОГО ИСТОЧНИКА

Перед использованием отбора от наземного источника высокого давления необходимо отключить левую и правую BAS кнопками L AIR и R AIR. Подача воздуха к стартеру двигателя осуществляется автоматически после появления давления на выходе ASU и начала запуска или холодной прокрутки двигателя. Включение отбора воздуха от двигателей или APU производится только после отключения наземного источника высокого давления.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

Независимо от источника отбора воздуха (APU, работающий двигатель или наземный источник высокого давления) в процессе запуска двигателя вычислители IASC выполняют:

- отключение левой и правой ACS (закрываются оба клапана FCV),
- отключение левой и правой WAIS (закрываются оба клапана WAIV),
- открытие обоих клапанов CBV и подачу воздуха к клапанам SAV.

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ УТЕЧЕК

ОБНАРУЖЕНИЕ УТЕЧЕК ОТБОРА ОТ ДВИГАТЕЛЯ

Контуры обнаружения утечек левого и правого двигателя содержат чувствительные элементы, расположенные в зонах прокладки трубопроводов отбора от соответствующего двигателя.

При обнаружении утечки трубопровода (CAS-сообщение уровня Caution AIR L(R) BLEED LEAK) происходит автоматическое отключение соответствующей WAIS, BAS и ACS, закрытие обоих клапанов CBV.

При отказе системы обнаружения утечек (CAS-сообщения уровня Caution AIR L(R) DET LEAK FAULT) также происходит автоматическое отключение соответствующей WAIS, BAS и ACS, закрытие обоих клапанов CBV. Сигнализация об отказе системы выводится только на земле до запуска двигателей.

Если автоматическое отключение не произошло (высвечивание надписи FAULT на кнопке L(R) AIR пульта AIR), необходимо отключить соответствующую BAS кнопкой L(R) AIR на пульте AIR.

ОБНАРУЖЕНИЕ УТЕЧЕК ОТБОРА ОТ APU

Контур обнаружения утечки APU содержит чувствительные элементы, расположенные в зоне прокладки трубопровода отбора от APU между клапаном управления нагрузкой LCV и обратным клапаном линии APU (APUCKV).

При обнаружении утечки (CAS-сообщение уровня Caution AIR APU BLEED LEAK и высвечивание надписи FAULT кнопки APU BLEED) необходимо отключить отбор от APU при помощи кнопки APU BLEED.

При отказе системы обнаружения утечек (CAS-сообщение уровня Caution AIR APU DET LEAK FAULT) отбор воздуха от APU запрещен. Сигнализация об отказе системы выводится только на земле до запуска двигателей и APU.

© ЗАО «ГСС»

36.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ

(СМ. ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ AIR)

ИНДИКАЦИЯ СИСТЕМЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЯ
(см. мнемокадр AIR)

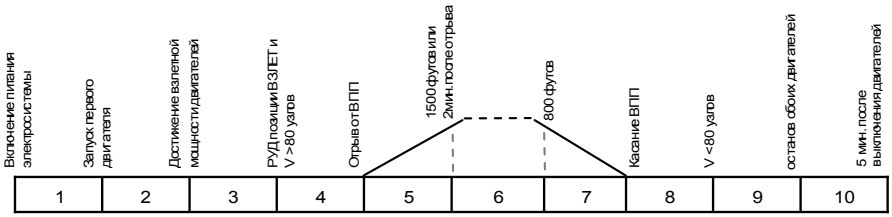
ИНДИКАЦИЯ СИСТЕМЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ОТ APU
(см. мнемокадр AIR)

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

36.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AIR L(R) ENG BLEED LO PR Низкое давление отбора левого (правого) двигателя	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	Нет	1,3,4,5,7,8, 10
AIR X-BLEED NOT CLOSED Оба клапана перекрестного отбора не закрыты *Рассогласование между командой вычислителя и положением клапана линии перекрестного отбора (отказ обоих клапанов в открытом состоянии)*			На кнопке-табло R AIR светится надпись FAULT (в полете)	3,4,5,7,8
AIR L(R) X-BLEED CLOSED Левый (правый) клапан перекрестного отбора закрыт *Отказ левого (правого) клапана в закрытом положении на земле*			нет	3,4,5,6,7,8
AIR L (R) BLEED LEAK Утечка в линии левого (правого) отбора				3,4,5,7,8
AIR L (R) DET LEAK FAULT Отказ системы обнаружения утечки в линии левого (правого) двигателя. *Обнаруживается только на земле до запуска двигателей*				2,3,4,5,6,7,8 ,9,10

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
AIR APU BLEED LEAK Утечка в линии отбора от APU	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	На кнопке-табло APU BLEED светится надпись FAULT	3,4,5,7,8
AIR APU DET LEAK FAULT Отказ системы обнаружения утечки в линии отбора от APU *Обнаруживается только на земле до запуска двигателей и APU*			нет	2,3,4,5,6,7,8,9,10
APU BLEED Включен отбор от APU	нет	нет	На кнопке-табло APU BLEED светится надпись ON	нет

Примечание: CAS-сообщение APU BLEED выводится при нажатии на кнопку APU BLEED независимо от готовности APU к подаче воздуха.

© ЗАО «ГСС»

36.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
IASC/ канал	1/A		L DC		
	1/B				L DC ESS-1
	2/A				R DC ESS-2
	2/B		R DC		
BAS	Левый HPV		L DC		
	Правый HPV				R DC ESS-2
	Левый PRSOV		L DC		
	Правый PRSOV				R DC ESS-2
	Левый FAV		L DC		
	Правый FAV				R DC ESS-2
X-BLEED	Левый CBV				R DC ESS-2
	Правый CBV				R DC ESS-2

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

38.00 СОДЕРЖАНИЕ

38.10 ОПИСАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

СИСТЕМА ВОДОСНАБЖЕНИЯ 1

СИСТЕМА УДАЛЕНИЯ ОТХОДОВ 3

38.20 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

38.10 ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Централизованная система водоснабжения и удаления отходов обеспечивает:

- подачу питьевой воды в туалеты и кухни
- удаление использованной воды и отбходов из туалетов и кухонь

Система водоснабжения изолирована от системы удаления отходов с целью предотвращения смешивания жидкостей.

Панель состояния системы водоснабжения и удаления отходов - «Water/Waste Status Panel» (WWSP) расположена в пассажирской кабине, на заднем пульте бортпроводника и установлена на стенке заднего туалета .

Примечание: Подробное описание панели состояния системы водоснабжения и удаления отходов приведено в гл. 2.25 «Оборудование кабины экипажа и аварийно-спасательное оборудование», разделе 2.25 50 «Пассажирская кабина»

СИСТЕМА ВОДОСНАБЖЕНИЯ

Система водоснабжения предназначена для подачи питьевой воды в туалеты и кухни.

Вода подается под действием избыточного давления, создаваемого в системе:

- на земле во время выполнения регламентных работ, воздухом, поступающим от наземного источника,
- При подготовке к полету и в полете воздушными компрессорами (1, 2).

Запас питьевой воды хранится в баке емкостью 121 л, который расположен в техническом отсеке задней части фюзеляжа.

Перекрывные краны установленные в туалетах и кухнях позволяют экипажу в случае необходимости в ручную перекрыть подачу воды к раковинам и унитазам. Эти краны снабжены указателями открытого и закрытого положения.

Для обеспечения подачи воды потребителям в туалетных модулях установлены краны-смесители, а в кухонных модулях краны подачи холодной воды.

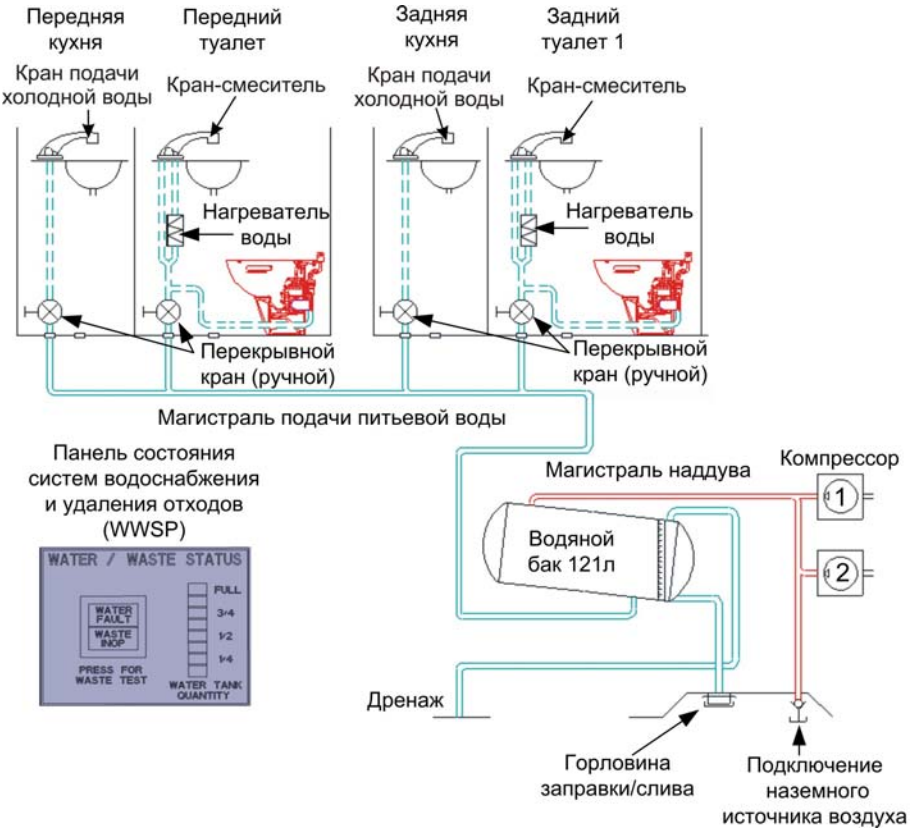
Краны-смесители обеспечивают подачу холодной и горячей воды в смешанном виде, и обладают функцией автоматического выключения.

Для нагрева воды в туалетных модулях установлены нагреватели. Включение и выключение нагревателей может осуществляться при необходимости экипажем, через лючок, установленный под раковиной.

© ЗАО «ГСС»

Индикация состояния системы водоснабжения и запаса питьевой воды в баке установлена на панели состояния систем водоснабжения и удаления отходов (WWSP), которая расположена на заднем пульте бортпроводника.

Заправка и слив питьевой воды из бака осуществляется с сервисной панели, расположенной в хвостовой части фюзеляжа по левому борту внизу.



© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА УДАЛЕНИЯ ОТХОДОВ

Система удаления отходов вакуумная, предназначена для удаления использованной воды и отходов из туалетов и кухонь в бак сбора отходов.

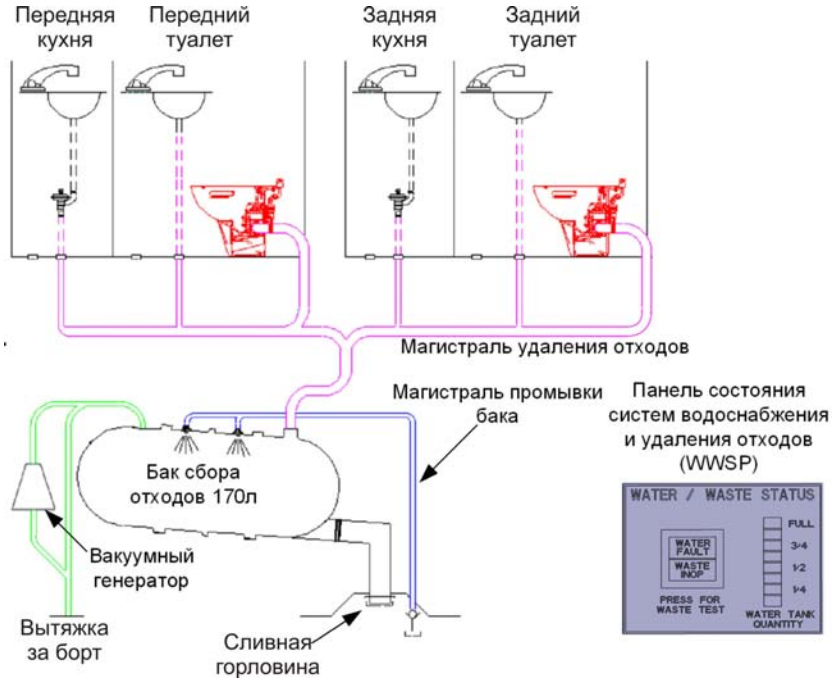
Система работает в автоматическом режиме за счет разрежения создаваемого:

- на земле и в полете до высоты 16000 ft (4880 м) вакуумным генератором
- в полете на высотах более 16000 ft (4880 м) за счет перепада давления между кабиной и атмосферой.

Бак сбора отходов емкостью 170 л расположены в техническом отсеке в нижней хвостовой части фюзеляжа.

Индикатор состояния системы удаления отходов расположен на панели состояния систем водоснабжения и удаления отходов (WWSP), которая расположена на заднем пульте бортпроводника.

Наземное обслуживание системы осуществляется с сервисной панели расположенной в хвостовой части фюзеляжа по правому борту внизу.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

38.20 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Потребители	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Вакуум-генератор	L AC			
Обогрев заправочного туцера водоснабжения	L AC			
Обогрев дренажных фланцев водоснабжения	L AC			
Обогрев сливного клапана и штуцера промывки	L AC			
Обогрев дренажной горловины отходов	L AC			
Подогрев воды в переднем туалете	L AC			
Обогрев бака отходов	L AC			
Обогрев бака воды	L AC			
Кухня передняя G1	L AC			
Наддув бака для воды 1, 2	R AC			
Подогрев воды в заднем туалете	R AC			
Кухня задняя G2	R AC			

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

45.00 СОДЕРЖАНИЕ

Зарезервировано

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

46.00 СОДЕРЖАНИЕ

46.10 ЭЛЕКТРОННЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ПЛАНШЕТ (ОПЦИЯ) 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

АРХИТЕКТУРА 2

КОМПОНЕНТЫ 3

ПРИНЦИП РАБОТЫ 6

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИИ 7

46.20 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

46.10 ЭЛЕКТРОННЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ПЛАНШЕТ (ОПЦИЯ)

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Электронный полетный планшет [EFB] является опциональным оборудованием самолета RRJ.

Остальная часть документа действительна только для самолетов, на которых установлены планшеты EFB.

Планшет EFB - это система управления электронной информацией и индикации, которые традиционно выполняются с использованием печатной справочной документации (навигационные карты, руководства по эксплуатации, расчеты летно-технических характеристик), а также реализующие функции обзорного индикатора или функции, основанные на данных, предоставляемых летному экипажу диспетчерской службой.

На самолеты RRJ устанавливаются планшеты EFB 2-го класса, способные работать с программными приложениями типа A и B в соответствии с рекомендательным циркуляром FAA AC 120-76A.

В качестве программных приложений могут быть использованы средства для отображения:

- аэронавигационной информации;
- маршрутных карт;
- схем маневрирования в районе аэропорта (SID, STAR, Approach);
- NOTAM;
- метеоинформации;
- трехмерных изображений рельефа;
- расчетов центровки;
- взлетно-посадочных характеристик;
- ЛТХ, заложенных в системы ВС;
- летной документации;
- видеомониторинг обстановки в салоне.

На самолете установлены два планшета EFB - для КВС и 2/П.

В состав планшета EFB входят:

- модуль вычислительный;
- модуль дисплея;
- монтажный комплект модуля дисплея.

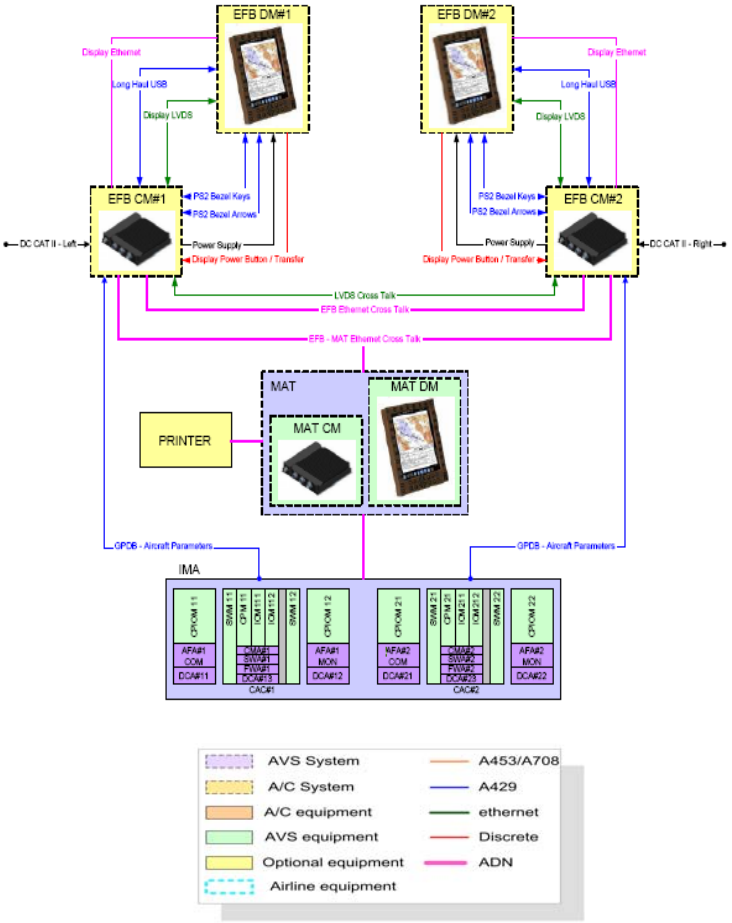
Модули дисплея расположены на приборной доске (см. РЛЭ 2.25.10).

© ЗАО «ГСС»

АРХИТЕКТУРА

К каждому планшету EFB подведена выделенная шина ARINC 429, подключенная к соответствующей стороне вычислителей комплекса авионики. Во избежание негативного влияния сбоев в функционировании шины на общую работу комплекса авионики данные шины не используются для обеспечения других функций комплекса авионики. Через указанные шины в приложения планшета EFB поступают общие данные с комплекса авионики.

Планшет EFB не производит обмен данными с системами авиационного электронного оборудования (за исключением бортового принтера) и изолирован от них.



КОМПОНЕНТЫ

МОДУЛЬ ВЫЧИСЛИТЕЛЯ

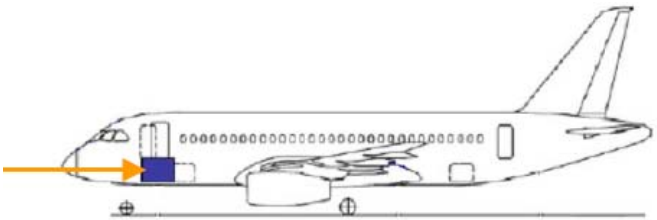
Модуль вычислителя разработан по технологии, аналогичной технологии персонального компьютера.

Вычислитель помещен в прочный корпус и в него установлена операционная система Windows™ XP.



Модуль вычислителя расположен в основном отсеке авионики в закрытой секции под полом.

Модуль вычислителя



© ЗАО «ГСС»

МОДУЛЬ ДИСПЛЕЯ



Модуль дисплея используется экипажем в качестве терминала доступа к системе.

Технические характеристики дисплея:

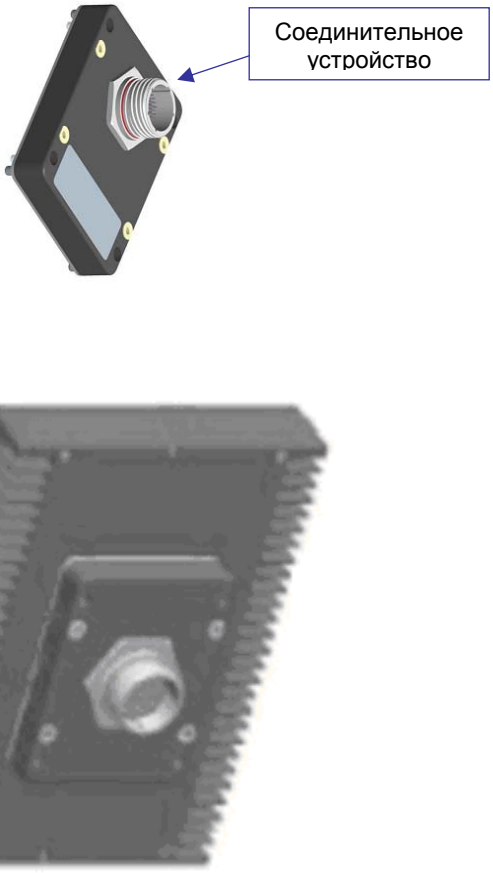
- жидкокристаллический многоцветный сенсорный дисплей;
- кнопки обрамления;
- два порта USB;
- один порт Ethernet 10/100 Base-T.

© ЗАО «ГСС»

МОНТАЖНЫЙ КОМПЛЕКТ МОДУЛЯ ДИСПЛЕЯ

Монтажный комплект модуля дисплея представляет собой промежуточный элемент, посредством которого производится электрический и механический интерфейс между дисплеем, с одной стороны, и системой электропитания и сборочным узлом воздушного судна - с другой.

Электрическое и механическое подключение монтажного комплекта производится с задней стороны дисплея.



Модуль дисплея с монтажным комплектом в сборе

© ЗАО «ГСС»

ПРИНЦИП РАБОТЫ

Функции планшета EFB полностью зависят от того программного приложения, которое в него загружено.

Возможна распечатка данных планшета EFB на бортовом принтере, а также считывание данных от комплекса авионики по шине ARINC 429.

В планшет EFB подается следующая информация по параметрам самолета:

- модель воздушного судна;
- номер борта;
- дата;
- идентификатор аэропорта вылета;
- идентификатор аэропорта назначения;
- текущее местоположение самолета
- высота;
- курс;
- путевая скорость;
- путевой угол;
- состояние - на земле / в полете.

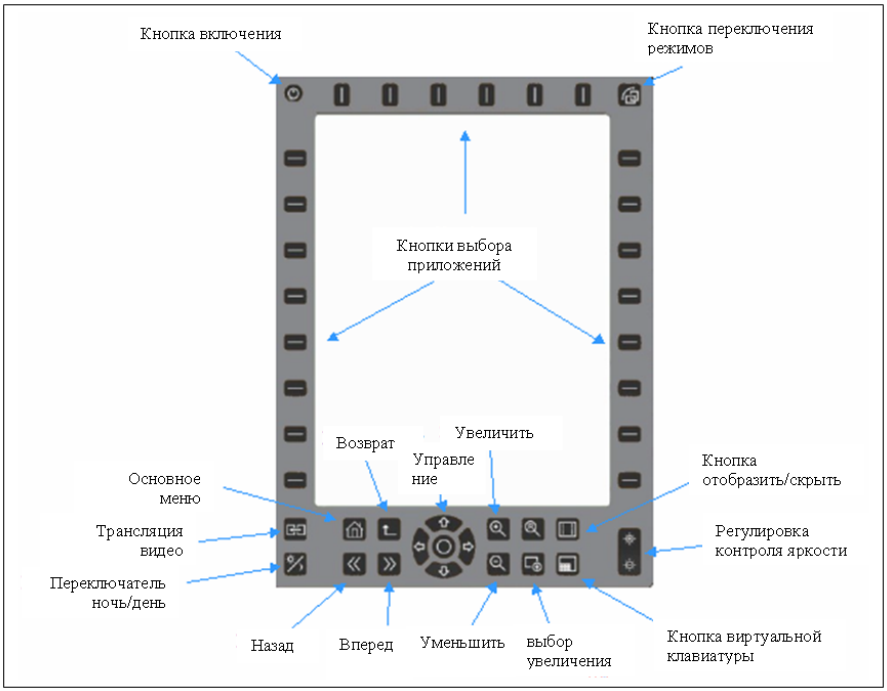
Планшет EFB начинает функционирование с момента включения системы электропитания самолета. Каждый член экипажа может по желанию отключить свой планшет EFB. Помимо этого система в случае, если она какое-то время не используется, позволяет настроить конфигурацию сбережения энергии для перевода дисплея и/или вычислителя планшета EFB в «спящий» режим.

При помощи двух разъемов USB и одного разъема Ethernet RJ45 в нижней части модуля дисплея члены экипажа могут передавать данные с подсоединенного портативного устройства.

Конкретное использование данных подсоединений зависит от устанавливаемого приложения.

© ЗАО «ГСС»

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИИ



Каждый член экипажа может осуществлять управление своим планшетом EFB посредством:

- кнопок обрамления или сенсорного экрана дисплея;
- системы освещения кабины для регулировки подсветки кнопок обрамления дисплея;
- центрального переключателя режима день/ночь в кабине самолета для регулировки яркости кнопки включения модуля дисплея.

Следующие кнопки обрамления не зависят от устанавливаемого программного приложения:

- кнопка включения: члены экипажа могут включать и выключать свои планшеты EFB при необходимости;
- формат изображения: в зависимости от пространственного положения дисплея на подставке члены экипажа могут менять изображение в форматах «альбом» или «книга»;
- передача видеоизображения: один член экипажа может видеть на своем экране информацию, выводимую на другой планшет EFB. Это позволяет пилотам быстро обмениваться информацией. При выборе данного режима на одном планшете EFB, кнопки на этом EFB, работа которых регулируется приложениями, отключаются, и управление видеоинформацией полностью осуществляется другим EFB.

Кнопки, управляемые приложением, продублированы кнопками обрамления с подсветкой в нижней части дисплея. Управление планшета EFB, осуществляемое членами экипажа посредством сенсорного экрана или кнопок обрамления с подсветкой, добавляет избыточность и позволяет выбирать средства ввода данных, которые они находят наиболее удобными.

© ЗАО «ГСС»

46.20 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC ESS	DC ESS
Модуль вычислителя EFB (КВС)		L DC		
Модуль вычислителя EFB (2/П)		R DC		

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

49.00 СОДЕРЖАНИЕ

49.10 ОПИСАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ И АГРЕГАТЫ 2

49.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ 1

МНЕМОКАДР ВСПОМАГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ 5

49.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

49.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

49.10 ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Вспомогательная силовая установка [APU] -это автономное устройство, которое делает самолет независимым от внешних источников сжатого воздуха и электроэнергии.

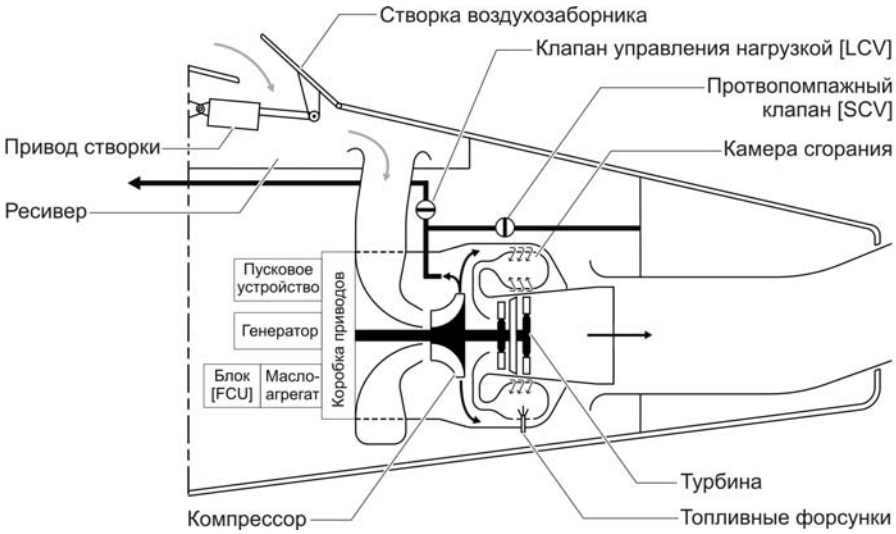
На земле

- APU производит сжатый воздух для запуска основных двигателей или системы кондиционирования воздуха
- APU обеспечивает электроэнергией систему электроснабжения самолета

В полете APU может быть запущена для:

- производства сжатого воздуха для системы кондиционирования воздуха или для повторного запуска основного двигателя
- использования в качестве дополнительного источника электроснабжения.

Параметры работы APU индицируются на мнемокадре APU.



© ЗАО «ГСС»

ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ И АГРЕГАТЫ

ДВИГАТЕЛЬ

Двигатель APU газотурбинный, одновальный, основными элементами которого являются компрессор, камера сгорания и турбина.

Электрогенератор APU механически связан с валом двигателя APU через коробку приводов агрегатов, сжатый воздух отбирается от компрессора двигателя APU.

ЭЛЕКТРОННЫЙ БЛОК УПРАВЛЕНИЯ

Электронный блок управления [ECU] - это электронное цифровое устройство, которое управляет и контролирует:

- последовательность запуска APU
- обороты ротора и температуру выходящих газов
- отбор воздуха от компрессора APU
- последовательность останова APU
- автоматический останов APU

ВОЗДУХОЗАБОРНИК

Воздухозаборник предназначен для забора атмосферного воздуха и подвода его к двигателю APU. Основными элементами воздухозаборника являются створка воздухозаборника, открывающаяся с помощью электропривода и ресивер.

ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО

Пусковое устройство предназначено для принудительной раскрутки ротора двигателя APU при запуске. В качестве пускового устройства используется электродвигатель, которым управляет блок ECU.

Пусковое устройство срабатывает:

- на земле после установки кнопок- табло MASTER SW и START/STOP в положение ON и полного открытия створки воздухозаборника.
- в полете после установки кнопок- табло MASTER SW и START/STOP в положение ON.

Источником электропитания для запуска APU служат аккумуляторные батареи № 3, 4 и резервное выпрямительное устройство [TRU3].

© ЗАО «ГСС»

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система двигателя APU предназначена для подачи топлива в камеру сгорания.

Регулятор расхода топлива [FCU] является основным компонентом топливной системы двигателя. Блок ECU обеспечивает подачу топлива с заданным расходом.

Топливо к двигателю APU подается из расходного отсека левого крыльевого бака левым вспомогательным топливным насосом подкачки постоянного тока.

Примечание: При отказе левого вспомогательного топливного насоса, для запуска APU необходимо открыть кран кольцевания топлива, включить правый вспомогательный топливный насос и выключить отказавший топливный насос.

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Система смазки APU автономная, независимая, основные элементы которой объединены в маслоагрегат, обеспечивающий подвод масла к подшипникам ротора двигателя APU и коробке приводов агрегатов, а также отвод его и охлаждение.

СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗДУХА

Система обеспечивает отбор сжатого воздуха от компрессора APU и подачу его для запуска двигателей или для системы кондиционирования воздуха.

Блок ECU управляет оборотами двигателя APU и поддерживает их постоянными при различных внешних условиях эксплуатации, учитывая потребность системы отбора воздуха.

Клапан управления нагрузкой [LCV] регулирует расход отбираемого воздуха для запуска двигателей или для системы кондиционирования воздуха.

Противопомпажный клапан [SCV] работает автоматически на высоте 17000 футов и более и при запуске APU в полете на высоте 12500 футов и более, обеспечивая защиту компрессора от возникновения помпажа.

Блок ECU управляет открытием и закрытием клапана LCV и клапана SCV.

УПРАВЛЕНИЕ ЗАПУСКОМ И ОСТАНОВОМ

При штатной работе управление запуском и остановом APU выполняется с пульта APU, установленного на потолочном пульте в кабине экипажа.

Для аварийного останова APU:

- нажать кнопку-табло APU FIRE PUSH на пульте APU FIRE, или
- нажать кнопку-табло APU FIRE PUSH на сервисном пульте наземного обслуживания.

© ЗАО «ГСС»

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ЗЕМЛЕ

Эксплуатация APU на земле не требует от экипажа контроля ее работы.

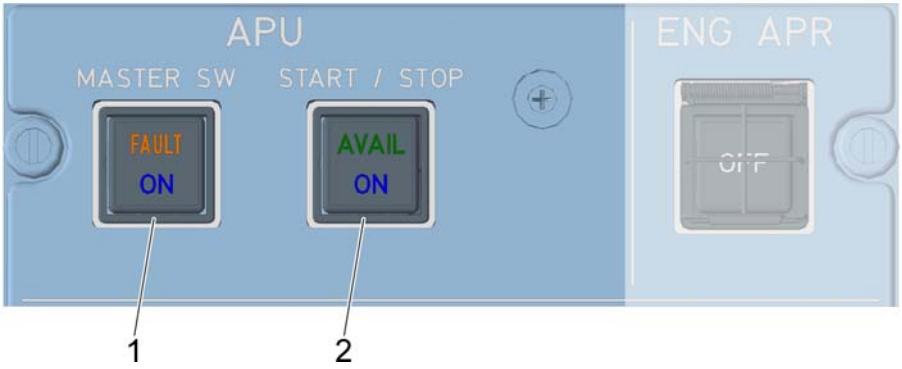
В случае пожара в отсеке APU:

- в кабине экипажа срабатывает сигнализация о пожаре на пульте APU FIRE
- на сервисном пульте наземного обслуживания срабатывает сигнализация о пожаре на кнопке-табло APU FIRE
- звучит сирена в нише передней стойки шасси
- на кнопке–табло START/STOP надпись AVAIL гаснет
- на кнопке–табло MASTER SW светится надпись FAULT
- выполняется автоматический останов APU
- автоматически срабатывает система пожаротушения APU

© ЗАО «ГСС»

49.20 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ



1 Кнопка-табло MASTER SW

Кнопка-табло MASTER SW используется для подачи электропитания на блок ECU и сигнала на открытие перекрывного крана подачи топлива к APU.

ON : Подается электропитание на блок ECU

Выполняется предстартовая встроенная проверка APU

Открывается перекрывной кран подачи топлива к APU

Открывается створка воздухозаборника

Примечание: При запуске APU в полете открытие створки воздухозаборника происходит при нажатии кнопки-табло START/STOP.

На мнемокадре APU загорается надпись OPEN.

ОТКЛ : Надпись ON гаснет
Отключается электропитание блока ECU

© ЗАО «ГСС»

FAULT : Надпись FAULT светится и сопровождается текстовым сообщением на индикаторе EWD, сигнализируя об автоматическом останове APU по одной из следующих причин:

Пожар в отсеке APU	Низкое давление масла (только на земле)
Створка воздухозаборника закрыта при работающей APU	Отказ клапана давления масла (только на земле)
Отказ открытия створки воздухозаборника	Предстоящая активация обводной линии масляного фильтра (только на земле)
Время, отпущенное на запуск, истекло	Высокая температура масла (только на земле)
Нет вращения ротора	Отказ датчиков температуры EGT (только на земле)
Падение оборотов ротора при запуске	Нет воспламенения топлива
Нет ускорения вращения ротора	Помпаж (только на земле)
Пониженная скорость вращения ротора (только на земле)	Потеря электропитания от источника постоянного тока
Отказ датчика оборотов ротора	Отказ блока ECU
Потеря защиты от превышения оборотов ротора	Значение EGT превышает EGT max (только на земле)

<u>Примечание:</u> При автоматическом останове APU из-за превышения допустимых оборотов ротора надпись FAULT на кнопке-табло MASTER SW не высвечивается

© ЗАО «ГСС»

2 Кнопка-табло START/STOP

Кнопка-табло START/STOP используется для подачи сигнала на запуск или останов APU. Если APU при нажатии на кнопку-табло START/STOP не выключается - нажать на кнопку-табло APU FIRE.

ON : Надпись ON светится

Подается электропитание к пусковому устройству

Топливо поступает в камеру сгорания

Воспламеняется топливо в камере сгорания

На оборотах ротора 50% отключается электропитание пускового устройства

AVAIL : Надпись светится, когда обороты ротора достигают 99%

APU готова к подаче сжатого воздуха и электроснабжению самолета

ОТКЛ : Надписи ON и AVAIL гаснут.

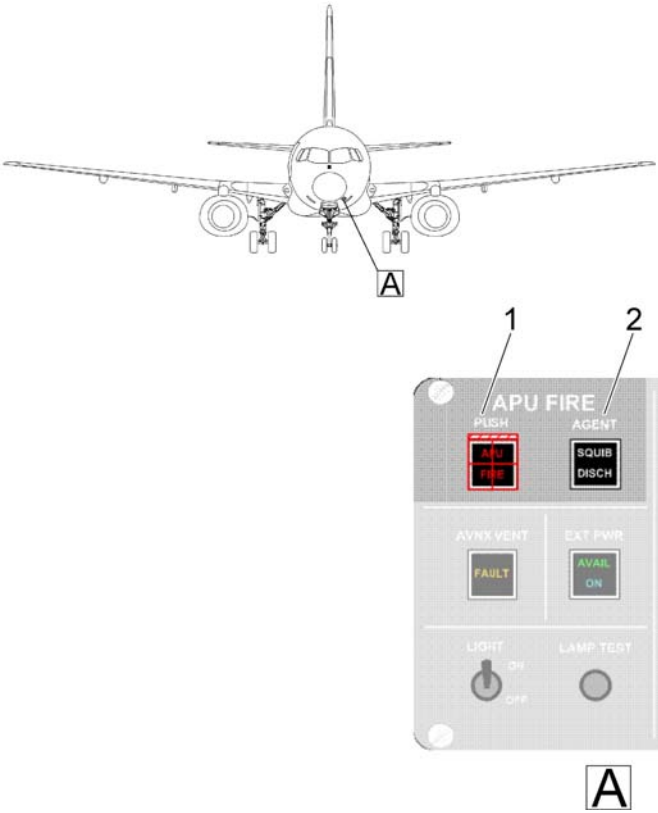
Прекращается подача топлива в камеру сгорания

Створка воздухозаборника закрывается, когда обороты ротора достигают 25%

На мнемокадре APU надпись OPEN гаснет

© ЗАО «ГСС»

СЕРВИСНЫЙ ПУЛЬТ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ



1 Кнопка-табло APU FIRE PUSH

APU FIRE : надпись светится при наличии сигнала о пожаре в отсеке APU

2 Кнопка-табло APU FIRE AGENT

SQUIB : надпись светится при срабатывании пиропатрона системы пожаротушения APU

DISCH : надпись светится при разряде баллона огнетушителя системы пожаротушения APU

© ЗАО «ГСС»

МНЕМОКАДР ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ



© ЗАО «ГСС»

1 Название мнемокадра вспомогательной силовой установки

2 Индикация температуры масла OIL TEMP



: температура в эксплуатационных пределах





: температура масла более 149°C



: отсутствие данных или данные недостоверны

3 Индикация режимов работы APU



: APU готова к подаче сжатого воздуха и электроснабжению самолета



: электродвигатель пускового устройства APU включен

4 Индикация положения створки воздухозаборника DOOR



: створка открыта



: створка не закрылась после останова APU

5 Индикация параметров генератора APU GEN

Значения параметров генератора индицируются при включенном генераторе APU.



: напряжение в эксплуатационных пределах (от 108 до 119 V)



: напряжение вне эксплуатационных пределов.



: нагрузка в эксплуатационных пределах.



: частота в эксплуатационных пределах.



: отсутствие данных или данные недостоверны





© ЗАО «ГСС»

6 Индикация давления отбора воздуха BLEED

Надпись BLEED индицируется при открытом клапане отбора воздуха и наличие отбора воздуха от APU.



: значение давления воздуха на входе в левую (правую) установку охлаждения воздуха в диапазоне 22-101 psi



: значение давления воздуха на входе в левую (правую) установку охлаждения воздуха в диапазоне 0-22 psi



: отсутствие данных или данные недостоверны

7 Индикация температуры выходящих газов EGT

Текущее значение температуры определяется на круговой шкале положением стрелочного индикатора и на цифровом индикаторе.

Положение подвижной левой границы красного сектора круговой шкалы соответствует максимальной температуре выходящих газов (EGT max) для данных условий. EGT max вычисляется блоком ECU и меняется в зависимости от оборотов, температуры, давления окружающего воздуха и внешней нагрузки. При достижении EGT значения EGT max на земле происходит автоматический останов APU, цвет стрелки индикатора и значения температуры на цифровом индикаторе меняется с зеленого на красный.

При запуске APU EGT max ≤ 1038 ^{0}C, при работе APU EGT max ≤ 806^{0}C.



: температура в эксплуатационных пределах



: температура выше [EGT max]:



: отсутствие данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

8 Индикация оборотов ротора RPM

Текущее значение оборотов ротора определяется на круговой шкале положением стрелочного индикатора и на цифровом индикаторе. Цвет стрелки индикатора и значения на цифровом индикаторе меняется при превышении ограничения оборотов, вычисленных блоком ECU.

Обращать внимание на окрашенный сектор индикации частоты вращения ротора APU.



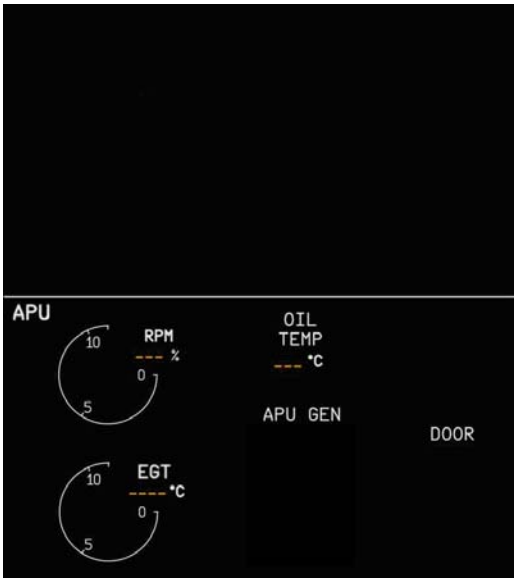
: обороты ротора в эксплуатационных пределах.



: обороты ротора превысили предельное значение (более 106%)



: отсутствие данных или данные недостоверны

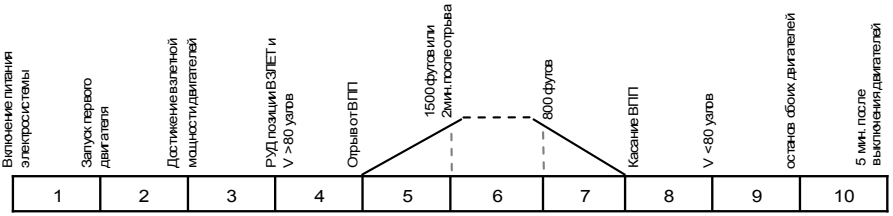


Индикация синоптической страницы APU при отжатой кнопке-табло MASTER SW.

Рекомендуется выключить APU , если пропадает индикация параметров RPM и EGT.

© ЗАО «ГСС»

49.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
APU OVERSPEED Превышение ограничения по оборотам ротора *Проверить автоматическое выключение APU. Сообщение индицируется в течение 10с после снятия сигнала о превышении оборотов.*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	нет	3, 4, 5, 7, 8
APU ABNORMAL Нештатная работа *Выявлены отказы APU, не приводящие к автоматическому выключению в полёте. Решение о продолжении работы APU принимает пилот.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		3, 4, 5, 7, 8,

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
APU DOOR NOT CLSD Створка воздухозаборника не закрыта *Створка воздухозаборника не закрылась после останова APU*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	4, 5, 7, 8
APU AUTO SHUTDOWN Автоматический останов APU на земле *Любой автоматический останов APU*			На кнопке-табло MASTER SW светится надпись FAULT	3, 4, 5, 7, 8
APU CHECK SISTEM Проверка систем ВСУ *Обнаружен отказ APU, не влияющий на его работоспособность* Требуется проверка APU при техническом обслуживании	нет	нет	нет	3, 4, 5, 6, 7, 8

© ЗАО «ГСС»

49.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ	Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
	AC	DC	AC	DC
Блок ECU				**LDC ESS-3**
Электродвигатель пускового устройства				**APU START BUS(*)**
Электропривод створки воздухозаборника				**RDC ESS-4**

(*) Электропитание шины запуска вспомогательной силовой установки [APU START BUS] обеспечивают аккумуляторы № 3, 4 и резервное выпрямительное устройство [TRU3].

При запуске APU шина APU START BUS отключается от других бортовых электрических шин для исключения падения напряжения в бортовой электросети самолета.

После запуска APU и выхода на установившийся режим аккумуляторы №3, 4 и резервное выпрямительное устройство TRU3 отключаются от шины APU START BUS.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

52.00 СОДЕРЖАНИЕ

52.10 ОПИСАНИЕ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

ВХОДНЫЕ И СЛУЖЕБНЫЕ ДВЕРИ 2

АВАРИЙНЫЕ ВЫХОДЫ 7

ГРУЗОВЫЕ ДВЕРИ 9

ГЕРМЕТИЧНЫЕ ЛЮКИ ТЕХНИЧЕСКИХ ОТСЕКОВ 12

ДВЕРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА 12

52.20 ИНДИКАЦИЯ 1

МНЕМОКАДР ДВЕРИ 1

52.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1

52.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

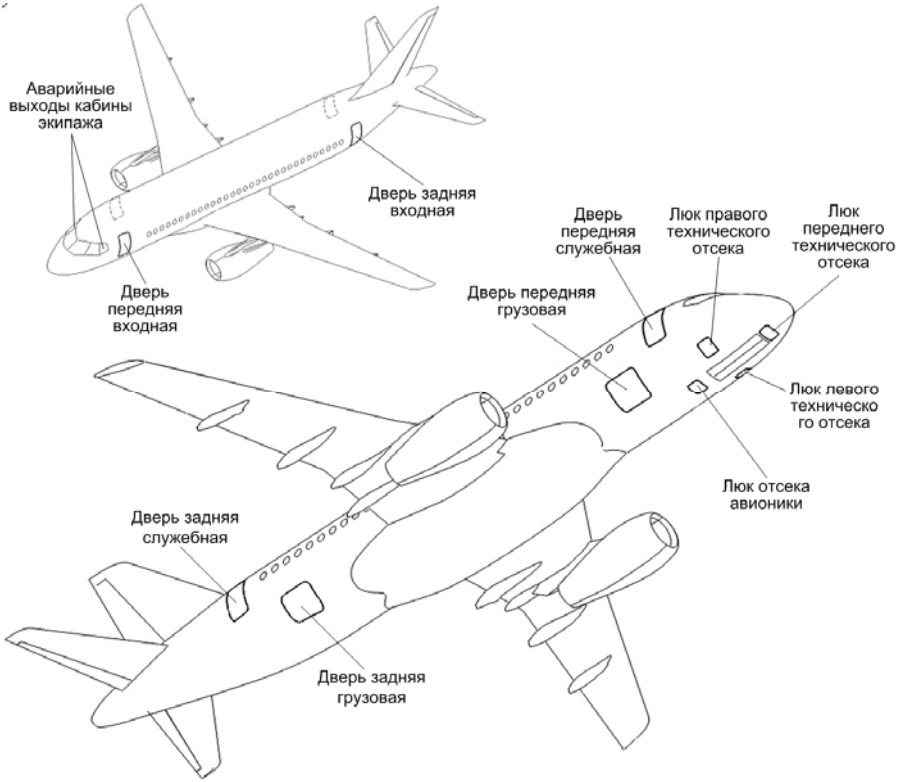
© ЗАО «ГСС»

52.10 ОПИСАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На самолете имеются:

- две входные двери
- аварийные выходы кабины экипажа (две сдвижные форточки)
- две служебные двери
- грузовая дверь в переднем багажно-грузовом отсеке
- грузовая дверь в заднем багажно-грузовом отсеке
- четыре герметичных люка технических отсеков в носовой части самолета.
- негерметичные люки для доступа и обслуживания систем самолета.



© ЗАО «ГСС»

ВХОДНЫЕ И СЛУЖЕБНЫЕ ДВЕРИ

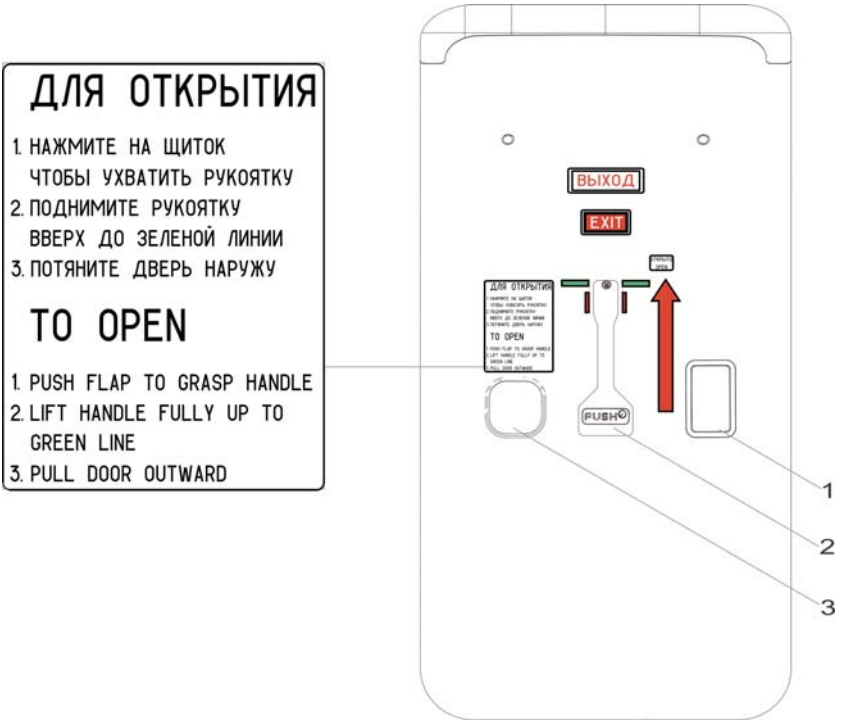
Входные и служебные, размещённые по левому борту и правому борту соответственно, расположены в пассажирской кабине.

Двери одинаковы по конструкции, «пробкового» типа (начальное движение при открытии - внутрь фюзеляжа), открываются наружу вперед по полету.

Двери открываются вручную, как изнутри, так и снаружи, и имеют устройства, удерживающие их в открытом положении.

Все двери пассажирской кабины являются аварийными выходами, снабжены механизмами аварийного открытия (EPAS) и аварийными надувными трапами. Аварийные надувные трапы уложены в жесткий контейнер в нижней части каждой двери под декоративной обшивкой.

ВИД ДВЕРИ СНАРУЖИ



1 Окно двери

Позволяет осматривать изнутри пространство снаружи самолета перед открытием двери

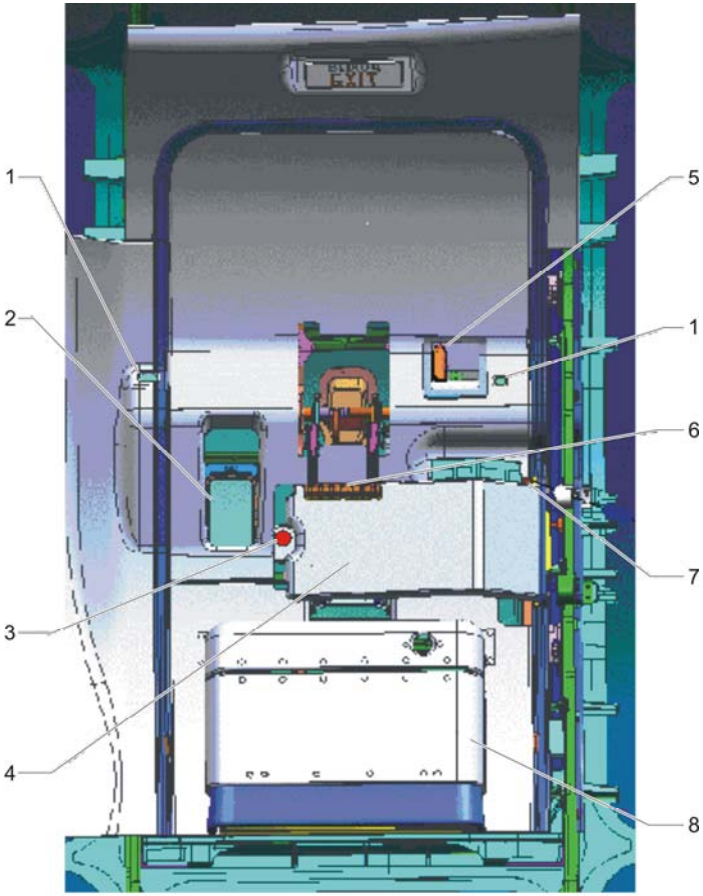
© ЗАО «ГСС»

2 Наружная ручка

3 Декомпрессионный клапан и скалыватель льда

Декомпрессионный клапан управляется поворотом ручки открытия двери. Над крышкой клапана декомпрессии установлен скалыватель льда. Клапан открывается первым при открытии двери и последним при её закрытии.

ВИД ДВЕРИ ИЗНУТРИ



© ЗАО «ГСС»

1 Индикаторы состояния двери

Механические индикаторы состояния двери имеют красно-зеленую разметку. Зеленый цвет индикаторов соответствует запертому /застопоренному положению замков двери.

2 Окно двери

Окно позволяет осматривать изнутри пространство снаружи самолета перед открытием двери.

3 Манометр EPAS

Контроль давления азота в баллоне механизма EPAS осуществляется по манометру, расположенному за откидной крышкой декоративной обшивки кронштейна навески двери.

4 Рычаг поворота двери с механизмом EPAS

Механизм EPAS установлен в рычаге поворота двери, срабатывает в конце хода внутренней ручки на открытие при установке рукоятки селектора в положение «ARMED».

5 Ручка селектора аварийного трапа

Ручка селектора аварийного трапа управляет режимами работы двери и имеет два положения: «ARMED»-«DESARMED»(«АВТОМАТ»-«РУЧНОЕ»). «DESARMED» - режим, который используется при ручном открытии двери без выброса аварийного надувного трапа. «ARMED» - режим для аварийного открытия двери с помощью механизма EPAS (Emergency Power Assist System) и выброса аварийного надувного трапа.

6 Внутренняя ручка

Внутренняя ручка состоит из двух независимых ручек - стопорящей ручки (ручка фиксаторов) и запирающей ручки (ручка замков), имеющих общий захват и приводимых в движение совместно.

7 Кнопка фиксатора

Отключает механизм фиксации двери в открытом положении при её закрытии.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ВХОДНЫМИ И СЛУЖЕБНЫМИ ДВЕРЯМИ

Открытие двери снаружи

Передняя входная дверь с внешней стороны запирается с помощью ключа. Порядок открытия указан на обшивке дверей.

При открытии двери снаружи механизм выброса аварийного трапа и механизм аварийного открытия переводится в режим «DESARMED» автоматически. Дверь открывается наружу- по направлению полета и устанавливается на фиксатор в полностью открытом положении.

Открытие двери изнутри без выброса аварийного трапа (при нормальной эксплуатации)

Повернуть ручку селектора аварийного трапа в положение «DESARMED» и зафиксировать предохранительной чекой.

Поднять внутреннюю ручку вверх до упора . В начале подъёма ручки открывается декомпрессионный клапан при запертой и застопоренной двери.

Дальнейший подъем внутренней ручки вызывает снятие двери с фиксаторов, затем происходит отпирание двери, которая движется из проёма фюзеляжа вперёд по полёту. Далее толкая дверь наружу, она устанавливается на фиксатор открытого положения.

Открытие двери с выбросом аварийного трапа (для аварийной эвакуации)

Исходное положение ручки селектора аварийного трапа: «ARMED».

Повернуть внутреннюю ручку вверх до упора. При этом срабатывает механизм аварийного открытия (EPAS), который обеспечивает перемещение двери до полностью открытого положения. Во время открытия двери трап выпадает из контейнера и срабатывает механизм его наполнения.

Закрытие двери изнутри

Нажать на кнопку снятия двери с фиксатора открытого положения (расположена на петле навески рычага поворота двери). Держась одной рукой за рукоятку на окантовке двери, ввести дверь в дверной проем и повернуть внутреннюю ручку вниз. При повороте ручки вниз до упора, дверь перемещается по направляющим фитингам вниз и прижимается к дверному проему.

Замки двери приводятся в замкнутое положение, фиксируются и стопорятся.

Визуальный контроль осуществляется по механическим цветовым индикаторам. Наличие красного цвета на индикаторах при полностью закрытой двери недопустимо для полёта

Для приведения двери в полетное состояние:

-Удалить предохранительную чеку.

-Повернуть ручку селектора аварийного трапа в положение «ARMED».

© ЗАО «ГСС»

Закрытие двери снаружи

Держась одной рукой за наружную ручку, нажмите на кнопку снятия двери с фиксатора открытого положения (расположена на петле навески рычага поворота двери).

Дверь движется против направления полета и в направлении от себя до совмещения с проёмом двери.

Переместить наружную ручку вниз до упора.

Передняя входная дверь с внешней стороны запирается с помощью ключа.

© ЗАО «ГСС»

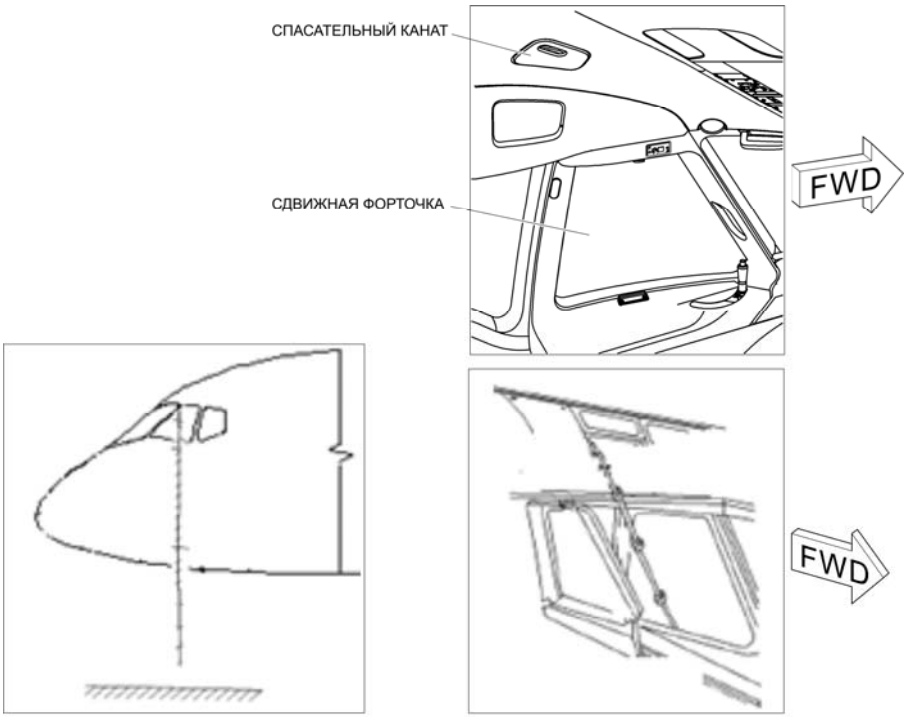
АВАРИЙНЫЕ ВЫХОДЫ

КАБИНА ЭКИПАЖА

Две сдвижные форточки в кабине могут быть использованы экипажем как аварийные выходы на земле. Форточки могут открываться только изнутри.

Над каждой форточкой располагается встроенная в потолочную панель коробка с крышкой, за которой в нише потолочной панели размещается спасательный канат, представляющий собой капроновый шнур с узлами.

Для аварийного покидания кабины необходимо открыть форточку, снять крышку коробки, спустить канат на землю и по нему покинуть самолет.



Для выхода экипажа в пассажирский салон в случае заклинивания двери используется люк, расположенный в нижней части двери кабины экипажа и закрытый панелью. Люк может быть открыт только со стороны кабины экипажа вытягиванием замков люка вверх и выбиванием или выдавливанием его в сторону пассажирского салона.

© ЗАО «ГСС»

ПАССАЖИРСКАЯ КАБИНА

Для аварийного покидания используются входные и служебные двери. Для аварийного открытия двери ручка селектора должна быть в положении ARMED. Внутреннюю ручку перевести в крайнее верхнее положение и толкнуть её наружу. Открытие двери и приведение трапа в рабочие положение производится автоматически.

ВНИМАНИЕ:

В случае отказа системы автоматического открытия двери, дверь открывать вручную. Трап автоматически устанавливается в рабочие положение. При отказе системы автоматического газонаполнения трапа необходимо включить систему вручную.

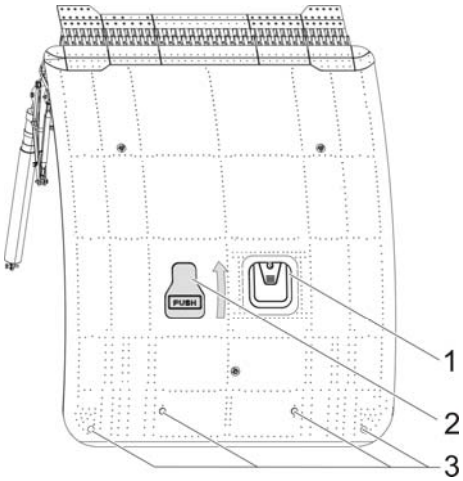
© ЗАО «ГСС»

ГРУЗОВЫЕ ДВЕРИ

На самолете имеются две одинаковые по конструкции грузовые двери, расположенные в переднем и заднем грузовых отсеках по правому борту. Двери имеют замочные вставки.

Двери открываются наружу-вверх и состоят из каркаса, механизма открытия, механизма запирания и механизма стопорения. Поворотные замки расположены на нижней кромке двери. Механизм стопорения стопорит каждый силовой замок, после того как дверь полностью закрыта и заперта.

Визуальный контроль состояния замков осуществляется через четыре смотровых окошка. Зеленые метки визуальных индикаторов соответствуют закрытому, запертому и застопоренному положению двери.



1 Декомпрессионный клапан

2 Ручка замков

3 Окошко для визуальной индикации состояния двери

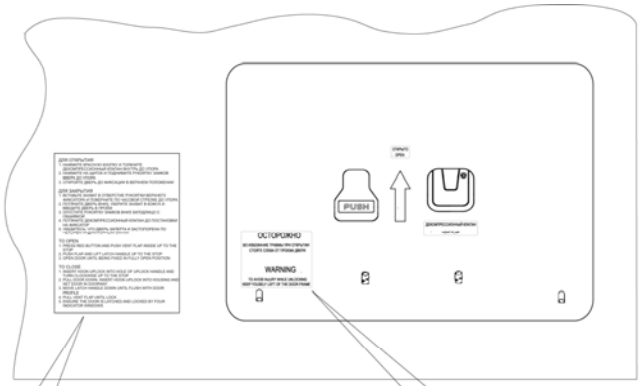
Видимость зеленых меток в двух окнах визуальных индикаторов кулачков основных замков и двух окнах визуальных индикаторов стопоров замков соответствует запертому/застопоренному состоянию двери

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

Двери открываются и закрываются вручную снаружи. Порядок открытия-закрытия двери указан на обшивке фюзеляжа рядом с дверью.



ДЛЯ ОТКРЫТИЯ
1. НАЖМИТЕ КРАСНУЮ КНОПКУ И ТОЛКНИТЕ ДЕКОМПРЕССИОННЫЙ КЛАПАН ВНУТРЬ ДО УПОРА
2. НАЖМИТЕ НА ЩИТОК И ПОДНИМИТЕ РУКОЯТКУ ЗАМКОВ ВВЕРХ ДО УПОРА
3. ОТКРОЙТЕ ДВЕРЬ ДО ФИКСАЦИИ В ВЕРХНЕМ ПОЛОЖЕНИИ

ДЛЯ ЗАКРЫТИЯ
1. ВСТАВЬТЕ ЗАХВАТ В ОТВЕРСТИЕ РУКОЯТКИ ВЕРХНЕГО ФИКСАТОРА И ПОВЕРНИТЕ ПО ЧАСОВОЙ СТРЕЛКЕ ДО УПОРА
2. ПОТЯНИТЕ ДВЕРЬ ВНИЗ, УБЕРИТЕ ЗАХВАТ В КОЖУХ И ВВЕДИТЕ ДВЕРЬ В ПРОЁМ
3. ОПУСТИТЕ РУКОЯТКУ ЗАМКОВ ВНИЗ ЗАПОДЛИЦО С ОБШИВКОЙ
4. ПОТЯНИТЕ ДЕКОМПРЕССИОННЫЙ КЛАПАН ДО ПОСТАНОВКИ НА ФИКСАТОР
5. УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ДВЕРЬ ЗАПЕРТА И ЗАСТОПОРЕНА ПО ЧЕТЫРЁМ ИНДИКАТОРНЫМ ОКНАМ

TO OPEN
1. PRESS RED BUTTON AND PUSH VENT FLAP INSIDE UP TO THE STOP
2. PUSH FLAP AND LIFT LATCH HANDLE UP TO THE STOP
3. OPEN DOOR UNTIL BEING FIXED IN FULLY OPEN POSITION

TO CLOSE
1. INSERT HOOK-UPLOCK INTO HOLE OF UPLOCK HANDLE AND TURN CLOCKWISE UP TO THE STOP
2. PULL DOOR DOWN, INSERT HOOK-UPLOCK INTO HOUSING AND SET DOOR IN DOORWAY
3. MOVE LATCH HANDLE DOWN UNTIL FLUSH WITH DOOR PROFILE
4. PULL VENT FLAP UNTIL LOCK
5. ENSURE THE DOOR IS LATCHED AND LOCKED BY FOUR INDICATOR WINDOWS

ОСТОРОЖНО

ВО ИЗБЕЖАНИЕ ТРАВМЫ ПРИ ОТКРЫТИИ СТОЙТЕ СЛЕВА ОТ ПРОЕМА ДВЕРИ

WARNING

TO AVOID INJURY WHILE UNLOCKING KEEP YOUSELF LEFT OF THE DOOR FRAME

© ЗАО «ГСС»

ГЕРМЕТИЧНЫЕ ЛЮКИ ТЕХНИЧЕСКИХ ОТСЕКОВ

Доступ к оборудованию, расположенному в гермозоне, осуществляется через четыре отрываемых вручную люка технических отсеков. Люки открываются вовнутрь и располагаются в нижней части фюзеляжа вокруг отсека передней стойки шасси.

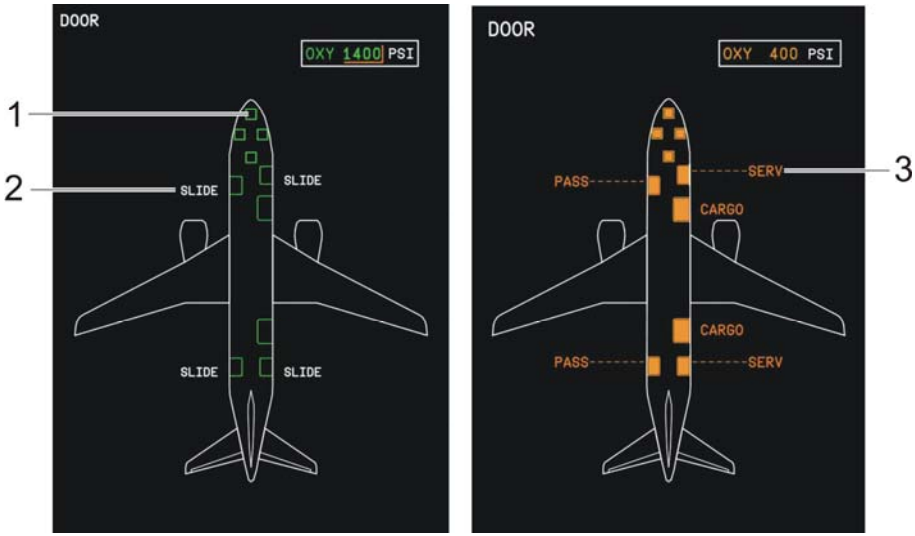
ДВЕРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

Информация о двери кабины экипажа в главе 2.25.

© ЗАО «ГСС»

52.20 ИНДИКАЦИЯ

МНЕМОКАДР ДВЕРИ



1 Символы дверей и люков


: Закрыто, заперто и застопорено (цвет зеленый)


: Не закрыто (цвет янтарный)


: Недостоверность данных (цвет янтарный)

2 Индикация - PASS, SERV, CARGO (цвет янтарный)

Появляется, когда соответствующая дверь не закрыта.

3 Индикация – SLIDE (цвет белый)

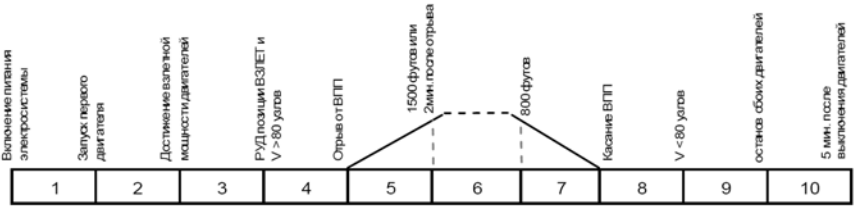
Появляется, когда установлен режим с выбросом аварийного надувного трапа (ручка селектора аварийного трапа находится в положении «ARMED»).

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

52.30 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
DOOR OPEN Дверь не закрыта *Любая дверь не закрыта, или не заперта, или не застопорена*	нет	нет	нет	2,3,4,5,6,7,8,9
DOORS SLIDE NOT ARMED Трап не взведен *Планка любой двери не установлена на пол*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	Нет	1,4,5,6,7,8,10
DOORS FWD PASS NOT CLSD Передняя входная дверь не закрыта *Передняя входная дверь не закрыта, или не заперта, или не застопорена*				1,4,5,7,8,10
DOORS AFT PASS NOT CLSD Задняя входная дверь не закрыта *Задняя входная дверь не закрыта, или не заперта, или не застопорена*				
DOORS FWD SERV NOT CLSD Передняя служебная дверь не закрыта *Передняя служебная дверь не закрыта, или не заперта, или не застопорена*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
DOORS AFT SERV NOT CLSD Задняя служебная дверь не закрыта *Задняя служебная дверь не закрыта, или не заперта, или не застопорена*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	Нет	1,4,5,7,8,10
DOORS FWD CARGO NOT CLSD Передняя грузовая дверь не закрыта *Передняя грузовая дверь не закрыта, или не заперта, или не застопорена.*				
DOORS AFT CARGO NOT CLSD Задняя грузовая дверь не закрыта *Задняя грузовая дверь не закрыта, или не заперта, или не застопорена*				
DOORS FWD HATCH NOT CLSD Передний люк не закрыт				
DOORS L (R) HATCH NOT CLSD Люк левого (правого) технического отсека не закрыт				
DOORS AVIONICS NOT CLSD Люк отсека авионики не закрыт				

© ЗАО «ГСС»

52.40 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Потребители		Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
		AC	DC	AC	DC
Люки технических отсеков	Датчики закрытого положения		L DC		
Передняя входная дверь	Датчик фиксатора двери		L DC		
	Датчик запертого положения двери		L DC		
	Датчик (2 шт.) планки аварийного трапа		L DC		
Задняя входная дверь	Датчик фиксатора двери				L DC ESS-3
	Датчик запертого положения двери				L DC ESS-3
	Датчик (2 шт.) планки аварийного трапа				L DC ESS-3
Передняя служебная дверь	Датчик фиксатора двери		R DC		
	Датчик запертого положения двери		R DC		
	Датчик (2 шт.) планки аварийного трапа		R DC		
Задняя служебная дверь	Датчик фиксатора двери				R DC ESS-4
	Датчик запертого положения двери				R DC ESS-4
	Датчик (2 шт.) планки аварийного трапа				R DC ESS-4
Передняя грузовая дверь	Датчик фиксатора двери		L DC		
	Датчик закрытой грузовой двери		L DC		
	Датчик (2 шт.) замков		L DC		
Задняя грузовая дверь	Датчик фиксатора двери				R DC ESS-4
	Датчик закрытой грузовой двери				R DC ESS-4
	Датчик (2 шт.) замков				R DC ESS-4

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

70.00 СОДЕРЖАНИЕ
70.10 ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ **1**
ОПИСАНИЕ **1**
70.20 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ **1**
ФУНКЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ **3**
ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ **4**
70.30 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ **1**
СХЕМА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЯ **2**
РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ **3**
УПРАВЛЕНИЕ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ СИСТЕМОЙ FADEC **.4**
УПРАВЛЕНИЕ ТЯГОЙ АВТОМАТОМ ТЯГИ **5**
70.40 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ **1**
ОСНОВНОЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС **1**
ТОПЛИВО-МАСЛЯНЫЙ ТЕПЛООБМЕННИК **1**
РЕГУЛЯТОР СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ **2**
ВОЗВРАТНЫЙ КЛАПАН ТОПЛИВА **5**
БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДАМИ **5**
70.50 МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
70.60 СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЯ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
ОХЛАЖДЕНИЕ 2
70.70 СИСТЕМА РЕВЕРСИРОВАНИЯ ТЯГИ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
УСЛОВИЯ СРАБАТЫВАНИЯ 2
ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ 3
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА 4
70.75 СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ И ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ 1

© ЗАО «ГСС»

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ 2
СИСТЕМА ЗАПУСКА 4
70.80 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ 1
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ 1
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ 2
ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ 3
ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ 4
70.85 СИГНАЛИЗАЦИЯ 1
70.90 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 1
ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 1

© ЗАО «ГСС»

70.10 ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Двигатель SaM-146 турбореактивный двухконтурный, двухвальный.

ОПИСАНИЕ

КОМПРЕССОР/ТУРБИНА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

Ротор компрессора низкого давления состоит из одноступенчатого вентилятора и трехступенчатого компрессора низкого давления, которые соединены валом с трёхступенчатой турбиной низкого давления.

КОМПРЕССОР/ТУРБИНА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

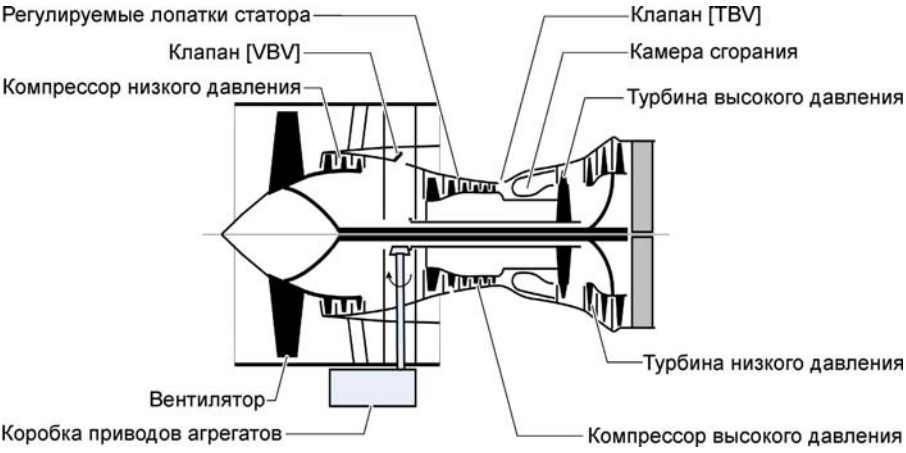
Ротор компрессора высокого давления состоит из шестиступенчатого компрессора высокого давления соединенного валом с одноступенчатой турбиной высокого давления.

КАМЕРА СГОРАНИЯ

В камере сгорания кольцевого типа установлены топливные форсунки для подвода и распыления топлива и две свечи зажигания.

КОРОБКА ПРИВОДОВ АГРЕГАТОВ

Коробка приводов, установленная на корпусе вентилятора, предназначена для распределения мощности отобранной от вала ротора высокого давления к агрегатам двигателя.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

70.20 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Управление силовой установкой осуществляется системой FADEC , которая состоит из:

- электронного блока управления двигателем [DECU]
- регулятора системы топливопитания [FMU
- блока управления приводами
- блока защиты двигателя от раскрутки [EOSU].

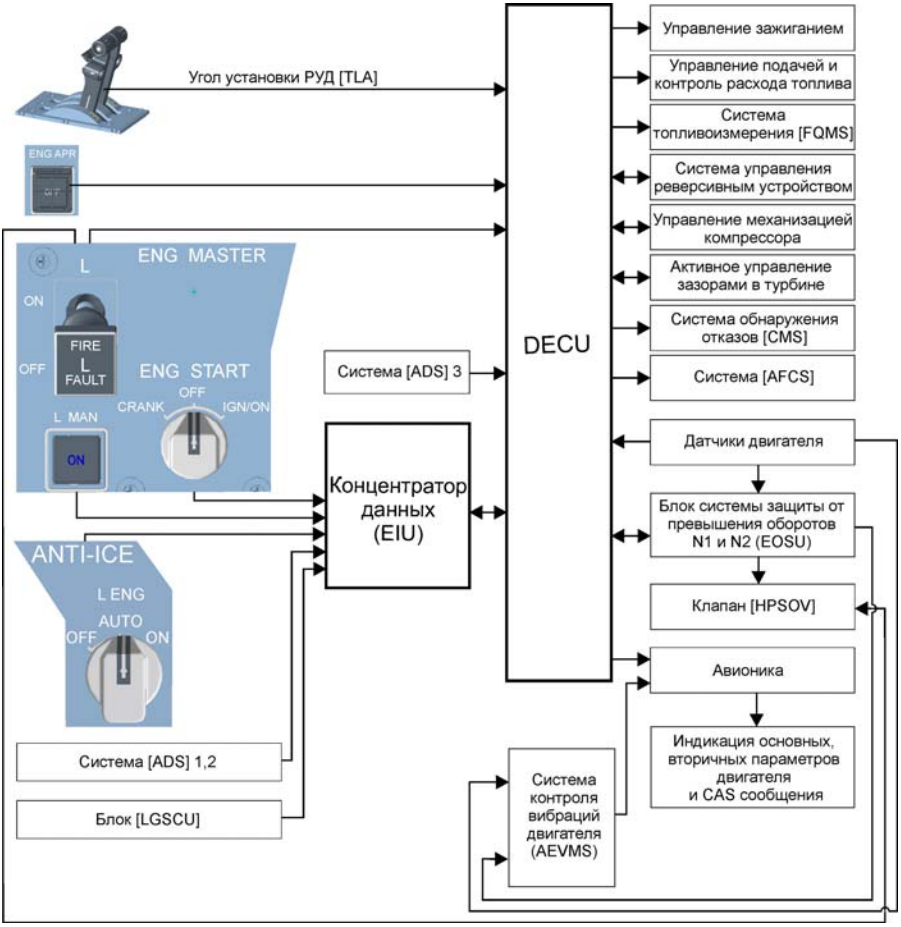
Блок DECU – двухканальный, при работе один из каналов блока DECU - активный, второй используется в качестве «горячего резерва». В случае обнаружения неисправностей в обоих каналах блока DECU работает «наиболее работоспособный» канал. После запуска двигателя для обеспечения автономного электропитания блока DECU используется генератор переменного тока [PMA] с постоянным магнитом и приводом от коробки приводов двигателя.

Независимый двухканальный блок EOSU обеспечивает защиту двигателя от превышения оборотов (раскрутки) роторов высокого и низкого давления в случае неисправности двигателя.

Исполнительные механизмы системы FADEC - регулятор системы топливопитания и блок управления приводами получают электрические сигналы управления из блоков DECU и EOSU.

Блоки DECU и EOSU. расположены на корпусе вентилятора.

© ЗАО «ГСС»


Угол установки РУД [TLA]
ENG APR
ENG MASTER
L
ON
FIRE
L
FAULT
OFF
ENG START
OFF
CRANK
IGN/ON
L MAN
ON
ANTI-ICE
L ENG
AUTO
OFF
ON
Система [ADS] 3
Концентратор данных (EIU)
DECU
Управление зажиганием
Управление подачей и контроль расхода топлива
Система топливоизмерения [FQMS]
Система управления реверсивным устройством
Управление механизацией компрессора
Активное управление зазорами в турбине
Система обнаружения отказов [CMS]
Система [AFCS]
Датчики двигателя
Блок системы защиты от превышения оборотов N1 и N2 (EOSU)
Клапан [HPSOV]
Авионика
Индикация основных, вторичных параметров двигателя и CAS сообщения
Система [ADS] 1,2
Блок [LGSCU]
Система контроля вибраций двигателя (AEVMS)

© ЗАО «ГСС»

ФУНКЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Система FADEC выполняет следующие основные функции:

УПРАВЛЕНИЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРОМ

Управление:

- расходом топлива
- приемистостью и дросселированием
- механизацией компрессора
- радиальными зазорами в турбине высокого давления
- настройками режима «малый газ» (IDLE)

ЗАЩИТА ОТ ПРЕВЫШЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ

Защита от:

- превышения предельных оборотов N1 и N2
- превышения температуры газа за турбиной [EGT] при запуске двигателя на земле

УПРАВЛЕНИЕ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЯ

- расчет ограничений параметров тяги двигателя
- управление тягой в зависимости от положения рычага управления двигателем

УПРАВЛЕНИЕ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬЮ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Управление:

- клапаном воздушного стартёра
- перекрывным топливным клапаном высокого давления
- расходом топлива
- зажиганием

Контроль за, N2, EGT и расходом топлива

Прерывание запуска на земле

Защита от помпажа при запуске двигателя на земле

© ЗАО «ГСС»

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ РАБОТЫ ПРИ РУЧНОМ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ

Отслеживание параметров двигателя

Управление расходом топлива

Закрытие клапана воздушного стартёра

Выключение зажигания

Прерывание запуска на земле

Защита от помпажа при запуске двигателя на земле

УПРАВЛЕНИЕ РЕВЕРСИВНЫМ УСТРОЙСТВОМ

Команды на управление створками реверсивного устройства

Регулирование двигателя при использовании реверсивного устройства

УПРАВЛЕНИЕ РЕЦИРКУЛЯЦИЕЙ ТОПЛИВА

Управление рециркуляцией топлива в топливных баках в зависимости от температуры масла, расхода топлива и этапа полета.

ПЕРЕДАЧА ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НА ИНДИКАЦИЮ

Основных параметров и режимов работы двигателя

Состояния системы запуска

Состояния системы реверсирования

Состояния системы FADEC

ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ

Блок DECU запитывается от самолётных шин переменного тока или от автономного генератора PMA .При неработающем двигателе или в случае неисправности генератора PMA электропитание каналов блока DECU осуществляется от двух независимых самолётных шин переменного тока 115в, 400гц. Переключение электропитания блока DECU от самолётных шин на генератор PMA происходит на оборотах N2 выше 38%.

© ЗАО «ГСС»

70.30 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Управление режимами работы производится:

- автоматически по сигналам от системы AFCS, когда механизм привода A/T, меняя положение РУД, меняет заданные обороты N1.
- вручную, когда пилот, меняя положение РУД, меняет заданные обороты N1.

Система FADEC вычисляет и выдает в систему EICAS заданные обороты N1 для обеспечения информации экипажу о заданном и фактическом режиме работы двигателя.

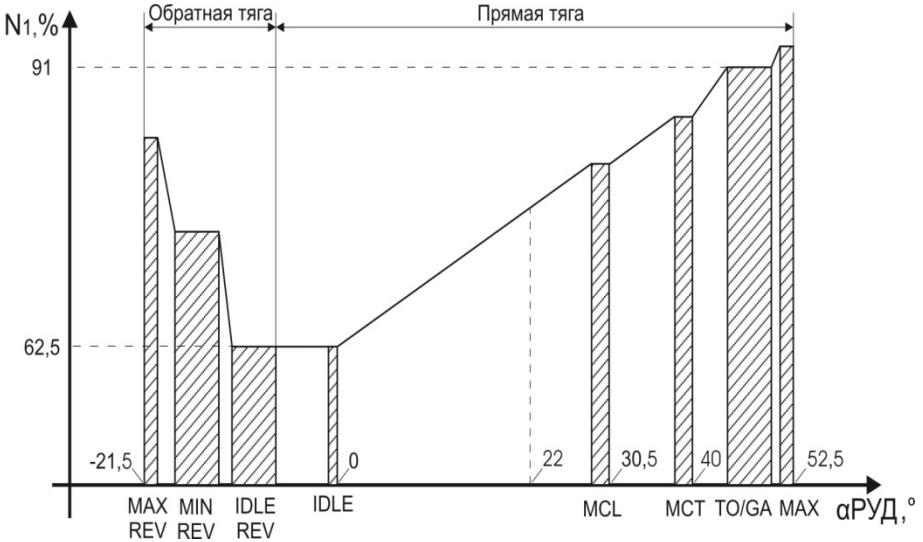
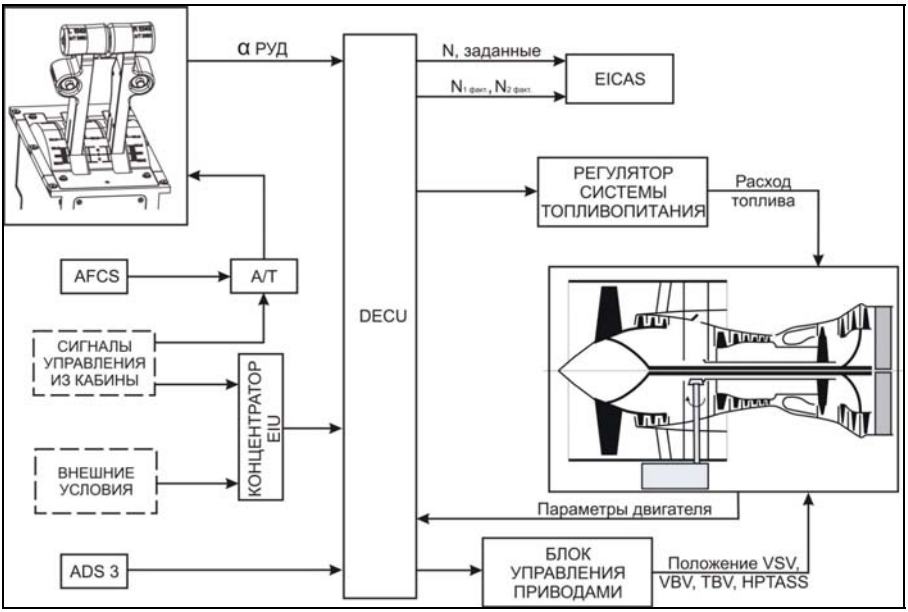


График зависимости оборотов N1 от угла отклонения РУД (при МСА).(Отбор воздуха на КСКВ и ПОС выключен.)

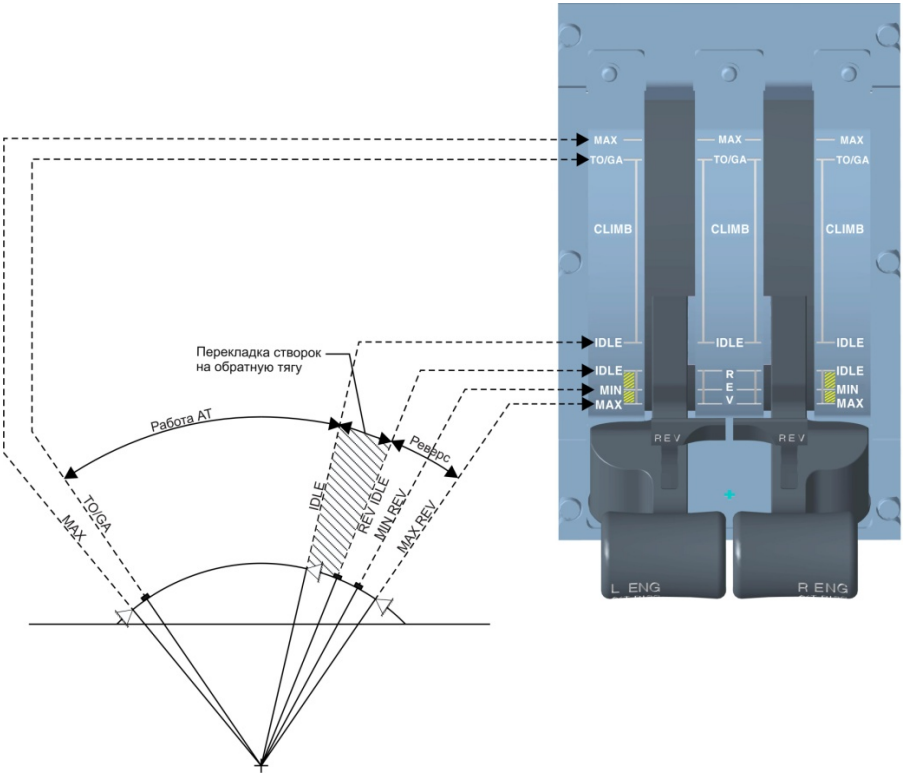
© ЗАО «ГСС»

СХЕМА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЯ



© ЗАО «ГСС»

РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ



Для управления тягой двигателя РУД перемещается внутри сектора, разделённого на четыре рабочих сегмента.
Сектор перемещения РУД имеет шесть фиксированных положений на проходных и концевых упорах, соответствующих следующим режимам работы двигателя:

- MAX - максимальный режим
- TO/GA - взлётный режим
- IDLE - режим малый газ
- REV - IDLE - режим малый газ реверса
- MIN -REV - режим минимального реверса
- MAX - REV - режим максимального реверса

Положение РУД напротив отметки «CLIMB» соответствует режиму набора высоты [MCL].

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ СИСТЕМОЙ FADEC

Управление двигателем на режиме малый газ.

При положении РУД на упоре IDLE система FADEC устанавливает режим «малый газ» по оборотам N2
Обороты N2 на малом газе определяются из условий:
- поддержания давления отбираемого воздуха в систему КСКВ
- обеспечения устойчивой работой двигателя при неблагоприятных погодных условиях
- обеспечения устойчивой работы камеры сгорания
- обеспечения работы генератора IDG.

В полёте, если включена ENG ANTI-ICE или высота менее 15000 ft и выпущены шасси или закрылки в положении F2, F3, FULL, система FADEC поддерживает обороты N2 для обеспечения заданного времени приёмистости двигателя при уходе на второй круг.

Управление тягой на режиме реверса

При установке РУД на промежуточный упор MIN REV система FADEC устанавливает обороты N1, соответствующие режиму MIN REV . При установке РУД на упор MAX REV система FADEC устанавливает обороты N1, соответствующие режиму MAX REV

Автоматическое увеличение тяги

Увеличение тяги [APR] включается на высоте менее 15000 ft:

- автоматически блоком DECU исправного двигателя в случае отказа другого двигателя на взлёте или уходе на второй круг (при включенном или выключенном A/T), если РУД отклонены на угол более 22˚. При автоматическом включении режима APR РУД остаются неподвижными.
- вручную, для чего необходимо с усилием 20кг преодолеть промежуточный упор TO/GA и установить РУД на упор MAX.

При включёнии APR устанавливается тяга, на 10 % больше тяги для заданного положения РУД. При положении РУД на упоре TO/GA при включённой APR тяга соответствует режиму MAX.

При включении APR A/T отключается и появляется уведомляющее сообщение «ENG L(R) APR MODE».
APR выключается:
- кнопкой -табло ENG APR
- при установке РУД в положение менее22˚.

© ЗАО «ГСС»

Автоматическое уменьшение тяги

Система FADEC переводит двигатель с максимального (взлётного) режима на режим максимальной продолжительной тяги [MCT] на высоте более15000ft или при числе М более 0.34.

Альтернативный режим работы системы FADEC

В случае потери данных по Pt от двух систем ADS система FADEC переходит на «мягкий» альтернативный режим управления, при котором блок DECU использует для расчетов данные Ps. При восстановлении данных Pt от системы ADS система FADEC переходит на нормальный режим работы. Из-за изменения внешних условий при обратном переходе с«мягкого» альтернативного режима на нормальный режим возможно значительное изменение режима работы двигателя. Для предотвращения изменения режима работы двигателя во время этого перехода пилот, устанавливая РУД в положение IDLE, принудительно переводит систему FADEC в «жёсткий» альтернативный режим. На «жёстком» альтернативном режиме. обеспечивается максимальная для заданного положения РУД тяга.

При восстановлении данных от систем ADS система FADEC переходит с«жёсткого» альтернативного режима на нормальный режим работы на оборотах, близким к оборотам малого газа без значительного изменения режима.

При работе системы FADEC в «мягком» или «жёстком» альтернативном режиме на EWD индицируется сообщение «ENG L(R) ALTERNATE MODE»

УПРАВЛЕНИЕ ТЯГОЙ АВТОМАТОМ ТЯГИ

В режиме «THRUST» A/T устанавливает заданный режим работы двигателя:

- на взлёте и при уходе на 2круг - взлётный режим
- в наборе высоты - режим тяги набора высоты [MCL]
- на снижении – режим малый газ.

В режиме «SPEED / ЧИСЛО М» A/T управляет тягой для сохранения заданной скорости или числа М, используя следующие диапазоны отклонения РУД:

- в крейсерском полете и в режиме ожидания - IDLE … MCL (MCT- при отказе одного двигателя).
- при заходе на посадку - IDLE … TO/GA.

При выходе на угол атаки “alfa floor” система управления самолетом подключает AT, РУДы выводятся на упор TO/GA, после чего A/T отключается.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

70.40 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Топливная система двигателя предназначена для подачи топлива с необходимыми параметрами расхода, давления и температуры к форсункам камеры сгорания.

Топливо из баков подается к основному топливному насосу, проходит через топливно-масляные теплообменники и фильтр к регулятору системы топливопитания и далее через расходомер и фильтр топливных форсунок поступает к форсункам камеры сгорания. Дополнительно отфильтрованное и подогретое топливо используется как рабочее тело в блоке управления приводами

Перекрывной топливный кран прекращает подачу топлива из топливных баков к двигателю при установке рычажного выключателя ENG MASTER L(R) в положение OFF или при нажатии кнопки-табло L(R) ENG FIRE .

Перекрывной топливный клапан высокого давления [HPSOV] прекращает подачу топлива к топливным форсункам для останова двигателя.

Клапан HPSOV закрывается:

- при установке выключателя ENG MASTER L(R) в положение OFF
- по сигналам от блока DECU
- по сигналам от блока защиты двигателя от раскрутки [EOSU]

ОСНОВНОЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС

Двухступенчатый основной топливный насос приводится во вращение от вала компрессора высокого давления через коробку приводов агрегатов и обеспечивает необходимое давление топлива. Топливо после центробежной ступени насоса низкого давления проходит через теплообменник генератора IDG, основной топливо-масляный теплообменник, основной топливный фильтр и после него направляется к ступени насоса высокого давления. Затем топливо через регулятор системы топливопитания направляется к топливным форсункам. Дополнительно фильтрованное и подогретое топливо используется как рабочее тело в блоке управления приводами.

ТОПЛИВО-МАСЛЯНЫЙ ТЕПЛООБМЕННИК

Топливо-масляный теплообменник двигателя предназначен для охлаждения топливом масла, смазывающего подшипниковые узлы двигателя. Теплообменник также обеспечивает нагрев топлива для защиты его от образования частиц льда.

© ЗАО «ГСС»

РЕГУЛЯТОР СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ

Функции регулятора системы топливопитания [FMU]:

- дозирование подачи топлива через форсунки в соответствии с программой регулирования блока DECU,
- прекращение подачи топлива к форсункам:
  - по команде пилота
  - по сигналам блока DECU
  - по сигналам блока EOSU

РЕГУЛИРОВАНИЕ РАСХОДА ТОПЛИВА

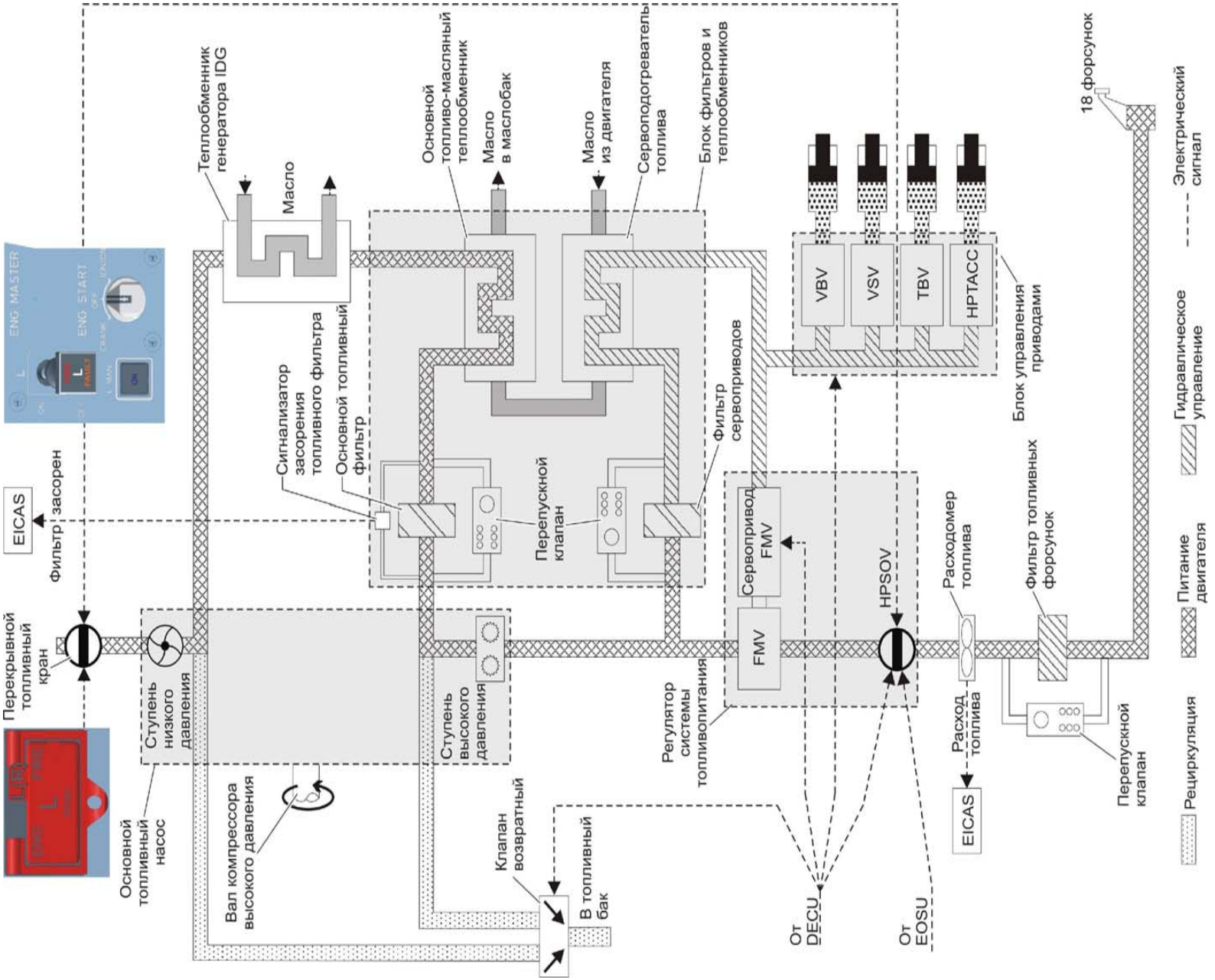
Клапан расхода топлива [FMV] в соответствии с программой регулирования блока DECU дозирует расход топлива, обеспечивая заданные обороты N1.

ЗАЩИТА ДВИГАТЕЛЯ ОТ РАСКРУТКИ

Блок защиты двигателя от раскрутки [EOSU] выдает сигнал на клапан HPSOV для прекращения подачи топлива в случае превышения оборотов N1 или N2.

© ЗАО «ГСС»

Схема топливной системы двигателя



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ВОЗВРАТНЫЙ КЛАПАН ТОПЛИВА

Возвратный клапан топлива [FRV] увеличивает количество топлива, проходящего через теплообменники, возвращая часть топлива обратно в топливные баки в случае увеличения температуры масла. Для уменьшения температуры топлива, направляемого в баки, теплое топливо после теплообменников смешивается с холодным топливом после центробежной ступени основного топливного насоса

На земле клапан FRV:

- открывается, если температура масла выше 100˚C и расход топлива менее 2100 кг/ч
- закрывается, если температура масла ниже 90˚C или расход топлива более 2300 кг/ч

В полёте клапан FRV:

- открывается, если температура масла выше 120˚C и расход топлива менее 2100 кг/ч
- закрывается, если температура масла ниже 110˚C или расход топлива более 2300 кг/ч

БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДАМИ

Блок управления приводами преобразует электрические сигналы блока DECU в гидравлические команды для управления положением следующих приводов:

- клапанов перепуска воздуха вентилятора [VBV]
- поворотных лопаток статора компрессора высокого давления [VSV]
- клапана перепуска воздуха компрессора высокого давления [TBV]
- системы активного регулирования зазоров турбины высокого давления [HPTACC]

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

70.50 МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Масляная система обеспечивает подвод масла к узлам трения, его отвод, очистку, охлаждение и суфлирование масляных полостей.

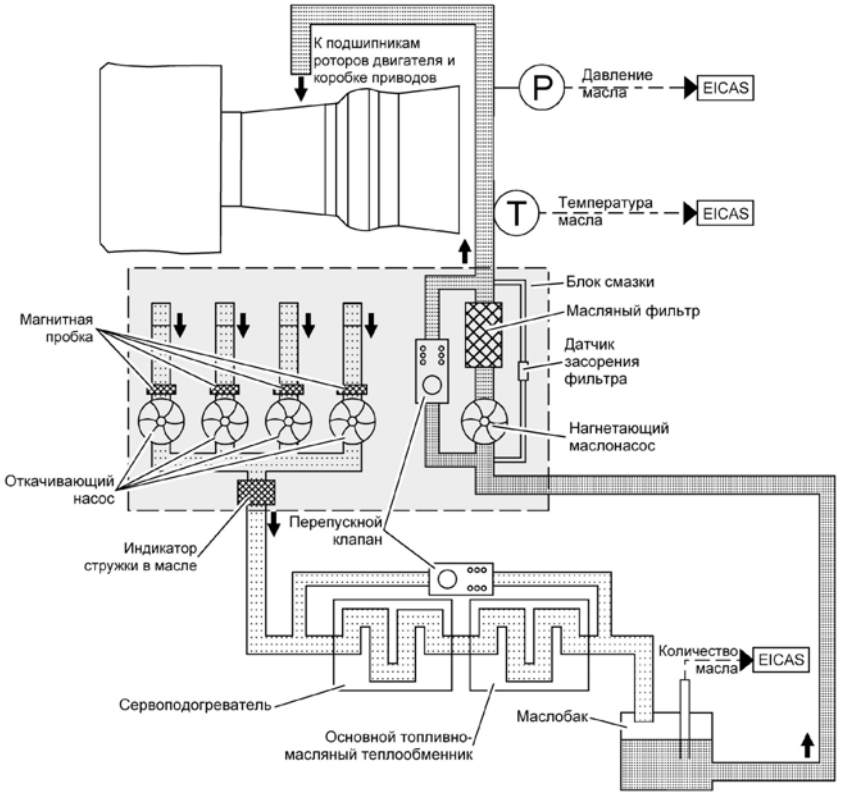
Основные компоненты масляной системы:

- маслобак
- нагнетающий и откачивающие маслонасосы, масляный фильтр, индикатор засорения фильтра, магнитные пробки, индикатор стружки в масле, конструктивно объединённые в блок смазки
- основной топливо-масляный теплообменник и сервоподогреватель
- перепускные клапаны, датчики, сигнализаторы.

Примечание: Сигналы о наличии стружки в масле и засорении маслофильтра передаются в DECU.

© ЗАО «ГСС»

СХЕМА МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ



© ЗАО «ГСС»

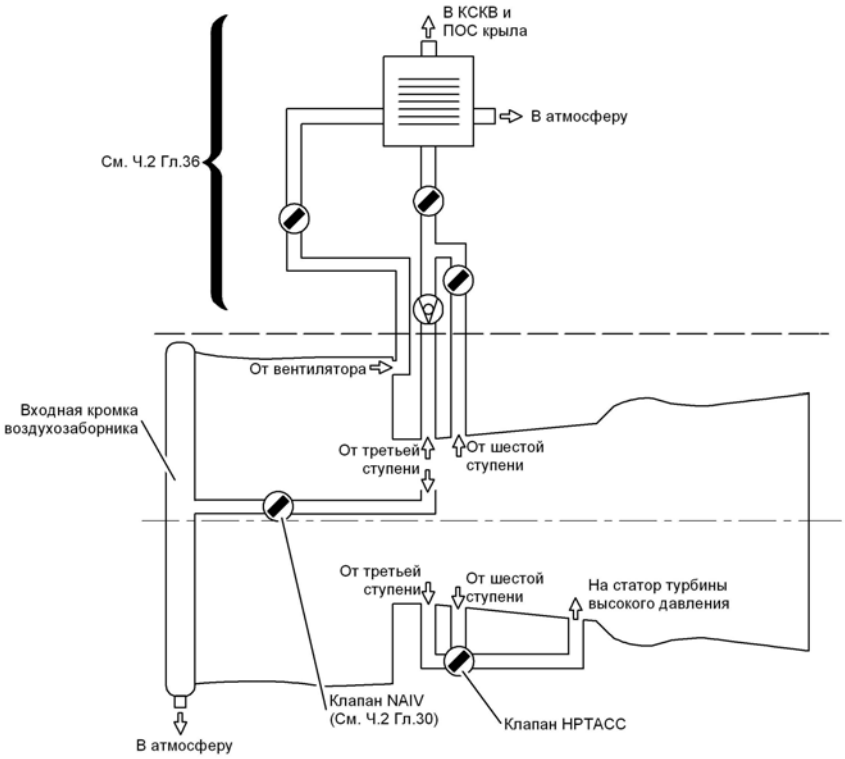
70.60 СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система отбора воздуха снабжает самолёт сжатым воздухом. Воздух отбираеется от 3 и 6 ступени компрессора высокого давления и используется:

- в пневматической системе (См. РЛЭ 2.36)
- в противообледенительной системе воздухозаборника двигателя (См. РЛЭ 2.30)
- для охлаждения узлов двигателя

СХЕМА СИСТЕМЫ ОТБОРА ВОЗДУХА



© ЗАО «ГСС»

ОХЛАЖДЕНИЕ

СИСТЕМА АКТИВНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ЗАЗОРОВ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ [HPTACC]

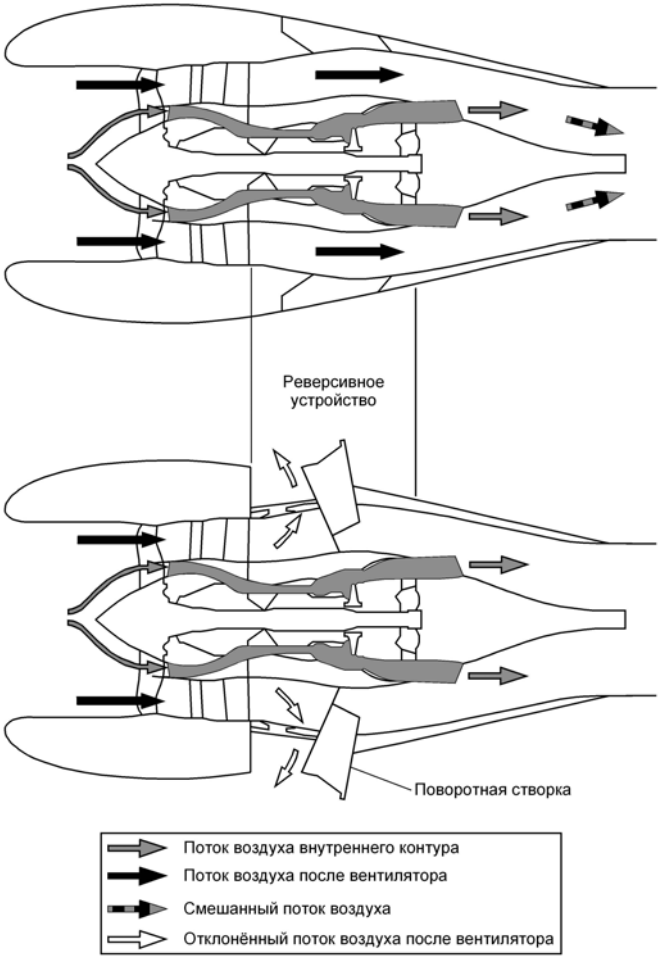
Система HPTACC регулирует радиальные зазоры между статором и рабочими лопатками турбины высокого давления, что повышает эффективность работы турбины высокого давления. Для регулировки зазоров клапан HPTACC изменяет параметры воздуха, охлаждающего статор турбины высокого давления. Клапаном HPTACC управляет система FADEC через блок управления приводами.

© ЗАО «ГСС»

70.70 СИСТЕМА РЕВЕРСИРОВАНИЯ ТЯГИ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Реверсивное устройство двигателя создает обратную тягу, отклоняя поток воздуха после вентилятора в обратном направлении с помощью двух поворотных створок.



© ЗАО «ГСС»

Реверсивные устройства каждого двигателя независимы друг от друга.

Привод створок реверсивного устройства получает гидропитание:

- левого двигателя от гидросистемы №1
- правого двигателя от гидросистемы №3.

Реверсивное устройство каждого двигателя состоит из:

- двух поворотных створок
- двух гидроцилиндров привода створок
- отсечного управляющего блока
- электрогидроклапанов и направляющего распределительного блока
- четырёх основных и двух дополнительных замков створок с концевыми выключателями
- датчиков углов поворота.

Поворотная створка удерживается в положении прямой тяги двумя основными и дополнительным замком, при включении реверсивного устройства поворачивается и удерживается в положении обратной тяги гидроцилиндром привода. Время поворота створок в положение обратной тяги - не более 3,5сек.

Состояние замков створок, положение створок, наличие давления в гидросистеме реверса передаётся в блок DECU для выработки сигналов для управления двигателем, формирования индикации о состоянии реверсивного устройства и текстовых сообщений.

УСЛОВИЯ СРАБАТЫВАНИЯ

Включение реверса возможно на земле при обжатии основных стоек шасси, при установке РУД в положение реверсирования тяги.

© ЗАО «ГСС»

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ

Безопасность использования реверсивного устройства обеспечивают:

- три независимых механических замка у каждой створки
- три электрических цепи управления агрегатами реверса.

Цепь управления отсечного управляющего блока по командам блока DECU подключает агрегаты реверса к гидросистеме самолёта.

Цепь управления клапана раскрытия основных замков створок управляется концентратором данных EIU и блоком DECU, получает электропитание от самолетной бортовой сети.

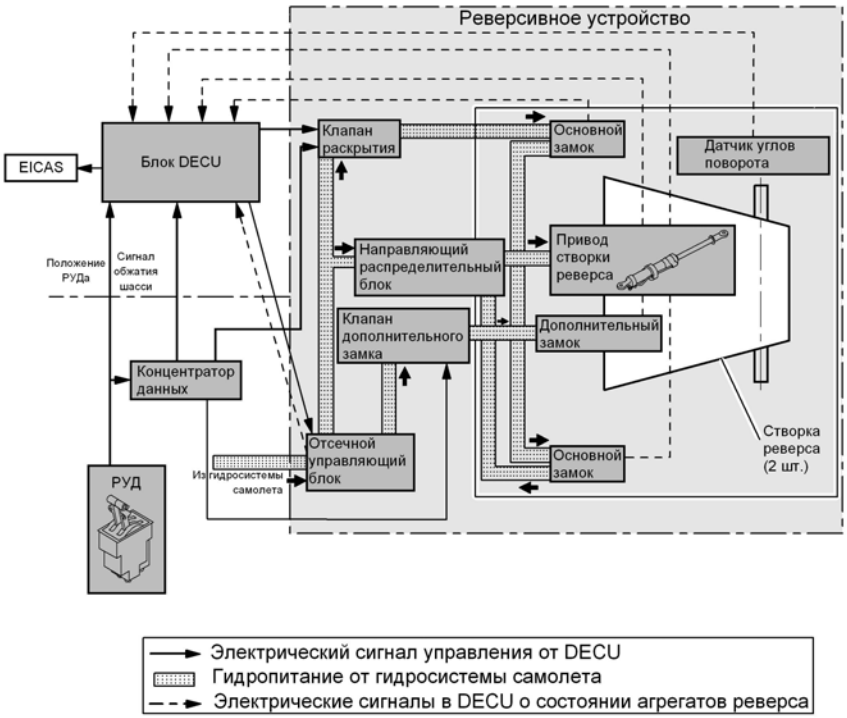
Цепь управления клапана дополнительного замка створок открывает дополнительный замок по команде от концентратора данных EIU.

При выполнении технического обслуживания для исключения поворота створок в положение обратной тяги рычаг блокировки включения на отсечном управляющем блоке стопорится в нажатом положении.

Для полёта с отключённым реверсивным устройством в систему управления реверса устанавливается специальный болт дезактивации.

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА

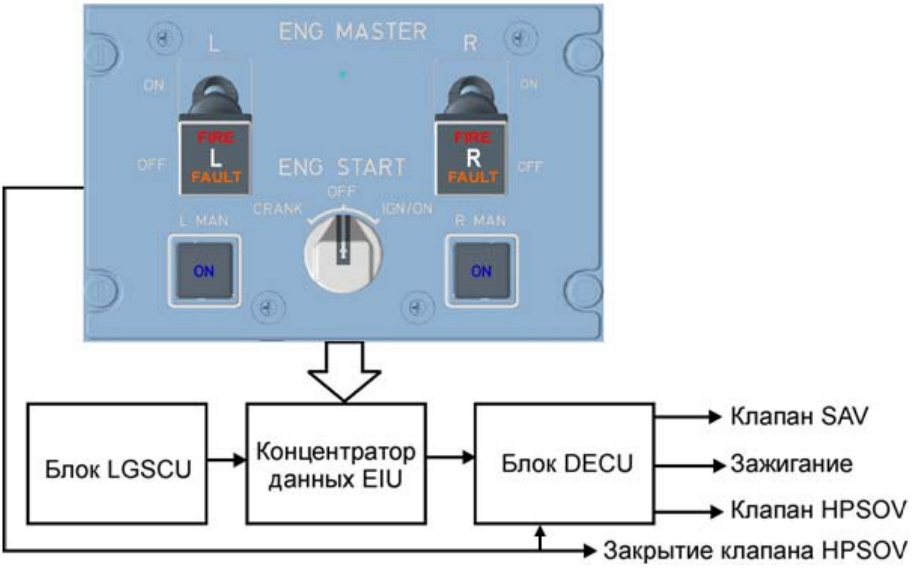


70.75 СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ И ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система FADEC управляет системой зажигания и запуска в соответствии с:

- положением переключателя ENG START
- положением выключателя ENG MASTER
- состоянием кнопки-табло MAN
- положения самолёта (на земле или в воздухе)

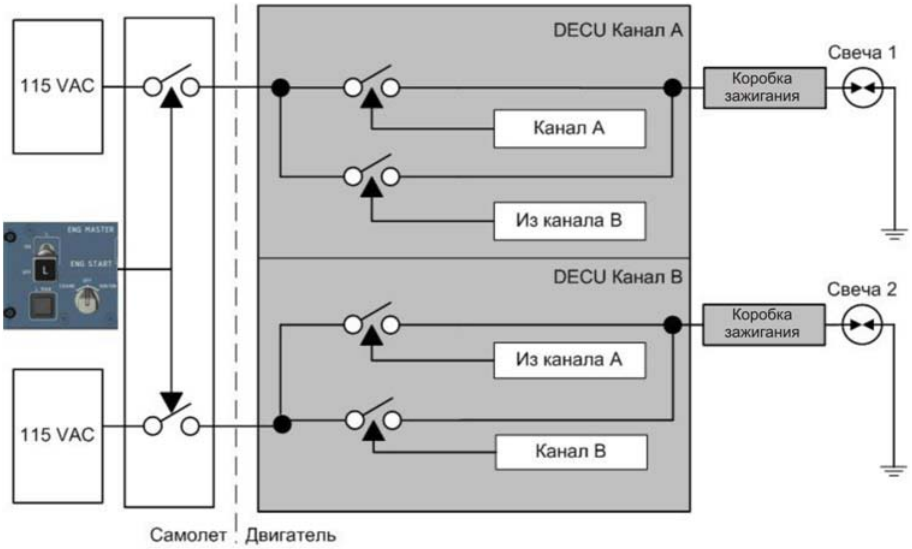


© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ

Система зажигания предназначена для воспламенения топлива при запуске двигателя на земле и в полёте. Система зажигания состоит из двух одинаковых независимых подсистем. Работой обоих подсистем зажигания может управлять каждый из двух каналов блока DECU. Подсистема зажигания состоит из коробки зажигания и свечи зажигания.

СХЕМА СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ



© ЗАО «ГСС»

РАБОТА СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ ЗАПУСКЕ

На земле

- Одна свеча начинает работать при достижении оборотов включения зажигания и отключается при достижении двигателем режима работы малый газ

В случае успешного запуска блок DECU автоматически меняет работающую свечу в последующем запуске
так, чтобы свечи работали поочерёдно.

В полёте

- Обе свечи начинают работать при установке переключателя ENG START в положение IGN / ON и

отключаются при установке переключателя ENG START в положение OFF.

РАБОТА СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ ПРИ РУЧНОМ ЗАПУСКЕ

- Обе свечи начинают работать при установке выключателя ENG MASTER L (R) в положение ON

и отключаются при достижении двигателем режима работы малый газ.

ПРОДОЛЖИТЕЛЬНАЯ РАБОТА СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ

Режим продолжительной работы зажигания включается для предотвращения срыва пламени в камере сгорания работающих двигателей при установке переключателя ENG START в положение IGN/ON.

На земле, после запуска двигателей, система зажигания отключается автоматически, поэтому для включения режима продолжительной работы зажигания в этом случае переключатель ENG START установить в положение OFF, а затем снова в положение IGN/ON.

РАБОТА СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ СРЫВА ПЛАМЕНИ

При обнаружении срыва пламени для восстановления горения в камере сгорания система FADEC включает обе свечи. Одновременно выдается CAS сообщение «ENG L(R) FLAME OUT».

Если нормальная работа двигателя восстанавливается, то сообщение снимается.

Если обороты N2 продолжают уменьшаться, то по команде системы FADEC:

- обе свечи отключаются
- закрывается клапан HPSOV
- открывается клапан воздушного турбостартера [SAV]
- выдается CAS сообщение «ENG L(R) FAIL».

© ЗАО «ГСС»

СИСТЕМА ЗАПУСКА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система запуска включает в себя воздушный турбостартёр и клапан воздушного турбостартера [SAV].
Клапан SAV управляет подачей сжатого воздуха из пневматической системы к турбостартёру. Работой клапана SAV управляет система FADEC. При отказе управления от системы FADEC на земле клапан SAV можно открыть вручную.
Система FADEC определяет отклонения параметров двигателя при запуске и выдает соответствующее CAS сообщение в случаях:

- невоспламенения топлива
- превышения предельной температуры запуска
- помпажа на запуске

При работе воздушного турбостартёра соблюдать следующие ограничения:

- Не превышать непрерывную работу стартёра более2 мин
- Выдерживать 10 с интервал между включением стартёра
- Выполнять не более 4-х последовательных включений стартёра.
- После 4-х последовательных попыток запуска выдерживать интервал не менее 5 мин

Примечание:При запуске двигателей о APU или от УВЗ допускается появление уведомляющего сообщения «ENG START LOW AIR PR». При этом возможно увеличение времени запуска или появлении повышенной EGT.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАПУСК

Последовательность работы клапана SAV, топливного клапана HPSOV и системы зажигания определяется системой FADEC.
В случае необходимости пилот может прервать автоматический запуск, установив выключатель ENG MASTER L (R) в положение OFF.

Примечание: Если пилот прерывал запуск на оборотах N2 = 17…36%, то после обесточивания самолёта при следующем подключении электропитания появится сообщение «FADEC SYS FLT»

© ЗАО «ГСС»

Прерывание автоматического запуска на земле

Если системе FADEC не удаётся устранить отклонения на запуске, то запуск автоматически прерывается по следующим причинам:

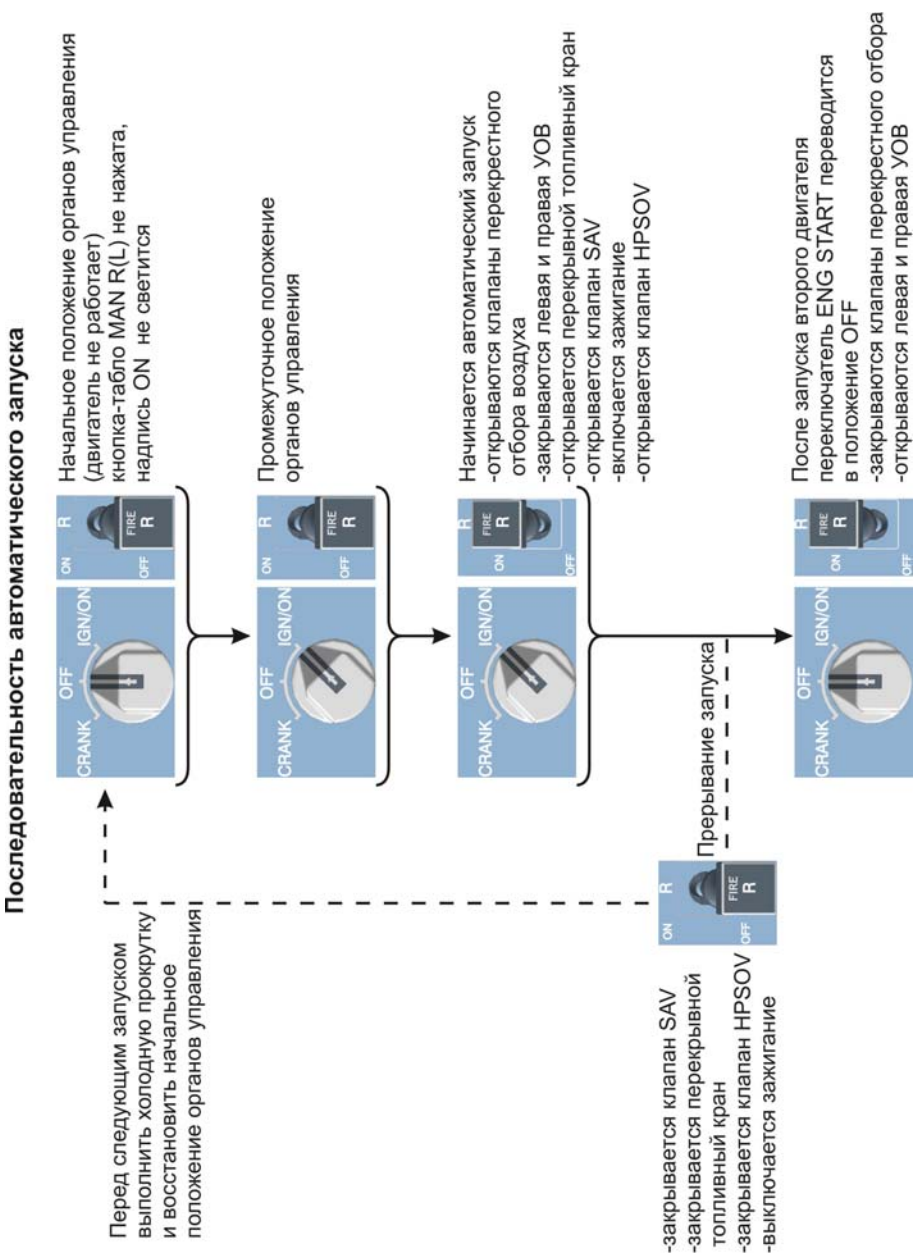
- превышение предельной температуры запуска (830˚C)
- превышение времени запуска (5 мин)
- помпаж на запуске
- невоспламенение топлива при повторном включении зажигания (для одного автоматического запуска)

Автоматический запуск в полете

Запуск в полёте автоматически не прерывается.

При запуске в полёте в зависимости от условий полёта система FADEC определяет возможность запуска от авторотации или, если обороты N2 недостаточны для запуска от авторотации, открывает клапан SAV. При запуске в полете при N2>16% система FADEC не подаёт команду на подключение воздушного стартера

© ЗАО «ГСС»


Последовательность автоматического запуска
Начальное положение органов управления (двигатель не работает) кнопка-табло MAN R(L) не нажата, надпись ON не светится
Промежуточное положение органов управления
Начинается автоматический запуск
-открываются клапаны перекрестного отбора воздуха
-закрываются левая и правая УОВ
-открывается перекрывной топливный кран
-открывается клапан SAV
-включается зажигание
-открывается клапан HPSOV
После запуска второго двигателя переключатель ENG START переводится в положение OFF
-закрываются клапаны перекрестного отбора
-открываются левая и правая УОВ
Перед следующим запуском выполнить холодную прокрутку и восстановить начальное положение органов управления
Прерывание запуска
-закрывается клапан SAV
-закрывается перекрывной топливный кран
-закрывается клапан HPSOV
-выключается зажигание
OFF
IGN/ON
CRANK
ON
R
FIRE
R
OFF

© ЗАО «ГСС»

РУЧНОЙ ЗАПУСК

Момент открытия топливного клапана HPSOV задаётся пилотом.

Система FADEC на оборотах N2=51% на земле (N2=55% в полёте) даёт команду на закрытие клапана SAV и при достижении двигателем режима работы малый газ отключает зажигание. При ручном запуске кнопка MAN противоположного двигателя должна находиться в положении AUTO. Пилот может прервать ручной запуск, установив выключатель ENG MASTER L (R) в положение OFF. При выполнении последующего запуска или холодной прокрутки запрещается переводить переключатель ENG START в положение IGN/ON или CRANC при нажатой кнопке MAN если обороты ротора N2 боле.47.5%.

Примечание:
Если пилот прерывал запуск на оборотах N2 = 17…36%, то после обесточивания самолёта при следующем подключении электропитания появится сообщение «FADEC SYS FLT»

Прерывание ручного запуска на земле

Система FADEC прерывает запуск по причинам:

- превышение предельной температуры запуска (830 ˚C)
- помпажа на запуске.

Помпаж на запуске

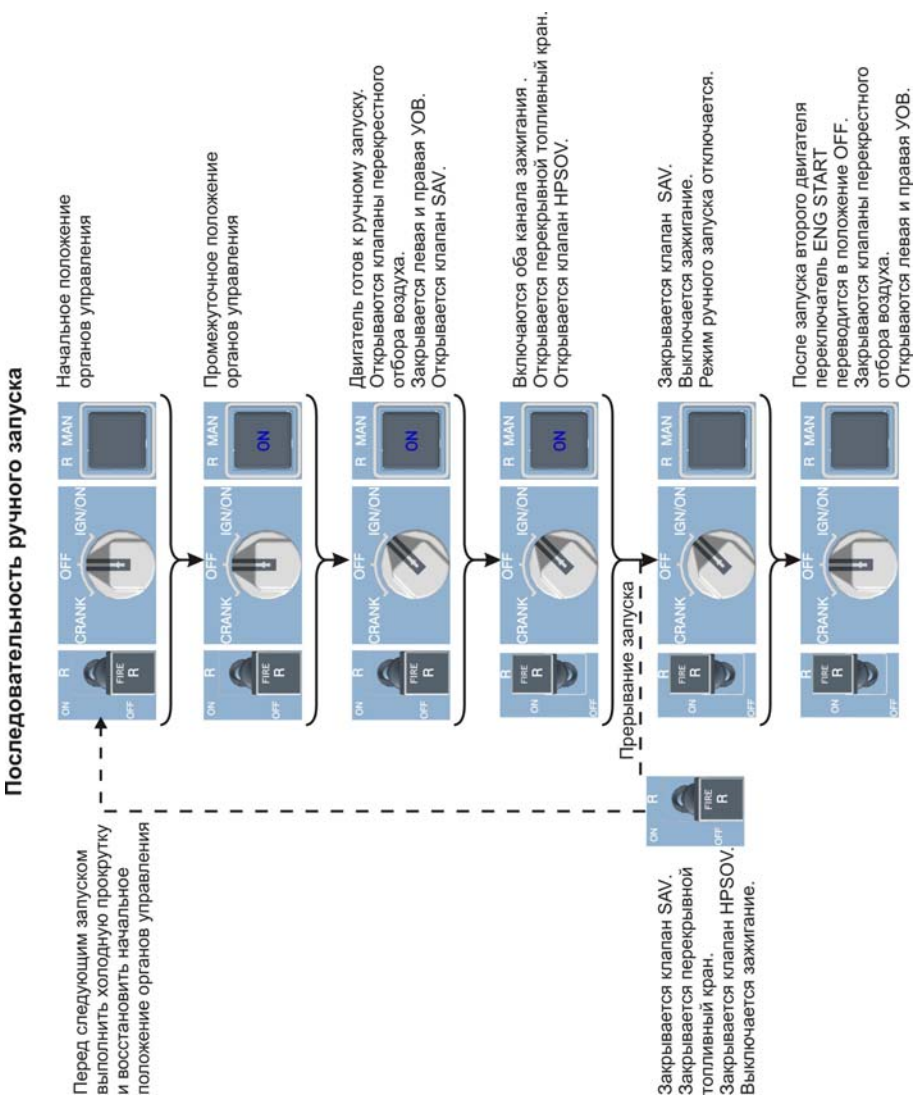
При обнаружении помпажа при автоматическом и ручном запуске на земле и в полёте система FADEC выдаёт CAS сообщение «ENG L(R) START STALL», включает обе свечи зажигания и меняет подачу топлива для устранения помпажа. Если помпаж не исчезает, то система FADEC прекращает попытки устранения помпажа. На земле система FADEC автоматически прерывает запуск с выдачей CAS сообщения «ENG L(R) START FAULT».

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ПРЕРЫВАНИЕ ЗАПУСКА НА ЗЕМЛЕ

При прерывании автоматического и ручного запуска система FADEC:

- выдаёт CAS сообщение «ENG L(R) START FAULT»
- закрывает клапан HPSOV
- выключает зажигание
- если N2<51% клапан SAV остается открытым 30сек
- если N2>51% клапан SAV открывается на 30сек после уменьшения N2 до 48%.

© ЗАО «ГСС»


Последовательность ручного запуска
Начальное положение органов управления
Промежуточное положение органов управления
Двигатель готов к ручному запуску.
Открываются клапаны перекрестного отбора воздуха.
Закрывается левая и правая УОВ.
Открывается клапан SAV.
Включаются оба канала зажигания .
Открывается перекрывной топливный кран.
Открывается клапан HPSOV.
Закрывается клапан SAV.
Выключается зажигание.
Режим ручного запуска отключается.
После запуска второго двигателя переключатель ENG START переводится в положение OFF.
Закрываются клапаны перекрестного отбора воздуха.
Открываются левая и правая УОВ.
Прерывание запуска
Перед следующим запуском выполнить холодную прокрутку и восстановить начальное положение органов управления
Закрывается клапан SAV.
Закрывается перекрывной топливный кран.
Закрывается клапан HPSOV.
Выключается зажигание.
CRANK
OFF
IGN/ON
R MAN
ON
FIRE
R

ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ

Холодная прокрутка выполняется для охлаждения двигателя, если перед запуском остаточная EGT>100˚C и удаления паров топлива после неудачной попытки запуска на земле.

Пилот может выполнить холодную прокрутку, если

- выключатель ENG MASTER L (R) находится в положении OFF
- кнопку MAN L (R) нажать (на ней появляется надпись ON)
- переключатель ENG START перевести в положение CRANK.

Пилот прерывает холодную прокрутку через 30 сек, для чего

- переключатель ENG START установить в положение OFF
- проверить закрытие клапана SAV
- нажать кнопку MAN L (R) (надпись ON гаснет).

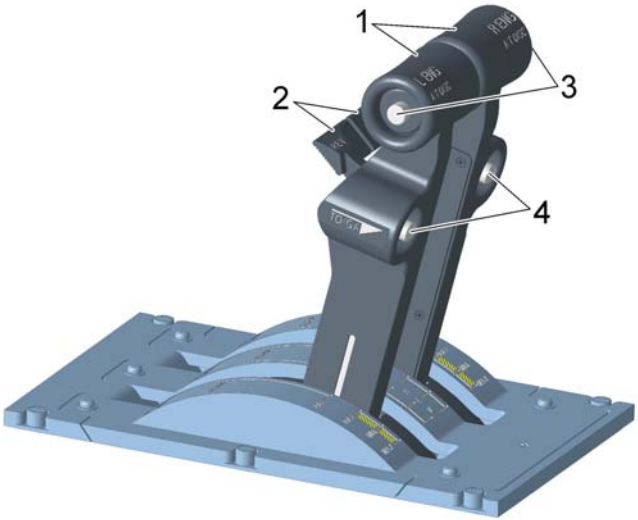
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

70.80 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИЯ

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ



1 Рычаг управления двигателем

2 Защелка установки РУД в положение реверсирования тяги

Перемещение РУД в положение режима реверсирования тяги заблокировано, если соответствующая защелка не поднята и РУД не находится в положении IDLE

3 Кнопка отключения автомата тяги A/T DISC

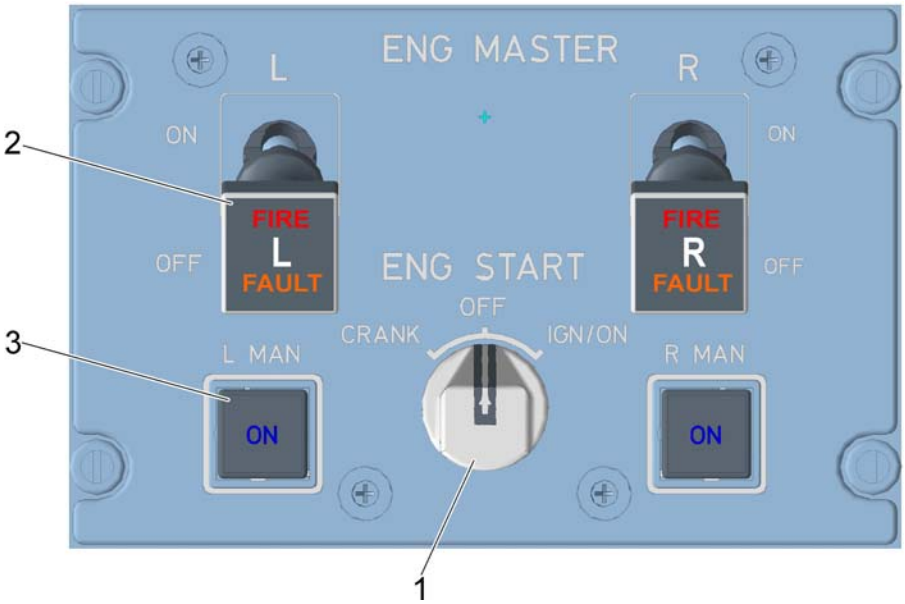
Подробнее см. РЛЭ Часть 2 Глава 22

4 Кнопка выбора режима взлетный/ухода на второй круг TO/GA

Подробнее см. РЛЭ Часть 2 Глава 22

© ЗАО «ГСС»

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ



1 Трехпозиционный переключатель ENG START

CRANK	:	открывается воздушная заслонка стартера, если кнопка-табло MAN L (R) находится в положение ON, воспламенения нет.
OFF	:	снятие сигналов подготовки запуска двигателя
IGN/ON	:	подготовка запуска на неработающем двигателе; постоянная работа свечей зажигания на работающем двигателе

2 Рычажный выключатель ENG MASTER L(R)

ON	:	открывается топливный клапан двигателя HPSOV инициируется процесс запуска двигателя
OFF	:	закрывается топливный клапан двигателя HPSOV двигатель выключается
FAULT	:	светится при поступлении сигнала FAIL в случае снижения оборотов N2 ниже малого газа (*)

(*) Временно подсвет сигнализатора FAULT отсутствует

© ЗАО «ГСС»

3 Кнопка-табло MAN L (R) (нажимная с арретиром)

ON : инициируется ручной режим запуска двигателя (включается индикация ON голубого цвета)

ОТКЛ : инициируется автоматический режим запуска двигателя

ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ



1 Кнопка-табло ENG APR

Кнопка-табло ENG APR, под защитным колпачком, позволяет экипажу заблокировать автоматическое включение режима [APR] в случае отказа одного двигателя при выполнении взлета или ухода на второй круг с целью сохранения ресурса работающего двигателя.

Блокировка автоматического включения режима [APR] разрешается, если максимальная взлетная масса [MTOW] не превышает TBD кг и выполняется экипажем перед выполнением взлета.

OFF : Надпись светится белым цветом, автоматическое включение режима [APR] заблокировано.
На индикаторе [EWD] отображается текстовое сообщение APR SW OFF

Надпись не светится : выбрано автоматическое включение режима [APR]

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Основные параметры двигателей постоянно отображаются на дисплее двигателя и предупреждений [EWD].

Вторичные параметры двигателей отображаются на мнемокадре, который вызывается на индикатор [MFD] нажатием кнопки ENG/APU.

ИНДИКАЦИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ



1 Индикатор оборотов ротора компрессора низкого давления N1 %

© ЗАО «ГСС»



1.1 Текущее значение оборотов N1

Текущее значение оборотов N1 определяется по шкале стрелочного индикатора и на цифровом индикаторе. Цвет стрелки указателя и значения на цифровом индикаторе меняется в зависимости от диапазона эксплуатации



: обороты N1 в пределах рекомендуемых значений



: режим работы двигателя (от оборотов превышающих обороты режима [МСТ] и до оборотов 105% включительно) использование, которого ограниченно по времени.



: обороты N1 превысили значение эксплуатационного ограничения (обороты N1 более 105%)



: отсутствие данных или данные недостоверны

1.2 Индекс заданных оборотов N1

Индекс потребных оборотов N1 указывает диапазон между текущими оборотами N1 и оборотами N1, соответствующими текущему углу положения РУД [TLA]. Сектор индикатора указывает диапазон между текущими оборотами N1 и оборотами N1, соответствующими установленному углу положения РУД [TLA]

© ЗАО «ГСС»

1.3 Индекс заданных оборотов N1 для автомата тяги [AT]

Индекс заданных оборотов N1 автомата тяги [AT] индицируется только при подключенном автомате тяги [AT]

1.4 Повышенные обороты N1

Сектор янтарного цвета на шкале указателя определяет диапазон повышенных оборотов двигателя использование, которого ограниченно по времени (от оборотов превышающих обороты режима [MCT] и до оборотов 105% включительно).

1.5 Предельные обороты N1

Сектор красного цвета на шкале указателя определяет диапазон предельных оборотов двигателя (более 105%) превышение, которого недопустимо ни при каких обстоятельствах.

1.6 Обозначение оборотов ротора компрессора низкого давления N1 и единиц измерения %

1.7 Индикатор включения режима реверсирования



: РУД находится в секторе РЕВЕРС, створки реверса в положении полного раскрытия



: РУД находится в секторе РЕВЕРС, створки реверса в положении неполного раскрытия



: отсутствие данных или данные недостоверны

Индикации нет : РУД не находится в секторе РЕВЕРС,

2 Индикатор температуры выходящих газов EGT ^{0}C

© ЗАО «ГСС»



2.1 Текущее значение температуры

Текущее значение температуры EGT определяется по шкале стрелочного индикатора и на цифровом индикаторе. Цвет стрелки и значений на цифровом индикаторе меняется в зависимости от диапазона эксплуатации



: температура в пределах рекомендуемых значений



: требуется повышенный контроль за температурой [EGT]



: температура превысила значение эксплуатационного ограничения



: отсутствие данных или данные недостоверны

2.2 Повышенные значения температуры [EGT]

Сектор янтарного цвета на круговой шкале определяет диапазон температуры [EGT] от 936 ºC до 972 ºC после выхода двигателя на режим МГ

Примечание: *При выполнении запуска двигателя сектор янтарного цвета на круговой шкале ограничен значениями температуры [EGT] от 500ºC до предельной температуры на запуске 830ºC*

При работе двигателя янтарный сектор на круговой шкале ограничен значением температуры [EGT] от 936˚C до температуры 972˚C

© ЗАО «ГСС»

2.3 Предельная температура [EGT]

Сектор красного цвета на круговой шкале определяет предельный диапазон температуры [EGT] (от температуры более 830 ºC при запуске или 972ºC при работающем двигателе).

Примечание: На земле при выполнении запуска при достижении предельной температуры 830 ºC происходит автоматический останов двигателя

3 Индикатор оборотов ротора компрессора высокого давления N2 %



: обороты N2 в пределах рекомендуемых значений



: обороты N2 превысили значение эксплуатационного ограничения (более 110% N2)


: отсутствие данных или данные недостоверны

4 Индикатор мгновенного расхода топлива FF KG/HR



: текущий расход топлива, вычисленный блоком DECU (вычисляется с помощью датчика массового расхода топлива двигателя)


: отсутствие данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

5 Индикатор режима работы двигателя

Режимы работы каждого двигателя вычисляются соответствующим блоком [DECU] по положению РУД и передаются для индикации на EWD.

MAX	:	РУД установлен в положение «максимальный режим»
MAX	:	РУД установлен в положение «максимальный режим», обороты N1 соответствуют заданному режиму
TO/GA	:	РУД установлен в положение «взлетный/уход на второй круг»
TO/GA	:	РУД установлен в положение «взлетный/уход на второй круг», обороты N1 соответствуют заданному режиму
MCT	:	РУД установлен в положение «максимальный продолжительный режим»
MCT	:	РУД установлен в положение «максимальный продолжительный режим», обороты N1 соответствуют заданному режиму
CLIMB	:	РУД установлен в положение «режим набора высоты»
CLIMB	:	РУД установлен в положение «режим набора высоты», обороты N1 соответствуют заданному режиму
IDLE	:	РУД установлен в положение «малый газ»
IDLE	:	РУД установлен в положение «малый газ», обороты N1 соответствуют заданному режиму
XXXX	:	отсутствие данных или данные недостоверны
Индикации нет	:	РУД находится в промежуточном положении

6 Индикатор достижения ограничений установленного режима при автоматическом управлении двигателями

A/T LIM	:	В случае достижения верхнего ограничения оборотов установленного режима или нижнего ограничения режима малого газа при автоматическом управлении двигателями

7 Индикатор режима пониженной взлетной тяги

FLX -	:	Режим работы двигателя с пониженным значением взлетной тяги
80 %	:	заданное значение оборотов N1 на взлетном режиме с пониженным значением тяги
35 °C	:	заданное значение предполагаемой температуры TFLX ,введенной экипажем на пульте MCDU

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ ВТОРИЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ



© ЗАО «ГСС»

1 Название мнемокадра силовой установки

2 Индикатор давление масла OIL PRESS



2.1 Текущее давление масла

Текущее значение давления масла определяется по круговой шкале положением стрелочного индикатора и на цифровом индикаторе. Цвет стрелки указателя и значения на цифровом индикаторе меняется в зависимости от текущего значения давления



: давление масла в пределах рекомендуемых значений



: пониженное давление масла в пределах эксплуатационных ограничений, но требует повышенного контроля от экипажа



: давление масла ниже эксплуатационного ограничения



: отсутствие данных или данные недостоверны

2.2 Минимально давление масла

Сектор янтарного цвета на шкале указателя определяет диапазон давления масла (до значения 13 PSI включительно), требует повышенного контроля от экипажа

© ЗАО «ГСС»

2.3 Минимально допустимое давление масла

Сектор красного цвета на шкале указателя определяет диапазон давления масла (от значения менее 13 PSI) использование, которого недопустимо ни при каких обстоятельствах.

3 Индикатор температуры масла OIL TEMP ^{0}C



: температура масла в пределах рекомендуемых значений



: температура масла требует повышенного контроля от экипажа (достигла 140^{0}C)



: температура масла превысила значение эксплуатационного ограничения (выше 140^{0}C в течении 15 мин или выше155^{0}C)



отсутствие данных или данные недостоверны

4 Индикатор количества масла OIL QTY %



: количество масла в пределах рекомендуемых значений



: количество масла ниже значения эксплуатационного ограничения (менее 30%)



: отсутствие данных или данные недостоверны

5 Индикатор вибрации VIB



: уровень вибрации в пределах рекомендуемых значений



: уровень вибрации превысила значение эксплуатационного ограничения



: При значениях вибраций менее 0,1 или при неработающем двигателе

6 Индикатор израсходованного топлива F.USED KG



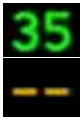
: текущее значение израсходованного топлива, вычисленное расходомером



: отсутствие данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

7 Индикатор давления воздуха отбираемого от двигателя AIR PRESS PSI



: текущее значение давления воздуха отбираемого от двигателя

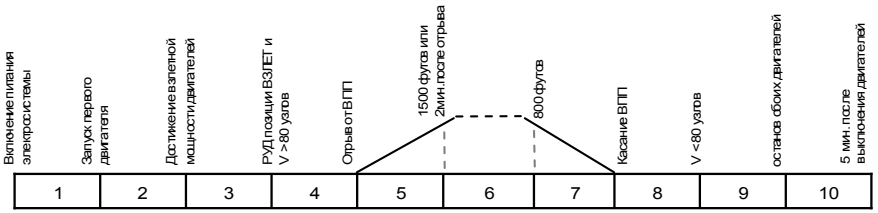
: отсутствие данных или данные недостоверны

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

70.85 СИГНАЛИЗАЦИЯ



ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) OIL TEMP OVERLIMIT Левый (правый) двигатель температура масла выше допустимой *Температура масла выше140°C держится больше 15 мин. или выше 155°C.*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	нет	1,4,5,7,8,10
ENG L(R) OIL HI TEMP Левый (правый) двигатель высокая температура масла *Температура масла выше 140°C.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4,5,7,8
ENG L(R) OIL LO PR Левый (правый) двигатель низкое давление масла *Давление масла ниже 13 PSI.*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN		1,2,5,7,9,10
ENG L(R) OIL LO LVL Левый (правый) двигатель низкий уровень масла *Уровень масла ниже 4 л. Время полёта не более 2 часов.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) OVSPD Левый (правый) двигатель превышение оборотов N1 или N2 *Обнаружено превышение оборотов N1 или N2. Происходит автоматическое выключение двигателя.*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	нет	1,10
ENG L(R) OVSPD PROT FAULT Левый (правый) двигатель отказ защиты от превышения оборотов *Неисправность системы защиты от превышения оборотов двигателя. Ситуация может привести к неконтролируемому превышению оборотов.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		4,5,7,8
ENG L(R) OVERTHR PROT FAULT Левый (правый) двигатель отказ защиты от превышения тяги *Неисправность системы защиты от превышения тяги. Ситуация может привести к неконтролируемому превышению тяги.*				3,4,5, 7, 8
ENG L(R) START VLV NOT CLSD Левый (правый) двигатель не закрыт клапан воздушного стартера *Не возможность закрытия клапана воздушного стартера. Риск повреждения воздушного стартера, если обороты N2 увеличится выше режима МГ (IDLE).*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN		4,5,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) START VLV NOT OPEN Левый (правый) двигатель не открыт клапан воздушного стартера *Не возможность открытия клапана воздушного стартера, вследствие чего невозможно осуществить запуск двигателя воздушным стартером.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
ENG L+R FUEL FILTER CLOG Засорение топливных фильтров *Топливные фильтры левого и правого двигателя засорены.*				4,5,7,8
ENG L(R) FUEL VLV NOT CLSD Левый (правый) двигатель не закрыт перекрывной кран топлива *Невозможность закрытия перекрывного крана топлива может привести к невозможности выключения двигателя.*				3,4,5,7,8
ENG L(R) FUEL VLV NOT OPEN Левый (правый) двигатель не открыт перекрывной кран топлива *Невозможность открытия перекрывного крана топлива приведет к невозможности использования двигателя.*				4,5,7,8
ENG L(R) IGN 1 + 2 FAULT Левый (правый) двигатель зажигание 1 и 2 неисправны *Отказ зажигания левого (правого) двигателя приводит к невозможности запуска двигателя.*	нет	нет		1,3,4,5,7,8, 10

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) FUEL CTRL FAULT Левый (правый) двигатель потеря управления подачей топлива *Неисправность блока DECU, ведущая к последующей неконтролируемой частичной или полной потери тяги или превышению по тяге.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	1,4,5,7,8,10
ENG L(R) ALTERNATE MODE Левый (правый) двигатель альтернативный режим *Режимы управления тягой при потере данных от CBC может привести к увеличению тяги*				
ENG L SENSOR FAULT Левый (правый) двигатель отказ датчиков *Двойной отказ основных датчиков двигателя: оборотов, температуры на входе в компрессор высокого давления и давления перед камерой сгорания. Ситуация может привести к увеличению времени приёмистости двигателя и частичной потере тяги.*				4,5,7,8
ENG L(R) DECU FAULT Левый (правый) двигатель отказ блока DECU *Отказ обоих каналов блока DECU. Может произойти потеря управления двигателем.*				
ENG L(R) EIU FAULT Левый (правый) двигатель отказ EIU *Потеря всех данных EIU. Невозможность ручного режима запуска двигателя.*				1,3,4,5,7,8, 10

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) THR LEVER FAULT Левый (правый) двигатель отказ рычага управления *Отказ РУД. Может произойти потеря управления тягой*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	нет
ENG L(R) REV UNLOCKED Левый (правый) двигатель створка реверсивного устройства не на замке *Отсутствие полной блокировки реверсивного устройства левого (правого) двигателя при отсутствии команды на включение реверсивного устройства. Реверсивное устройство левого (правого) двигателя будет заблокировано системой FADEC до конца полёта (реверс не раскроется) даже при пропадании CAS сообщения.*				4,5,8
ENG L(R) REV FAULT Левый (правый) двигатель отказ реверсивного устройства *Отказ блоков и элементов реверсивного устройства. Реверсивное устройство левого (правого) двигателя будет заблокировано системой FADEC до конца полёта (реверс не раскроется) даже при пропадании CAS сообщения.*				3,4,5

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) BLEED STATUS FAULT Левый (правый) двигатель. не имеет информации о конфигурации системы СКВ *Блок DECU не получает информацию о состоянии СКВ, отборов воздуха, положении клапана ПОС. Ситуация может привести к увеличению давления в системе отбора и увеличение температуры выходящих газов (EGT) во время режима TOGA.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
ENG DUAL FAILURE Отказ двух двигателей *Обороты N2 левого и N2 правого двигателей ниже оборотов малого газа (IDLE) с переключателями ENG MASTER L и R в положении ON*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	TBD	1,10
ENG L(R) FAIL Левый (правый) двигатель отказ *Обороты N2 левого (правого) двигателя ниже оборотов малого газа(IDLE) с переключателем ENG MASTER L (R) в положении ON*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	1,10
ENG L(R) LOW THRUST Левый (правый) двигатель низкая тяга *Фактическая тяга двигателя ниже заданной тяги* *Разница между ожидаемыми и фактическими оборотами N1 менее 34,5%* *.Сообщение появляется на оборотах N1 более 46%*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) APR MODE Левый (правый) двигатель режим APR *Включается режим APR с увеличением тяги на 10 % на левом (правом) двигателе (при потере 90% заданной тяги на противоположном двигателе).*	нет	нет	нет	1,6,9,10
ENG L(R) OVER THRUST Левый (правый) двигатель превышение по тяге *Фактическая тяга двигателя выше заданной тяги.* *Сообщение появляется при разнице между ожидаемыми и фактическими оборотами N1 менее 12,3%. Если самолет на земле, включается режим TCM с автоматическим остановом двигателя.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		1,4,5,10
ENG L(R) STOP TCM MODE Левый (правый) двигатель остановлен режимом TCM *Автоматический останов двигателя режимом TCM, если самолет на земле.*				1,4,5,6,7,10
ENG L(R) IMPENDING STALL Левый (правый) двигатель приближается помпаж *Обнаружен приближающийся помпаж двигателя. Ситуация которая может привести к частичной или полной потере тяги. Потеря тяги может быть обратима.*				1,4,5,7,8,10
ENG L(R) STALL Левый (правый) двигатель помпаж *Помпаж левого (правого) двигателя N2 <50%.*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN		1,10

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R)HI N1 Левый (правый) двигатель повышенные обороты N1 Обороты N1 ротора компрессора низкого давления выше заданных РУД. Ситуация может привести к раскрутке двигателя.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUTT	нет	1,4,8,10
ENG L(R) HI N2 Левый (правый) двигатель повышенные обороты N2 Обороты ротора компрессора высокого давления выше заданных РУД. Ситуация может привести к раскрутке двигателя.				
ENG L(R) HI EGT Левый (правый) двигатель повышенная температура выходящих газов Температура выходящих газов более 936˚С на режимах малый газ и выше. Ситуация может привести к превышению эксплуатационных ограничений температуры выходящих газов (EGT), если используется режим MAX.				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) N1 OVERLIMIT Левый (правый) двигатель обороты N1 выше эксплуатационных ограничений *Обороты N1 ротора компрессора низкого давления выше эксплуатационных ограничений. Возможно механическое повреждение двигателя вследствие превышения оборотов ротора компрессора низкого давления.*	Повторяющиеся удары колокола	Кнопка-табло WARN	нет	1,4,8,10
ENG L(R) N2 OVERLIMIT Левый (правый) двигатель обороты N2 выше эксплуатационных ограничений *Обороты N2 ротора компрессора высокого давления выше эксплуатационных ограничений. Возможно механическое повреждение двигателя вследствие превышения оборотов ротора компрессора высокого давления.*				
ENG L(R) EGT OVERLIMIT Левый (правый) двигатель температура выходящих газов выше эксплуатационных ограничений *Температура выходящих газов (EGT) выше эксплуатационных ограничений. Ситуация может привести к сокращению срока эксплуатации и механическому повреждению, если она продолжительная.*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) A/C TYPE DISAGREE Несоответствие между тягой левого (правого) двигателя и типом самолета *Несоответствие тяги из-за настроек левого (правого) двигателя типа самолета.*	нет	нет	нет	3,4,5,6,7,8,9,10
ENG FLEX TEMP OUT OF RNG Температура FLEX вне диапазона *Значение температуры режима FLEX установлено экипажем вне диапазона.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		1,4,5,6,7,8,10
ENG L(R) HI VIB Левый (правый) двигатель повышенная вибрация *Уровень вибрации более 0,4 в течении 2 секунд*				1,4,5,7,8,10
ENG L(R) START FAULT Отказ левого (правого) двигателя на запуске *Отказ двигателя при запуске, связанный с тем, что на земле температура выходящих газов выше эксплуатационных ограничений или время запуска превышено.*				3,4,5,6,7,8
ENG L(R)START FAULT NO IGN Левый (правый) двигатель отказ на запуске, нет поджига топливовоздушной смеси *Отказ запуска двигателя - нет воспламенения топливовоздушной смеси в камере сгорания.*				3,4,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG START LOW AIR PR Низкое давление воздуха при запуске Обнаружено низкое давление воздуха в канале воздушного стартера во время запуска.	нет	нет	нет	3,4,7,8
ENG L(R) START STALL Левый (правый) двигатель помпаж при запуске Падение зависание оборотов левого (правого) двигателя в процессе запуска.	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		
ENG L(R) T/O TIME LIMIT Левый (правый) двигатель предел по времени использования взлётного режима *Превышение ограничения по времени работы двигателя на взлетном режиме. Ситуация может привести к уменьшению ресурса двигателя.*				1,3,4,8,9,10
ENG L(R) T/O TIME LIMIT 30S Левый (правый) двигатель 30 сек. до ограниченя по времени использования взлетного режима *30 секунд до ограничения по времени использования взлетного режима.*	нет	нет		1,3,4,5,7,8, 9,10
ENG L(R) MAX TIME LIMIT Левый (правый) двигатель предел по времени использования режим MAX *Достигнут предел по времени использования режима MAX. Ситуация может привести к сокращению ресурса двигателя.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		1,3,4,8,9,10

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) MAX TIME LIMIT 30S Левый (правый) двигатель зо сек. до ограниченя по времени использования режима MAX *30 секунд до ограничения по времени использования режима MAX.*	нет		нет	1,3,4,5,7,8, 9,10
ENG L(R) FLAME OUT Левый (правый) двигатель погасание в камере сгорания *Обнаружено погасание (срыв пламени) в камере сгорания двигателя. Ситуация может привести к выключению двигателя.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		1,4,5,7,8,10
ENG L(R) REV PRESSURIZED Левый (правый) двигатель реверсивное устройство под давлением *Реверсивное устройство под давлением в отсутствие команды на включение реверсивного устройства.*				4,5,8
ENG APR SW OFF APR выключен *Автоматическое включение режима APR заблокировано*	нет	нет		6,8,9,10
ENG L(R) FRV NOT CLSD Левый (правый) двигатель не закрыт клапан возврата топлива *Невозможность закрытия клапана возврата топлива*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		3,4,5,7,8
ENG L(R) FRV NOT OPEN *Левый (правый) двигатель не открыт клапан возврата топлива* *Невозможность открытия клапана возврата топлива*				

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) EOSU HI TEMP Левый (правый) двигатель высокая температура блока EOSU *Температура блока EOSU левого (правого) двигателя выше 110ºC. Потеря работоспособности блока EOSU.*	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT	нет	3,4,5,7,8
ENG L(R) DECU HI TEMP Левый (правый) двигатель высокая температура блока DECU *Температура блока DECU левого (правого) двигателя выше 110ºC.*				
ENG L(R) COMP_CTRL_FAULT Левый (правый) двигатель отказ механизации компрессора *Двойной отказ в цепях управления клапана перепуска воздуха или регулируемых лопаток статора компрессора. Это приводит к автоматическому переводу клапана перепуска воздуха или регулируемых лопаток статора компрессора в «безопасное» положение.*				4,5,7,8
ENG L(R) FADEC SYS FAULT Левый (правый) двигатель отказ системы FADEC *Отказ системы FADEC, в том числе и отказы, которые не имеют своих CAS сообщений.*				3,4,5,6,7,8

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ		Заблокировано на этапах полета
		Основная	Дублирующая	
ENG L(R) THR CHAN DISAGREE Левый (правый) двигатель рассогласование датчиков положения руд больше допустимого	нет	нет	нет	3,4,5,7,8
ENG L(R) VIB DET FAULT Отказ системы контроля вибраций	Одинарный удар колокола	Кнопка-табло CAUT		

© ЗАО «ГСС»

70.90 ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

ПОТРЕБИТЕЛИ			Нормальное электрообеспечение		Аварийное электрообеспечение	
			AC	DC	AC	DC
FADEC (DECU)	канал 1	Левый двигатель			AC INV	
		Правый двигатель			AC INV	
	канал 2	Левый двигатель	R AC			
		Правый двигатель	L AC			
Клапан HP SOV	Левый двигатель					L DC ESS-1
	Правый двигатель					R DC ESS-2
Перекрывной кран топлива	Левый двигатель					L DC ESS-1
	Правый двигатель					R DC ESS-2
Свеча зажигания левого двигателя	1-ая				AC INV	
	2-ая				L AC ESS-3	
Свеча зажигания правого двигателя	1-ая				AC INV	
	2-ая				R AC ESS-4	
AEVMS					L AC ESS-3	

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СУХОЙ
ГРАЖДАНСКИЕ САМОЛЕТЫ
Компания "Сухого" и "Алении Аэронаутики"



САМОЛЕТ RRJ-95B

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
(в четырех частях)

M7.92.FCOM.000.000.RU
Ревизия A

ЧАСТЬ 3
CMA-9000 FMS

00.00 СОДЕРЖАНИЕ

00.10 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ 1

ПРЕДИСЛОВИЕ 1

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА 1

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ 2

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ 3

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ 4

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ 5

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ 6

00.20 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.40 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1

00.50 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ 2

СОКРАЩЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ 19

00.60 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ 1

00.70 ПЕРЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.10 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ПРЕДИСЛОВИЕ

Руководство по летной эксплуатации самолета (РЛЭ) разработано на основании Летного руководства, одобренного Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета.

ЗАО«ГСС» стремится к тому, чтобы информация, опубликованная в РЛЭ, соответствовала информации, содержащейся в Летном руководстве.

При обнаружении разночтений приоритет должен быть отдан Летному руководству.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА

РЛЭ распространяется на самолеты RRJ-95B.

Данные, приведенные на странице РЛЭ, применимы к самолетам, серийный заводской номер которых указан в поле нижнего колонтитула страницы и соответствуют конфигурации, которую имел самолет при выпуске с завода с учетом доработок, выполненных по сервисным бюллетеням.

© ЗАО «ГСС»

НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ

РЛЭ разработано для использования летным составом, имеющим соответствующую общую летную и техническую подготовку и обладающий знаниями и навыками необходимыми для эксплуатации многодвигательного самолета, его систем и оборудования, в объеме, определяемом условиями допуска к полетам на самолете данного типа.

Летный состав должен обладать знаниями английского языка не ниже II-го уровня по требованиям ИКАО.

Руководство предназначено для использования при выполнении полета или для подготовки летного состава при повышении квалификации.

РЛЭ не предназначено для использования в качестве документа для первоначального обучения летного состава

СТРУКТУРА РЛЭ

Содержание РЛЭ разделено на четыре части:

ЧАСТЬ 1 : Подготовка и выполнение полета
ЧАСТЬ 2 : Эксплуатация систем и оборудования
ЧАСТЬ 3 : Вычислительная система самолётовождения
ЧАСТЬ 4 : Оперативный сборник экипажа

© ЗАО «ГСС»

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ

ФОРМЫ ПОВЫШЕНИЯ ВНИМАНИЯ

Для выделения в тексте РЛЭ отдельных указаний или их частей, требующих повышенного внимания, используют следующие формы повышения внимания:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ НЕСЧАСТНЫМ СЛУЧАЯМ СО СМЕРТЕЛЬНЫМ ИСХОДОМ.

ВНИМАНИЕ:
ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ИХ ПОВРЕЖДЕНИЮ.

Примечание: Применяется к летным процедурам или эксплуатационным требованиям по использованию систем самолета, его оборудования и т.д., которые необходимо существенным образом выделить.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

РЛЭ включает в себя техническую информацию, требуемую для обучения, которая так же предоставляется в качестве дополнительной информации.

- если тексту или иллюстрации предшествует, условное обозначение **ДЛЯ ИНФОРМАЦИИ**, это значит, что предоставленная информация полезна для лучшего понимания основного материала. Контроль знания этой информации не требуется при оценке уровня квалификации летного состава.
- текстовые сообщения системы аварийной, предупреждающей и уведомительной сигнализации объединены в таблицы, которые размещены в разделе Сигнализация в конце каждой главы Части 2 РЛЭ

© ЗАО «ГСС»

ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ



Серийный заводской номер:

95007,95008	:	страница применима к самолетам с серийными заводскими номерами 95007 и 95008
95008-95010	:	страница применима ко всем самолетам с серийными заводскими номерами, начиная с 95008 по 95010 включительно
ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ	:	страница применима ко всем самолетам.

Авторское право

Содержание документа является собственностью ЗАО «ГСС».

Любое распространение, копирование, воспроизведение или другое использование документа в целом или любой из его частей без письменного разрешения ЗАО «ГСС» запрещено.

© ЗАО «ГСС» 2010г. Все права защищены.

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения изменений.

Изменение издается взамен или в дополнение соответствующего материала в виде отдельных листов и рассылается держателям РЛЭ.

РЛЭ соответствует своему назначению при условии, что оно своевременно приводится в соответствие с вводимыми изменениями.

Ответственность за своевременное и правильное внесение изменений, в соответствии с установленным порядком, несет держатель РЛЭ.

ИЗМЕНЕНИЯ

Для внесения поправок, дополнений и новых данных не срочного характера, периодически издаются изменения.

Одновременно с листами изменения рассылаются сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих страниц».

Все изменения должны быть отражены в «Листе регистрации изменений».

ВРЕМЕННЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ

В случае необходимости внесения срочного изменения, в период между периодически издаваемыми изменениями, издается временное изменение, листы которых печатаются на бумаге желтого цвета.

Одновременно с листами временного изменения рассылается сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих временных изменений».

Все временные изменения должны быть отражены в «Листе регистрации временных изменений».

© ЗАО «ГСС»

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ

УКАЗАНИЯ ПО ВНЕСЕНИЮ ИЗМЕНЕНИЯ

При внесении изменения руководствоваться следующим:

Изъять : Лист должен быть изъят.

Этот лист может быть заменен на новый лист, если такая процедура предусмотрена, если нет, то лист изымается без замены.

Вставить : Вводится новый лист

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

После внесения изменения, перед уничтожением изъятых страниц, рекомендуется выполнить контрольную проверку правильности внесения изменения, используя «Перечень действующих страниц», в котором перечислены все страницы, действующие после внесения изменения.

В «Перечне действующих станиц» новые страницы обозначены символом **Н**, а страницы с изменениями символом **И**.

© ЗАО «ГСС»

00.20 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

00.30 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

© ЗАО «ГСС»

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

00.40 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№ временного изменения	Дата	Содержание временного изменения	Применимость

Временных изменений нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.50 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На самолете RRJ 95B установлены системы и оборудование иностранных производителей. Названия этих систем и оборудования, на английском языке, использованы в конструкторской документации. Все надписи, трафареты и все виды индикации на самолете, используемые при эксплуатации этих систем и оборудования, выполнены на английском языке. При отражении этой информации в РЛЭ, для исключения случаев ее неоднозначного понимания летным экипажем в данном разделе изложены принципы, определяющие порядок применения аббревиатур и сокращений в тексте РЛЭ.

Все определения англоязычных аббревиатур и сокращений на русском языке приведены в соответствии с действующими документами ИКАО, ГОСТ (ОСТ) РФ и уже используемыми в ГА РФ.

Примечание: Применение аббревиатур и сокращений на русском языке в тексте РЛЭ сведено к использованию минимального количества общепринятых в гражданской авиации.

© ЗАО «ГСС»

АББРЕВИАТУРЫ И СОКРАЩЕНИЯ НА АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатуры на английском языке размещаются после первого упоминания ее русского определения, прописными буквами английского алфавита, заключенными в квадратные скобки. Далее по тексту для сокращения объема РЛЭ допускается использование аббревиатуры как отдельного слова, следующего за ключевым, используемым в русском определении.

Пример:

- первое упоминание: Блок электронного управления двигателем [DECU].
- последующее применение: … Блок DECU.

В тексте РЛЭ сокращение на английском языке размещается после первого упоминания его перевода на русском языке, прописными буквами английского алфавита. Далее допускается использование сокращения на английском языке как отдельного слова, если это обеспечивает однозначное толкование текста или совместно с ключевым словом, используемом в русском переводе.

Пример:

- первое упоминание: …выбрать автоматический режим AUTO.
- 1 вариант, последующее применение: режим AUTO
- 2 вариант, последующее применение: … ELEC 2A……..AUTO

A

A	Above (altitude)	На или выше(при описании высоты)
A/C	Aircraft	Воздушное судно
A/T	Auto throttle	Автомат тяги
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System	Бортовая система связи, адресации и передачи данных
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACCUR	Accuracy	Точность
ACQ	Acquisition mode	Режим сбора данных
ACT	Active	Активный (действующий)

© ЗАО «ГСС»

ADC	Air Data Computer	Вычислитель системы воздушных сигналов
ADC	Air Data Computer	Вычислитель системы ADS
ADF	Automatic Direction Finder	Автоматический РадиоКомпас
ADF	Automatic Direction Finder	Автоматический РадиоКомпас
ADIRS	Air Data and Inertial Reference System	Пульт управления системой ADS и IRS
ADS	Air Data System	Система воздушных сигналов
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast	Автоматическое Зависимое Наблюдение в режиме радиоВещания
ADx	Primary (AD1) or Secondary (AD2) ADF radio	Настройка основного (AD1) или вспомогательного (AD2) АРК
AFCS	Automatic Flight Control System	Система автоматического управления полетом
AFM	Airplane Flight Manual	Лётное руководство
AGL	Above Ground Level	Над уровнем земли
ALT	Altitude	Высота
ALTN	Alternate	Запасной/Резервный
ANP	Actual Navigation Performance	Фактические навигационные характеристики
AOA	Angle Of Attack	Угол атаки
AP	Autopilot or Automatic Pilot	Автопилот
AP/FD	Autopilot/Flight Director	Автопилот/Система директорного (траекторного) управления

© ЗАО «ГСС»

APP,APPR	Approach	Заход на посадку, подход к зоне аэропорта
ARC	Arc to Fix/Radius to Fix	AF-участок полета по дуге ДМЕ к контрольной точке; RF–участок полета по кривой с постоянным радиусом к контрольной точке
ARPT	Airport	Аэропорт
ARR	Arrival	Прибытие (прилет)
ASDA	Accelerate-stop distance available	Располагаемая дистанция прерванного взлета
ATA	Actual Time of Arrival	Фактическое время прибытия
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
ATT	Attitude	Пространственное положение самолета в воздухе
AUTO	Automatic	Автоматический
	B	
BARO	Barometric	Барометрический
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRT	Brightness	Яркость(на пульте управления кнопка яркости)
	C	
CAP	Capable	Способный
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CDI	Course Deviation Indicator	Навигационный курсовой прибор директорной системы
CDU	Control Display Unit	Пульт управления и индикации
CFG	Configuration	Конфигурация
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)

© ЗАО «ГСС»

CMA	Canadian Marconi (Avionics)	Производитель FMS CMA-9000 (компания Маркони Авионикс – Канада)
CMx	Primary (CM1) or Secondary (CM2) COM radio	Настройка основного (CM1) или вспомогательного (CM2) средства связи
COM	Communication	Средства связи
COORD	Coordinates	Координаты
CRS	Course (desired track) of route leg or to waypoint	Курс
CTR	Center	Центральный
	D	
DA	Decision Altitude	Абсолютная высота принятия решения
DA	Drift Angle	Угол сноса
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DESEL	Deselected	Отмена выбора
DEST	Destination	Пункт назначения
DF	Direct To Fix	Участок полета прямо к контрольной точке
DH	Decision Height	Относительная высота принятия решения
DIFF	Differential	Дифференциальный
DIS	Distance	Расстояние
DISCON	Route Discontinuity	Разрыв маршрута
DLU	Data Loader Unit	Устройство загрузки данных
DME	Distance Measuring Equipment	Дальномерное оборудование
DOP	Dilution of Precision	Снижение точности
DR	Dead Reckoning	Счисление пути

© ЗАО «ГСС»

DTG	Distance To Go	Путь, оставшийся до пункта назначения
DTK	Desired Track	Линия заданного пути
DTO	Derated Take-off	Взлет с ограниченной тягой
DU	Display Unit	Дисплей
	E	
E	East	Восток (восточная долгота)
E/W	East/West	Восток/запад (восточная/западная долгота)
EFA	Estimated Fuel at Arrival	Расчетное количество топлива в точке прибытия
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Электронная система пилотажного оборудования воздушного судна
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	Электронный индикатор навигационной обстановки в горизонтальной плоскости
ENRT	En-Route	Маршрут
EQPT	Equipment	Оборудование
ESS	Essential	Основной
ETA	Estimated Time of Arrival	Расчётное время прибытия
ETE	Estimated Time Enroute	Расчетное время на маршруте (от точки отрыва до касания ВПП)
EXEC	Execute	Выполнить
	F	
FACF	Final Approach Course Fix	Контрольная точка выхода на посадочный курс
FAF	Final Approach Fix	Конечная контрольная точка захода на посадку
FCP	Flight Control Panel	Пульт управления полетом
FD	Flight Director	Система директорного (траекторного) управления
FDE	Failure Detection and Exclusion	Отбраковка аномальных измерений

© ЗАО «ГСС»

FL	Flight Level	Эшелон полета
FLT	Flight	Полет
FLX	Flexible	Режим адаптированной взлетной тяги
FMS	Flight Management System	Вычислительная система самолетовождения
FMU	Flight Management Unit	Блок (устройство) ВСС
FOM	Figure of Merit	Показатель качества
FPA	Flight Path Angle	Угол траектории полёта
FPM	Feet per minute	Футы в минуту
FR	From	От
FREQ	Frequency	Частота
FSD	Full Scale Deflection	Полное отклонение шкалы
FT, ft	Feet	Фут, футы (единица длины)
FTE	Flight Technical Error	Погрешность, обусловленная техникой пилотирования
	G	
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
GMT	Greenwich Mean Time	Гринвичское среднее время
GNS	Global Navigation System	Глобальная навигационная система
GNSSU	Global Navigation System Sensor Unit	Приемное устройство глобальной навигационной системы
GPIAL	GPS Position Integrity Alert Limit	Сигнализационный предел целостности положения по GPS
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования (США)

© ЗАО «ГСС»

GREEN DOT	Green dot	Наивыгоднейшая эксплуатационная скорость набора высоты и снижения в конфигурации 0 при отказе одного двигателя
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GS	Glide Slope	Глиссада
GSM	Global Navigation System Sensor Module	Блок датчика глобальной навигационной системы
GWT	Gross Weight	Полетная масса
	H	
/H	Holding Pattern	Зона ожидания
HDG	Heading	Курс
HDOP	Horizontal Dilution of Precision	Горизонтальный фактор снижения точности
HF	High Frequency	Высокая частота [3000 - 30 000 кГц]; ВЧ
HIL	Horizontal Integrity Limit	Предел целостности по ошибке в горизонтальной плоскости
HOR	Horizontal	Горизонтальный
	I	
IAF	Initial Approach Fix	Контрольная точка начального этапа захода на посадку
IAS	Indicated Airspeed	Приборная воздушная скорость
ICAO	International Civil Aviation Organisation	Международная организация гражданской авиации
ID,IDENT	Identifier	Идентификатор
IF	Intermediate Fix/Initial Fix	Промежуточная/начальная точка

© ЗАО «ГСС»

IFR	Instrumental Flight Rules	Правила полета по приборам
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
IM	Inner Marker	Ближний маркер(в посадочной системе с тремя маркерами)
INACT	Inactive	Не активный,не действующий
INBD	Inbound	В направлении
INCR	Increase	Увеличение
INIT	Initialize	Установка, инициализация
INOP	Inoperative	Неработоспособный
INS	Inertial Navigation System	Инерциальная навигационная система
INT	Integrity	Целостность
INTC	Intercept Course	Курс на пересечение
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная система
	J	
	K	
KG, kg	Kilogram	Килограмм (единица массы)
KT, kt	Knot(s)	Узел(ы) (единица скорости
L		
L	Left	Левый
L/G	Landing Gear	Шасси
LAT	Latitude or Lateral	Широта
LB, Lb	Pound	Фунт (единица веса)
LDA	Landing distance available	Располагаемая посадочная дистанция, РПД
LDG	Landing	Посадка
LDR	Light Detector	Светоприёмник
LIB	Library	Библиотека
LNAV	Lateral NAVigation	Навигация в горизонтальной плоскости

© ЗАО «ГСС»

LOC	Localizer	Курсовой радиомаяк
LOCB	LOCalizer Backcourse approach	Заход на посадку по курсовому маяку обратного курса
LONG	Longitude	Долгота
LRU	Line Replaceable Unit	Компонент, заменяемый в условиях эксплуатации
LSK	Line Select Key	Кнопка выбора строки
LT	Light	Освещение

M

M, m	Meter	Метр
MAG	Magnetic	Магнитный
MAGVAR	Magnetic Variation	Магнитное склонение
MAHP	Missed Approach Holding Point	Контрольная точка ожидания при уходе на второй круг
MAINT	Maintenance	Эксплуатация
MAN	Manual	Ручной
MAP	Missed Approach Point	Точка ухода на второй круг
MAX	Maximum	Максимум
MCDU	Multipurpose Control and Display Unit	Многофункциональный пульт управления и индикации
MCL	Max Climb	Режим максимальной тяги в наборе высоты
MCT	Maximum Continuous Thrust	Режим максимальной продолжительной тяги
MDA	Minimum Descent Altitude	Минимальная высота снижения
MHz	Mega Hertz	Мега герц
MIN	Minute	Минута
MIN	Minimum	Минимум
MKR	Marker	Маркерный маяк
MLS	Microwave Landing System	Микроволновая система посадки

© ЗАО «ГСС»

MM	Middle Marker	Ближний маркер(в посадочной системе с двумя маркерами)
MOD	Modified	Модифицированный
MPS	Meters Per Second	Метры в секунду
MSG	Message	Сообщение
MTOW	Maximum Take-off Weight	Максимальная взлетная масса
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальная рулежная масса
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальная масса самолета без топлива
	N	
N	North	Север (северная широта)
N/A	Not Applicable	Не применяется
NAV	Navigation or Navaid	Пилотажно-навигационное оборудование/ Навигационное средство
ND	Navigation display	Навигационный дисплей
NDB	Non-directional Beacon	Отдельная приводная радиостанция
NDBD	NDB approach with DME facility (GPS or NDB/(DME))	Заход на посадку по приводной радиостанции с использованием дальномерного оборудования
NM, nm	Nautical Mile	Навигационная (морская) миля (единица длины)
NOTAM	Notices To Airmen	Извещение для пилотов
NP	Navigation Performance	Навигационная характеристика
NPA	Non-Precision Approach	Неточный заход на посадку
Nx	NAV radio (primary : N1, secondary : N2)	

© ЗАО «ГСС»

	O	
/O	Fly Over Waypoint	Точка пути, в которой начинается разворот с целью выхода на следующий участок маршрута или схемы.
OAT	Outside Air Temperature	Температура наружного воздуха
OEI	One Engine Inoperative	Неработоспособность одного двигателя
OEW	Operational Empty Weight	Масса пустого снаряженного самолета
OFF	Switch off	Отключить
OFST	Offset	Смещение
OM	Outer Marker	Дальний маркер
ON	Switch on	Включить
OP	Operations (independent/synchronized)	Функционирование (автономное/синхронизированное)
ORIG	Origin	Исходный пункт
	P	
PBD	Place/Bearing/Distance	Место/азимут/дальность
PBPB	Place/Bearing-Place/Bearing	Место/азимут- Место/азимут
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Pilot Flying	Пилотирующий пилот
PFD	Primary Flight Display	Индикатор основной полетной информации
PNF	Pilot Not Flying	Непилотирующий пилот
POF	Phase of Flight	Фаза полета
POS	Position	Местоположение
PPOS	Present Aircraft Position	Текущее местоположение самолета
PREV	Previous	Предыдущий
PRN	Pseudo Range Number	Псевдо-случайный порядок
PROG	Progress	Исполнение
P-T	Procedure Turn	Разворот по установленной схеме для выхода на заданный курс

© ЗАО «ГСС»

	Q	
QFE	A method of setting the altimeter to compensate forchanges in barometric pressure and runway elevation. Pilot receives information from airfield and adjusts his altimeter accordingly and it will read zero altitude at touchdown on the runway.	Атмосферное давление на уровне превышения аэродрома или уровня порога ВПП
QNH	The more common method of setting the altimeter to compensate for changes in barometric pressure at sea level. Pilot receives information from airfield, adjusts his altimeter accordingly and the altimeter will read airfield elevation at touchdown.	Установка на земле шкалы давлений высотомера для получения превышения аэродрома
	R	
R	Right	Правый
/R	Radial-To	Радиал-на
RAD	Radial	Радиал
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitor	Автономный контроль целостности в приёмнике
RCP	Reconfiguration Control Panel	Пульт управления реконфигурацией
REF	Reference	Ссылка
REL	Relative	Относительный
RESEL	Reselect	Повторно задавать параметры
RMP	Radio Management Panel	Пульт управления радиосредствами
RNAV	aRea NAVigation	Зональная навигация

© ЗАО «ГСС»

RNG	Range	Диапазон
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
RRJ	Russian Regional Jet	Российский региональный самолёт
RTA	Required Time of Arrival	Требуемое время прибытия
RTC	Real Time Clock	Часы реального времени
RTE	Route	Маршрут
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum (300 m (1 000 ft)) between FL 290 and FL 410	Сокращенный минимум вертикального эшелонирования (300м (1000 фут)) между FL 290 и FL 410
RW	Runway Threshold	Порог ВПП
RWY	Runway	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг (южная широта)
SAT	Satellite	Спутник
SATCOM	Satellite Communications	Система спутниковой связи
SDF	Simplified Directional Facility	Упрощенное средство захода на посадку по направлению
SEL	Selected	Выбранный (отобранный)
SID	Standard Instrument Departure	Стандартный маршрут вылета по приборам
SP	Space	Пробел
SPD	Speed	Скорость
STAR	Standard Instrument Arrival	Стандартный маршрут прибытия по приборам
STAT	Status	Состояние
STBY	Standby	Резервный
STS	Status	Состояние
SYNC	Synchronization	Синхронизация

© ЗАО «ГСС»

T

T	Angle referenced to True North	Угловое значение указано относительно истинного направления меридиана
TACAN	Ultra High Frequency Tactical Air Navigation Aid	Ультравысокочастотное средство ближней навигации
TAS	True Air Speed	Истинная воздушная скорость
TEMP	Temperature	Температура
TERM	Terminal	Район аэродрома
TF	Track To Fix	Участок - линия пути к контрольной точке
TGL	Temporary Guidance Leaflet	Брошюра временной инструкции
THR LEVER	Thrust Lever	Рычаг управления двигателем
TK	Track (Actual)	Линия пути (текущая)
TKE	Track Angle Error	Боковое отклонение от заданного путевого угла
TO/GA	Take-Off/Go-Around	Режим взлёта/ухода на 2-ой круг
TODA	Take-off distance available	Располагаемая взлётная дистанция; РВД
TORA	Take-off Run Available	Располагаемая длина разбега; РДР
TRANS	Transition	Переход
TRK	Track	Линия пути
TSE	Total System Error	Суммарная ошибка самолетовождения
TSO	Technical Standard Order	Типовые требования к оборудованию
TTFF	Time To First Fix	Время первого определения местоположения(GNSS-навигация)

© ЗАО «ГСС»

	U	
UHF	Ultra High Frequency	Ультравысокая частота (300 - 3000 МГц)
UTC	Coordinated universal time	Всемирное координированное время
	V	
V	Velocity (VX, VY, VZ)	Скорость
V_1	Critical-Engine-Fail/Decision Speed	Скорость принятия решения при взлете
V_2	Scheduled Take-off Speed	Безопасная скорость взлета
V_{APP}	Approach Speed	Скорость конечного этапа захода на посадку
VDOP	Vertical Dilution of Precision	Вертикальный фактор снижения точности
VECT	Vector	Вектор
VERT	Vertical	Вертикальный
V_{FE}	Flaps Extended Speed	Максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками
VHF	Very High (30-300 MHz) Frequency	Очень высокая частота (30 - 300 МГц); ОВЧ
VIS	Visible	Видимый
V_{LE}	Maximum Landing Gear Extended Speed	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
V_{LO}	Maximum Landing Gear Operating Speed	Максимальная скорость, при которой может производиться выпуск и уборка шасси
V_{LOF}	Lift-off Speed	Скорость отрыва на взлете

© ЗАО «ГСС»

V_{MCA}	Minimum Control speed in the Air	Минимальная эволютивная скорость взлёта
V_{MCG}	Minimum Control Speed Ground	Минимальная эволютивная скорость разбега
V_{MCL}	Minimum Control speed during approach and Landing with all engines operating	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку
VNAV	Vertical NAVigation	Навигация в вертикальной плоскости
VOR	VHF Omni-directional Radio Range	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
VORD	VOR/DME approach (GPS or VOR/DME)	Заход на посадку по ВОР/ДМЕ
V_R	Rotation Speed	Скорость в момент (начала) подъема передней опоры самолета
V_{REF}	Reference landing approach speed, all engines operating	Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
VS	Vertical Speed	Вертикальная скорость
VSI	Vertical Speed Indicator	Индикатор вертикальной скорости
	W	
W	West	Запад (западная долгота)
WD	Wind Direction	Направление ветра
WGS	World Geodetic System	Всемирная геодезическая система
WPT	Waypoint	Промежуточный пункт маршрута
WS	Windspeed	Скорость ветра
WT	Weight	Вес

© ЗАО «ГСС»

	X	
XFILL	Cross FMS Fill	Перекрестное заполнение FMS (независимый/автономный режим)
XFR	Transfer	Перенос/ передача
XPDR	Transponder	Ответчик
XTK	Cross Track	Фактическое боковое уклонение от трека
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива

© ЗАО «ГСС»

СОКРАЩЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ НА РУССКОМ ЯЗЫКЕ

В тексте РЛЭ аббревиатура на русском языке размещается после первого упоминания, прописными буквами, заключенными в круглые скобки.

Пример:

- первое упоминание: Командир воздушного судна (КВС)
- последующее применение: КВС

В тексте РЛЭ сокращение на русском языке пишутся прописными буквами в соответствии с установленными правилами русского языка.

Пример: ОТКЛ, КАК ТРЕБ

АР МАК	Авиационный Регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
АРК	Автоматический Радио Компас
ВИ	Временное изменение
ВКЛ	Включить
ВОР	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВС	Воздушное судно
ВСС	Вычислительная система самолётовождения
ГЛОНАСС	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
ГПМО	Главный Перечень Минимального состава Оборудования
ЗАО «ГСС»	Закрытое акционерное общество Гражданские самолеты Сухого
ЗН	Зональная навигация
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
ИЛС	Система посадки по приборам
КАК ТРЕБ	Как требуется
КАРТА	Карта контрольных проверок
КВС	Командир воздушного судна
ЛЗП	Линия заданного пути
ЛР	Летное руководство
ЛТХ	Летно-технические характеристики
МО	Министерство обороны

© ЗАО «ГСС»

МС	Текущее местоположение самолета
МСА	Международная стандартная атмосфера
НОТАМ	Извещение для пилотов
НП	Непилотирующий пилот
ОПРС	Отдельная приводная радиостанция
ОСЭ	Оперативный сборник экипажа
ОТКЛ	Отключить
2/П	Второй пилот
ПВП	Правила визуальных полетов
ПП	Пилотирующий пилот
ППМ	Промежуточный пункт маршрута
ППП	Правила полетов по приборам
ПРОВ	Проверены
РВД	Располагаемая взлетная дистанция
РДР	Располагаемая длина разбега
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации самолета
РПД	Располагаемая посадочная дистанция
РУД	Рычаг управления двигателем
САХ	Средняя аэродинамическая хорда
СДУ	Электронная система дистанционного управления
УВД	Управление воздушным движением

© ЗАО «ГСС»

00.60 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ

Масса	:	**1 КИЛОГРАММ = 2,2046 ФУНТА** **1 ФУНТ = 0,4536 КИЛОГРАММА**
Длина	:	1 метр = 3,2808 фута 1 фут = 0,3048 метра 1 километр = 0,54 морской мили 1 морская миля =1,852 километра
Скорость	:	1 метр в секунду=196,8504 футов в минуту 1 фут в минуту =0,0051 метра в секунду 1 километр в час = 0,54 узла 1 узел =1,852 километра в час
Давление	:	1 миллибар= 0,0145 фунта на дюйм квадратный 1 фунт на дюйм квадратный = 68,95 миллибар
Объем	:	1 литр (л) = 0,2642 галлона США 1 галлон США = 3,7854 литра 1 метр кубический = 264,17 галлона США 1 галлон США = 0,0038 метра кубического
Температура	:	t (^{o}C) = 5/9 (t (^{o}F) – 32) t (^{o}F) = t (^{o}C) x 1,8 + 32

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

00.70 ПЕРЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
3.00.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.01.00	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.01.10	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.01.20	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.02.00	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.02.10	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.02.20	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.02.30	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	9		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.02.40	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.02.50	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.03.00	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.03.10	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.03.20	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	49		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	51		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	52		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	53		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	54		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	55		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	56		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	57		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	58		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	59		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	60		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	61		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	62		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	63		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	64		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	65		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	66		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	67		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	68		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	69		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	70		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	71		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	72		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	73		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	74		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	75		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	76		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	77		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	78		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	79		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	80		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	81		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	82		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	83		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	84		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	85		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	86		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	87		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	88		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	89		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	90		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	91		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	92		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	93		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	94		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	95		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	96		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	97		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	98		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	99		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	100		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	101		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	102		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	103		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	104		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	105		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	106		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	107		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	108		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	109		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	110		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	111		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	112		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	113		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	114		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	115		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	116		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	117		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	118		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	119		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	120		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	121		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	122		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	123		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	124		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	125		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	126		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	127		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	128		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	129		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	130		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	131		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	132		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	133		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	134		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	135		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	136		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	137		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	138		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	139		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	140		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	141		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	142		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	143		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	144		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	145		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	146		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	147		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	148		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	149		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	150		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	151		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	152		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	153		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	154		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	155		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	156		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	157		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	158		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	159		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	160		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	161		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	162		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	163		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	164		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.03.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.03.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.03.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.04.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.04.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	47		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	48		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	49		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	50		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.04.20	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.04.30	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.04.40	1		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		А-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.05	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.40	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.50	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.60	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.75	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05.95	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.06.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.06.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.06.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.07.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.07.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

01.00 СОДЕРЖАНИЕ

01.10 ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....1
КОМПОНЕНТЫ СИСТЕМЫ 3
НАВИГАЦИОННЫЕ РЕЖИМЫ 8
ПРОГРАМНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ И БАЗА ДАННЫХ 11
01.20 ТРЕБУЕМЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....1
ПОЛЁТНАЯ ТЕХНИЧЕСКАЯ ПОГРЕШНОСТЬ.....1
ХАРАКТЕРИСТИКА, ОТСЛЕЖИВАНИЕ И СИГНАЛИЗАЦИЯ.....2
ХАРАКТЕРИСТИКА РЕЖИМА GPS 2
ХАРАКТЕРИСТИКА РЕЖИМА DME/DME 3
ХАРАКТЕРИСТИКА РЕЖИМА VOR/DME 4
ХАРАКТЕРИСТИКА ИНЕРЦИАЛЬНОГО РЕЖИМА.....5

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

01.10 ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Вычислительная система самолетовождения [FMS] CMA–9000 полностью обеспечивает решение задач глобальной навигационной системы (GNS) и зональной навигации (RNAV) для решения задач 4-х-мерной навигации самолета при полетах над океаном (в отдаленных районах), по маршруту, в районе аэродрома, выполнении неточных заходов на посадку.
Основными функциями FMS являются:

- Навигация (горизонтальная /вертикальная),
- Планирование полёта,
- Расчет и оптимизация характеристик,
- Обеспечение информацией экипаж (MCDU, ND, PFD),
- Автоматическая настройка радиосредств.

FMS состоит из следующих компонентов:

- 2 MCDU, с левой и правой стороны центрального пульта,
- 1 FGCP и 2 EFCP на козырьке приборной доски.

Базы данных полной навигации и характеристик сохраняются в каждой FMS. Навигационная база данных обновляется каждые 28 дней оператором. Раздельная база данных позволяет ввод и сохранение дополнительных навигационных данных.
FMS является системой, которая интегрирует функциональные возможности системы управления радиооборудованием (RMS) и системы отображения информации (CDU) в единую систему кабины экипажа.
Установленная на самолете RRJ система FMS получает данные от следующих внешних навигационных датчиков:

Датчики	Сертифицирован/одобрен для гражданской авиации
Дальномерное оборудование DME	Сертифицировано
Всенаправленный радиомаяк VOR	Сертифицирован
Внешний GPS/ГЛОНАСС приемник	Сертифицирован
Инерциальная система IRS	Сертифицирован
Вычислитель системы воздушных сигналов ADC	Сертифицирована

Информация от этих датчиков комбинированная, с данными воздушных входных сигналов курса, истинной воздушной скорости и высоты для определения местоположения самолёта. Это местоположение затем используется для навигации по планируемому маршруту, который создан выбором точек из навигационной базы данных.

© ЗАО «ГСС»

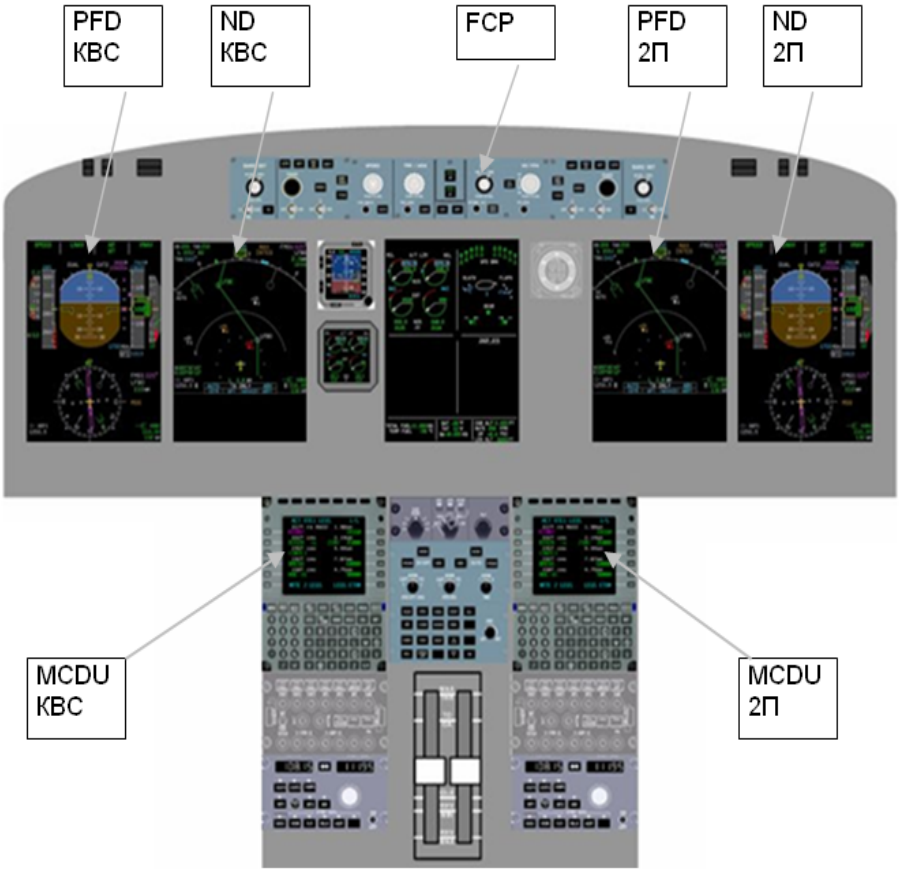
FMS включает в себя:

- Многосенсорные навигационные режимы с пригодными датчиками,
- Стандартный маршрут выхода (SID),
- Стандартный маршрут прибытия (STAR),
- Приборный заход на посадку с использованием GPS,
- Навигация Direct-to/intercept,
- Полёт в зоне ожидания,
- Процедуры разворотов,
- Навигация по дуге (Arc),
- Навигация с параллельным смещением трека,
- Автоматическое последовательное выстраивание точек, с учетом и без учета упреждения на разворот,
- Требуемые и фактические навигационные характеристики (RNP/ANP),
- Функции управления топливом и настройкой радиосредств,
- Требуемое время прибытия (RTA).

© ЗАО «ГСС»

КОМПОНЕНТЫ СИСТЕМЫ

РАСПОЛОЖЕНИЕ КОМПОНЕНТОВ FMS В КАБИНЕ ЭКИПАЖА



ОПИСАНИЕ КОМПОНЕНТОВ

СИСТЕМА FMS СО ВСТРОЕННЫМ ДИСПЛЕЕМ

Дисплей обеспечивает цветовое отображение буквенно-цифровых данных.
Буквенно-цифровая панель разрешает ввод данных, редактирование данных и контролирование систем управления полётом.
Дисплеем является цветной, удобочитаемый, жидкокристаллический индикатор.
Функциональные ключи и ключи выбора строчки (LSK) позволяют оператору легко управлять функциями полёта.
Наборная панель освещается встроенным светом от панели регулирования яркостью.
Для управления яркостью дисплея используются два варианта:
— первый вариант заключается в комбинации датчиков света и ручной регулировки яркости.
Два световых датчика на передней панели реагируют на изменение уровня освещения в кабине пилотов.
— второй вариант заключается в панели внешней регулирования яркости.
Блок управления полётом (FMU) получает данные от внешних навигационных датчиков и выполняет всю обработку сигналов и требуемые вычисления для выработки навигационных данных с высокой характеристикой.
FMU получает команды оператора от буквенно-цифровой панели, обеспечивает навигацию, управление и состояние данных на своём дисплее и навигационном дисплее (ND).

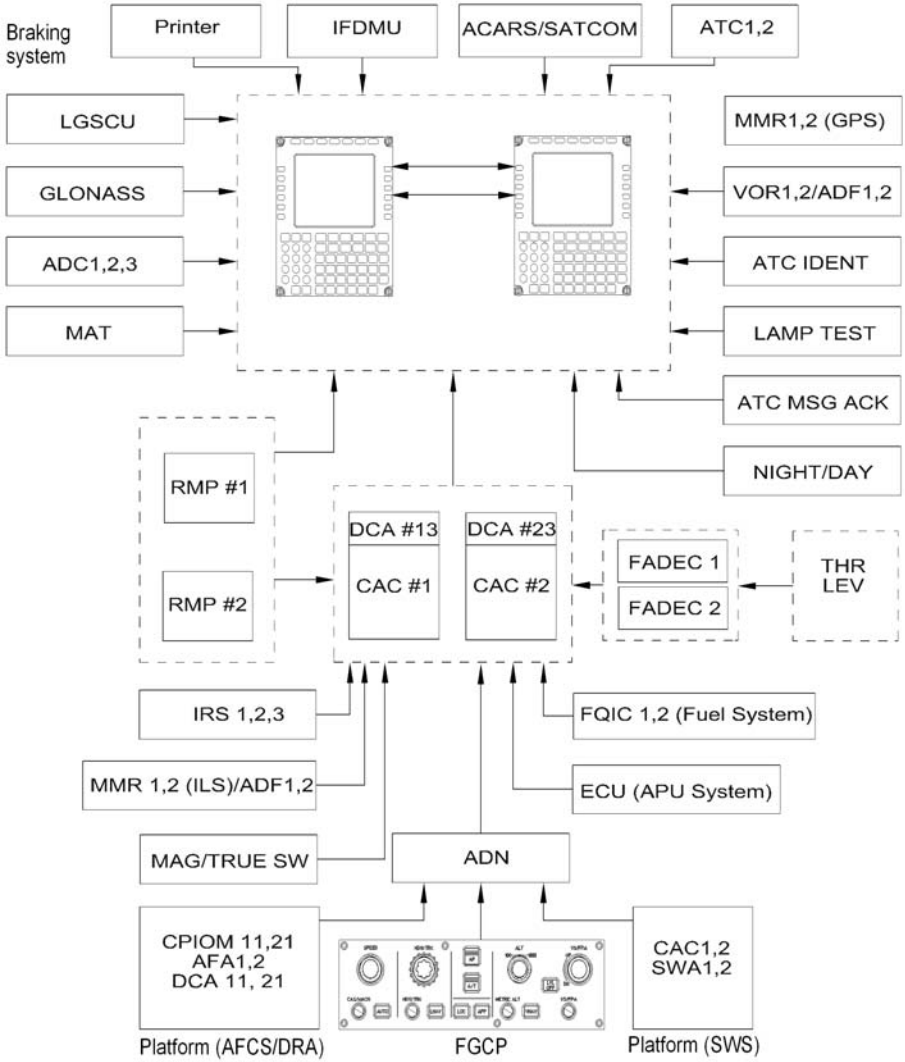
ВНЕШНИЙ ПРИЁМНИК GPS

Внешний приёмник GPS принимает сигналы, переданные спутниками US DoD GPS. Он выполняет обработку всех сигналов и требуемые вычисления для определения места самолёта, скорости и времени. Датчик постоянно контролирует целостность спутников, используя характеристики RAIM.

© ЗАО «ГСС»

СВЯЗЬ FMS С СИСТЕМАМИ САМОЛЁТА

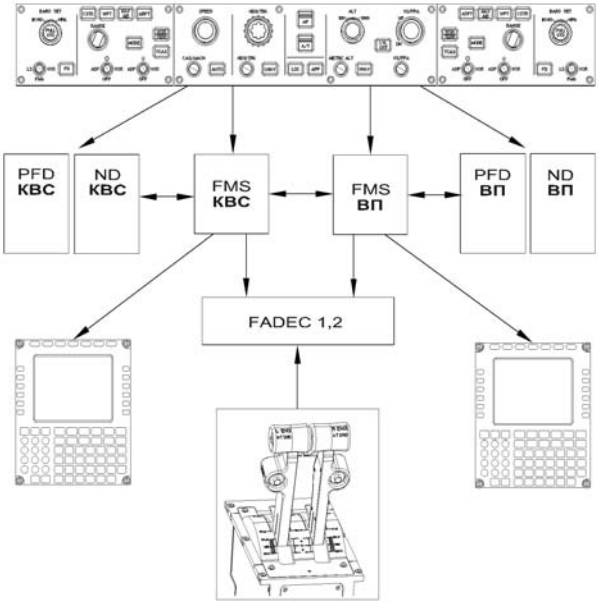
FMS принимает сигналы от одних самолётных систем и передаёт в другие самолётные системы.
Схема показывает взаимосвязь между этими системами и FMS.



© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ FMS

Схема отображает взаимодействие пилотов с FMS

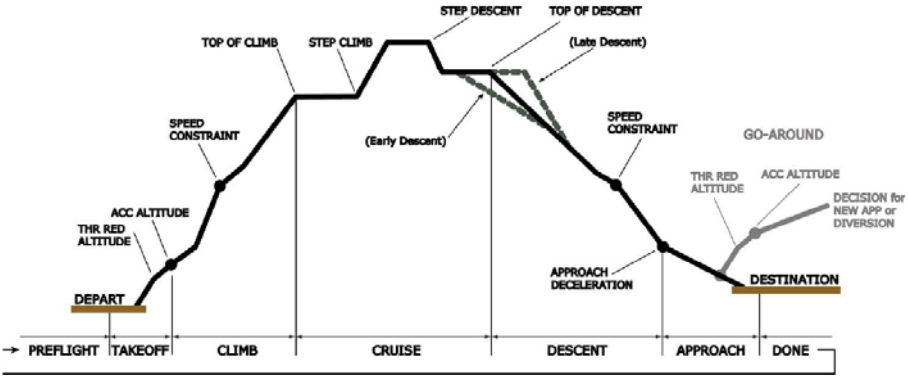


Основное взаимодействие экипажа и FMS осуществляется через FGCP, EFCP, MCDU и РУД (TQA).
Ввод данных в FMS контролируется на PFD и ND.

© ЗАО «ГСС»

ФАЗЫ ПОЛЁТА

Отображаются следующие фазы полёта обычного профиля FMS:
Предполётная подготовка FMS,
Взлёт,
Набор,
Крейсерский эшелон,
Снижение,
Заход на посадку,
Уход на 2-ой круг.



Активная фаза отображена в заголовке поля страниц PROG и PERF MCDU.

© ЗАО «ГСС»

НАВИГАЦИОННЫЕ РЕЖИМЫ

ВВЕДЕНИЕ

Логика выбора навигационных режимов направлена на то, чтобы обеспечить безопасность (точность) полёта.
FMS может переходить из одного режима работы в другой, в целях выполнения заданной навигации, характеризующуюся точностью, предотвращая таким образом подачу ненужных аварийных сигналов.
FMS определяет целостность, готовность и точность для каждого навигационного режима.
Навигация считается точной, если:

- Навигационная характеристика (NP) меньше действующего предела ошибки;
- Если точность не может быть гарантирована, то FMS сообщит это для соответствующего датчика.
- Предел ошибки может быть задан либо для фазы полета, либо для требуемой навигационной характеристики (RNP).

FMS имеет следующие навигационные режимы: GPS, DME/DME, VOR/DME, инерциальный (Inertial) и режим счисления пути (DEAD RECKONING).

ПРИОРИТЕТ НАВИГАЦИОННЫХ РЕЖИМОВ.

Доступные датчики выбираются, в порядке приоритета, в соответствии с их характеристиками точности:

Навигационные режимы	Применимость
GPS	Датчик GPS
DME/DME	Датчик DME
VOR/DME	Датчики NAV, DME
INERTIAL	Инерциальные датчики
Dead Reckoning (DR)	-

© ЗАО «ГСС»

НАВИГАЦИОННЫЙ РЕЖИМ GPS

GPS является навигационным режимом наивысшего приоритета FMS и используется, когда имеется достаточное количество одобренных спутников в фазе полета, для которого он утвержден.
Режим GPS выбирается для навигации, когда функция автономного контроля целостности приемника (RAIM) вычисляет значение предела целостности ошибки в горизонтальной плоскости (HIL), которое меньше сигнализационного предела целостности положения по GPS (GPIAL). Последнее является функцией текущей фазы полета и требуемой навигационной характеристики (RNP).
Когда HIL превышает сигнализационный предел, или GPS теряет функцию автономного контроля целостности приемника (RAIM) тогда:

1. Если GPS является единственным датчиком, доступным для навигации:

- GPS будет оставаться выбранным для навигации, но загорится сигнализатор целостности GPS и появится сообщение “GPS POS UNCERTAIN” (неопределённое положение по GPS).
- Если в какое-то время GPS становится недоступным для навигации, то CMA-9000 FMS переходит в навигационный режим счисления пути (Dead Reckoning), загорается сигнализатор целостности GPS и появляется сообщение “GPS NAV LOST”.

2. Если доступны и работоспособны дополнительные датчики (DME/DME или VOR/DME, или INERTIAL):

- FMS будет постоянно вычислять ANP, основанную на разности двух положений датчиков (по GPS и другому датчику).
- Если ANP превышает требуемую целостность, или GPS становится недоступным для навигации, то FMS переходит в следующий навигационный режим, имеющий наивысший приоритет для правил полета по приборам (IFR), а также загорается сигнализатор целостности GPS и отображается сообщение“GPS NAV LOST” (потеря навигации по GPS).

НАВИГАЦИОННЫЙ РЕЖИМ DME/DME

Навигационный режим DME/DME обычно используется в зонах с достаточным покрытием DME и TACAN, при условии, что установлена соответствующая навигационная база данных. В этом режиме FMS автоматически настраивается на DME и получает информацию о расстоянии от трех до шести наземных маяков DME и TACAN (с функцией DME). Расстояние DME корректируется в плане погрешности по наклонной дальности. Информация о действующем оборудовании DME отображается на странице DME STATUS, а отдельные станции могут быть исключены из навигационного решения на странице DME DESELECT.

© ЗАО «ГСС»

НАВИГАЦИОННЫЙ РЕЖИМ VOR/DME

Этот режим обычно используется в том случае, когда недоступны высокоприоритетные режимы GPS или DME/DME. В идеальном случае для осуществления навигации в данном режиме необходимо иметь в зоне действия одно, как минимум, радионавигационное средство типа VOR/DME. В зависимости от RNP воздушного пространства и этапа полёта , геометрии расположения станций может возникнуть необходимость наличия большего количества возможных для приёма станций .Этот режим комбинирует расстояние по DME и азимут по VOR для определения места самолета. Информация о настройке оборудования появляется на странице VOR/DME/TCN STATUS 1/1.

НАВИГАЦИОННЫЙ РЕЖИМ INERTIAL

Данный режим используется в случае, когда не доступно ни одно из наземных радиосредств, а количество доступных спутников менее четырёх.
Режим инерциальной навигации FMS основан на следующих параметрах:

- широте и долготе текущего местоположения самолета;
- составляющих скорости.

НАВИГАЦИОННЫЙ РЕЖИМ СЧИСЛЕНИЯ DEAD RECKONING

Когда информации от внешних датчиков недостаточно для обеспечения работы нормальных режимов навигации, FMS переходит в режим счисления пути DEAD RECKONING (DR).
FMS в этом случае использует последние достоверные данные о местоположении самолета. Расчет текущего местоположения в этом случае производится по информации об истинной воздушной скорости, путевом угле и расчетных данных о ветре. Продолжительное использование режима “DR” приводит к ухудшению точности определения местоположения.
FMS автоматически переходит в нормальный режим работы и обеспечивает точность определения местоположения при восстановлении входной информации от внешних датчиков.

© ЗАО «ГСС»

ПРОГРАМНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ И БАЗА ДАННЫХ

В базу данных FMS загружаются следующие программы:

– Программное обеспечение FMS.

Эта программа содержит данные для соответствующей версии FMS.

– Навигационная база данных.

Эта база данных содержит информацию о навигационной базе данных: Waypoints, Navaids, Airports, Runways, Airways, Holding Patterns, Company Routes, Terminal Area Procedures (SID, optional EOSID, STAR, APPROACH). Эти данные сохраняются в течение 28-дневного цикла.
Основная часть навигационной базы данных подготавливается для эксплуатанта. Это касается зоны эксплуатации, маршрутов компании, запасных маршрутов и предпочтительных запасных аэропортов.

– Эксплуатационная конфигурация программы (OPC).

Эта программа содержит варианты выбираемые оператором: единицы веса, длины, второго ADF, GPS, Derated TO, RNP.

– База данных характеристик.

База данных характеристик представляет собой модель характеристик двигателя и аэродинамических характеристик самолёта.

– База данных магнитных склонений (MAG VAR).

Эта база данных содержит таблицу магнитных склонений.

Эти базы данных загружаются техническим персоналом.
Каждая база данных определена соответствующим номером, который может быть проверен на страницах MCDU

© ЗАО «ГСС»

. Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

01.20 ТРЕБУЕМЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Этот раздел описывает требуемые навигационные характеристики (RNP) для FMS.

Данная информация будет использована операторами и властями для облегчения использования функции RNP.

Назначение функции RNP направлено на выполнение 95% требований точности общей ошибки систем (TSE), отслеживания характеристик и сигнализации используемых навигационных режимов.

Фактическая навигационная характеристика (ANP) не включает в себя какое-либо рассмотрение технической погрешности всех навигационных режимов. ANP отображает 95% вероятной ошибки расчетного места самолета.

FMS отслеживает расчетную ошибку места самолёта и выдает сигнализацию, когда ANP превышает текущее значение RNP.

В навигационном режиме GPS, FMS отслеживает предел горизонтальной целостности (HIL) и выдаёт сигнализацию, когда HIL превышает значение RNP.

ПОЛЁТНАЯ ТЕХНИЧЕСКАЯ ПОГРЕШНОСТЬ

В текущем исполнении, полётная техническая погрешность не объединена с характеристиками отслеживания и сигнализации.

Эксплуатационные процедуры должны быть разработаны с учетом выбора масштаба, использования автопилота и пилотажного директора, чтобы ограничить полётную техническую погрешность с целью поддержания требований (TSE) в воздушном пространстве RNP.

Процедуры экипажа должны быть так же разработаны для того случая, когда полётная техническая погрешность (FTE) становится больше и не поддерживает процедуру RNP.

FMS управляет индикатором отклонения курса, используя зависимость RNP ─ FSD, как описано в ниже приведённой таблице.

FSD ─ full-scale deviation (отклонение на полную величину).

HSI ─ индикатор горизонтального положения.

Текущее значение RNP (nm)	HSI FSD (nm)
RNP меньше чем 1.0	0.3
RNP между 1.0 и 1.99	1.0
RNP между 2.0 и 3.99	2.0
RNP больше чем 4.0	4.0

© ЗАО «ГСС»

ХАРАКТЕРИСТИКА, ОТСЛЕЖИВАНИЕ И СИГНАЛИЗАЦИЯ

Если характеристика конфигурирована как отношение ANP/HIL=1.0, ANP, индицируемая на странице PROGRESS, отображает 99.999% вероятной ошибки места самолёта (PEE).
FMS отслеживает ANP и вырабатывает сигнализационное сообщение на CDU “CHECK ANP”, когда ANP превышает текущее значение RNP.

ПРИМЕЧАНИЕ: Это условие должно быть отображено в течение 3 секунд до появления сообщения.

В режиме GPS, FMS активизирует сигнал INT (целостности), когда HIL превышает текущее значение RNP.

ХАРАКТЕРИСТИКА РЕЖИМА GPS

ТОЧНОСТЬ

Вероятная 95% ошибка местоположения самолёта составляет 0.04 nm.(74 м.) Навигационный режим GPS пригоден для использования в целях горизонтальной навигации (LNAV) на всех этапах полёта , в том числе в районе аэродрома для режима «заход VNAV» на посадку (с FAF до MAP или MDA(H).

ЦЕЛОСТНОСТЬ

Основой целостности GPS является вычисление HIL функцией приёмника автоматического отслеживания целостности (RAIM) встроенного датчика GPS. HIL выражается в милях и отображает круг вокруг расчетного места GPS, из условия того, что истинное местоположение самолета лежит в пределе круга и вероятность местоположения составляет 99.999%, при условии, если спутник пригоден и 99.9% при условии, если спутник непригоден.

НЕПРЕРЫВНОСТЬ

Основывается на типовых значениях среднего времени между отказами (MTBF) приемника GPS и промышленно полученной частоты отказа спутников GPS (10^{-5} /час/спутник).
FMS обеспечивает требование непрерывности с вероятностью 10^{-4} на час полета) .(отсутствие получаемого сигнала по причине неисправности FMS с вероятностью не более 1 сек на 17 мин. полёта)
Для обеспечения точности требуется минимум приём сигналов от четырёх спутников, отвечающих требованиям RAIM.

© ЗАО «ГСС»

ХАРАКТЕРИСТИКА РЕЖИМА DME/DME

Для обеспечения точности навигационного режима DME/DME, требуется минимум три станции DME.

ТОЧНОСТЬ

В навигационном режиме DME/DME, обычная 95% позиционная ошибка на маршруте составляет 0.5 nm (926 м.) и в зоне аэродрома составляет 0.4 nm (740 м.)
Навигационный режим DME/DME пригоден для использования в целях горизонтальной навигации (LNAV) на всех этапах полёта, в том числе в районе аэродрома.
Навигационный режим DME/DME не используется для режима “заход VNAV» на посадку (с FAF до MAP или MDA(H).

ЦЕЛОСТНОСТЬ

На основе типовых значений среднего времени между отказами (MTBF) наземных станций DME и приемопередатчиков DME в полёте, FMS не имеет возможности обнаружения техническими средствами состояние отказа, которое стало бы причиной нахождения навигационного режима DME/DME за пределами зоны ограничения на величину порядка 10^{-4} на час полета.
Эта вероятность определяется имеющейся внутренней связью проверки местоположения FMS.
Обоснованность проверок, основываясь на расстоянии и геометрии наземных станций, применяется во время процесса выбора оборудования DME и определения местонахождения самолёта.

НЕПРЕРЫВНОСТЬ

Основывается на типовых значениях среднего времени между отказами (MTBF) наземных станций DME и приемопередатчиков DME в полёте, FMS удовлетворяет требованию непрерывности с вероятностью 10^{-4} на час полета.

© ЗАО «ГСС»

ХАРАКТЕРИСТИКА РЕЖИМА VOR/DME

Для поддержания точности навигационного режима VOR/DME, требуется минимум одна станция VOR и одна станция DME.

ТОЧНОСТЬ.

В навигационном режиме VOR/DME, типовая 95% ошибка по определению места самолёта находится в пределах между 0.6nm.(1111м.) и 0.8 nm(1482м), если расстояние до настроенной наземной станции находится на удалении меньше чем 7 nm и больше чем 1.5 nm.
Навигационный режим VOR/DME пригоден для использования в целях горизонтальной навигации (LNAV) на всех этапах полёта , в том числе в районе аэродрома для выполнения
Навигационный режим VOR/DME не используется для режима “заход VNAV”.
на посадку с FAF до MAP или MDA(H).

ЦЕЛОСТНОСТЬ

На основе типовых значений среднего времени между отказами (MTBF) наземных станций VOR и приемников VOR в полёте, FMS не имеет возможности обнаружения техническими средствами состояние отказа, которое стало бы причиной нахождения навигационного режима VOR/DME за пределами зоны ограничения на величину порядка 10^{-4} на час полета.
Эта вероятность определяется имеющейся внутренней связью проверки местоположения FMS.
Обоснованность проверок, применяется до получения азимута VOR и расстояния DME в определении местонахождения самолёта.

НЕПРЕРЫВНОСТЬ

Основывается на типовых значениях среднего времени между отказами (MTBF) наземных станций VOR/DME и приемником VOR/DME, находящегося в воздухе, FMS удовлетворяет требованию непрерывности с вероятностью 10^{-4} на час полета.

© ЗАО «ГСС»

ХАРАКТЕРИСТИКА ИНЕРЦИАЛЬНОГО РЕЖИМА

ТОЧНОСТЬ

Скорость ухода инерциальной системы, используемая для оценки точности текущего инерциального навигационного режима, предполагает скорость ухода 2 nm в час, после подключения FMS к инерциальному режиму.
Инерциальный навигационный режим в воздушном пространстве RNP ограничен временем, основываясь на текущем значении RNP с вероятностью 95%.
В районе аэродрома, инерциальный навигационный режим не должен использоваться больше чем 30 минут, после подключения FMS к инерциальному навигационному режиму.
На маршруте, его использование может быть увеличено до 60 минут.
Инерциальный навигационный режим не применяется в режиме “заход VNAV”.”. на посадку с FAF до MAP или MDA(H).

ЦЕЛОСТНОСТЬ

FMS обеспечивает отображение целостности местоположения инерциальной системы, отслеживанием точности инерциальной навигации и достоверности данных выходных сигналов IRS.
Основывается на типовых значениях среднего времени между отказами (MTBF) инерциального датчика
FMS не имеет возможности обнаружения техническими средствами состояние отказа, которое стало бы причиной нахождения инерциального навигационного режима за пределами зоны ограничения на величину порядка 10^{-4} на час полета.
Эта вероятность одобряется, когда комбинированное инерциальное местоположение вычисляется использованием 3-х датчиков IRS.

НЕПРЕРЫВНОСТЬ

Основывается на типовых значениях среднего времени между отказами (MTBF) инерциального датчика, FMS удовлетворяет требованию непрерывности с вероятностью 10^{-4} на час

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.00 СОДЕРЖАНИЕ

02.10 ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ 1
ФУНКЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА 1
ФУНКЦИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ 1
ФУНКЦИЯ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ 2
ФУНКЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСРЕДСТВАМИ 2
ФУНКЦИЯ DATALINK 2
ФУНКЦИИ MCDU 3
02.20 ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ 1
ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ 1
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ 3
НАВИГАЦИОННАЯ ИНФОРМАЦИЯ 3
02.30 ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ 1
ВВЕДЕНИЕ 1
ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПРОФИЛЬ 2
ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ 4
УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНЫМИ РЕЖИМАМИ 9
02.40 УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ 1
ВВЕДЕНИЕ 1
РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ 1
02.50 НАВИГАЦИОННАЯ БАЗА ДАННЫХ ЭКИПАЖА 1
БАЗА ДАННЫХ ЭКИПАЖА 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.10 ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ

ФУНКЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА

Система FMS позволяет пилотам создать полный план полета от точки отправления до точки назначения, который может включать в себя: навигационные средства, навигационные точки, аэропорты, воздушные трассы и определенные процедуры (SID, STAR и т.д.).
План полета может быть создан точка за точкой, используя MCDU или загрузкой маршрута компании, включенной в базу данных или применением Аэронавигационной эксплуатационной связи.
Система FMS обеспечивает картой и навигационными данными CDS, для того чтобы показать карту плана полета на ND.
Система FMS включает в себя широкоизвестную базу данных, содержащую все необходимые данные для каждого идентификатора пункта маршрута.

ФУНКЦИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Система FMS определяет местоположение и скорость самолета, используя входные данные от нескольких навигационных датчиков.
Положение самолета обеспечивается высотой, широтой и долготой. Вычисление широты, долготы основано на данных навигационных датчиков, таких как: GPS, DME, VOR/DME, IRS и DEAD REACKONING.
Скорость обеспечивается из данных: путевой скорости, путевого угла, угла сноса, магнитного склонения и угла траектории полета.
Отображение параметров навигации по GLONASS обеспечивает только для консультативных целей.
Система FMS управляет:

- Фактической и требуемой навигационной характеристикой в соответствии с фазой полета текущего участка и текущего воздушного пространства.
- Навигационными датчиками посредством обеспечения первоначальными данными для IRS и GPS, настройкой частот DME, VOR, ADF и ILS.
- Дополнительно, Система FMS дает возможность деселектирования любого ненадежного спутника GPS и выполнять прогнозируемые запросы RAIM.

© ЗАО «ГСС»

ФУНКЦИЯ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Функция VNAV нужна экипажу в планировании профиля полёта и в управлении вертикальными режимами, чтобы обеспечить выполнение всех инструкций АТС, пролёта точек ограниченных (высотой, скоростью и RTA), и полёта в воздушном пространстве с ограниченной скоростью.
Функция VNAV состоит из трёх основных элементов:

- Базового вертикального профиля с характеристикой, расчетом топлива и информацией по вертикальному положению,
- Управления автопилотом в вертикальной плоскости,
- Базы данных характеристик самолёта/двигателя.

Ввод и отображение данных VNAV выполняется на страницах LEGS и VNAV.
Система измерения барометрической высоты является основным источником отсчёта высоты.
Предварительная установка высоты и управление вертикальным режимом выполняется с панели FGCP.
Информация режима VNAV также отображается на ND и PFD.

ФУНКЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ РАДИОСРЕДСТВАМИ

Система FMS выполняет следующие функции по управлению радиосредствами:
1) Настройка навигационных средств: ILS, VOR, DME, ADF и MLS (как опция).
2) Автоматическая настройка VOR, ILS (MLS) и DME.
3) Резервное назначение для настройки радиосвязи VHF и HF.
4) Управление режимами и кодами транспондера АТС.
5) Управление режимом и диапазоном выбора TCAS.

ФУНКЦИЯ DATALINK

Функция “DATALINK” обеспечивает взаимодействие:

- С блоком управления связи (CMU),
- Между экипажем и операционным центром авиакомпании (AOC), путем передачи или приема через спутниковую связь сообщений и запросов:

— План полета компании,
— Прогнозируемую информацию ветра,
— Запрос местоположения.

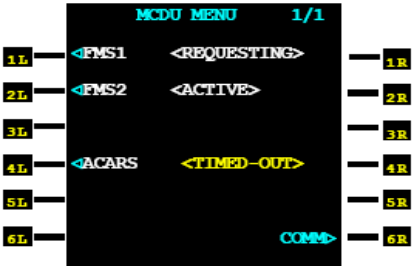
- Взаимодействует между экипажем и оборудованием АТС. Передает цифровые данные связи, прямо, между землей и FMS, для отображения текстовых сообщений.
- Обеспечивает сообщениями CPDLC в соответствии требованиям DO-258A/ED-110A. При прибытии нового сообщения CPDLC, FMS информирует FWS, которая активизирует звуковую сигнализацию (одиночный удар колокола) и включает световое табло АТС PBA, чтобы привлечь внимание экипажа. При нажатии кнопки АТС PBA, FMS отобразит сообщение CPDLC.

© ЗАО «ГСС»

ФУНКЦИИ MCDU

УПРАВЛЕНИЕ ПОДСИСТЕМОЙ MCDU

Система FMS имеет возможность взаимодействовать с внешними подсистемами (ESS) через ARINC 739 и воздействовать на эти подсистемы через MCDU.
После холодного запуска FMS, возможен автоматический вход во внешнюю подсистему, если, по крайней мере, одна сконфигурированная ESS находится в основном списке автоматического входа в систему.
В системе FMS находится 11 функциональных ключей, которые могут быть предназначены для входа в конфигурацию.
Когда функциональный ключ нажат, система FMS войдёт в заданную внешнюю подсистему ESS.
Страница MCDU MENU отображает все конфигурируемые внешние подсистемы и внутреннюю структуру системы FMS.
Для допуска на страницу MCDU MENU X/X, нажмите [MENU].



Отображаемые подсистемы имеют определённые ключи LSK.

Примечание: На странице MCDU может быть установлено до 7 внешних подсистем, значение 8 оборудованных средств может отображаться на странице MCDU MENU (включая FMS, которая всегда является частью списка подсистем).

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.20 ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ

Основная функция системы FMS, вычисление точности местоположения и путевой скорости, основанное на пригодных навигационных данных.
Система FMS1 использует данные IRS1/IRS2/IRS3, GPS1, VOR1/DME1.
Система FMS2 использует данные IRS1/IRS2/IRS3, GPS2, VOR2/DME2.

ПРИМЕЧАНИЕ: GPS является опцией авиакомпании. На самолёте RRJ задействован автономный вариант, когда данные выходных сигналов GPS захватываются и обрабатываются непосредственно FMS.





© ЗАО «ГСС»

Каждая FMS отслеживает свои собственные изменяющиеся ошибки (drift error). Используя для навигации GPS (или Navaids, когда GPS не пригодно), обе FMS постоянно отслеживают каждую IRS, чтобы определять и обновлять ошибку IRS.
GPS обеспечивает точность местоположения, но она может быть нарушена из-за отсутствия сферы действия спутника или временного прерывания.
Радионавигационные средства используются FMS для вычисления места самолёта по DME/DME, VOR/DME. Точность меняется в зависимости от навигационного средства и его местоположения относительно самолёта.

КОГДА GPS ПРИГОДНА

Местоположение по IRS корректируются FMS, используя местоположение GPS для определения наилучшего среднего местоположения FMS.

КОГДА GPS НЕ ПРИГОДНА

Обе FMS используют местоположение IRS по радиосредствам.
Местоположения IRS корректируются через фильтр, для определения наилучшего среднего положения FMS.
Радионавигационные средства автоматически настраиваются FMS, для определения местоположения по радиосредствам.

КОГДА МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ ПО GPS И РАДИОСРЕДСТВАМ НЕ ПРИГОДНО

FMS использует среднее местоположение трёх IRS для определения наилучшего местоположения FMS.

© ЗАО «ГСС»

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

FMS автоматически настраивает навигационные радиосредства, содержащие в навигационной базе данных.

Автоматически настроенные радиосредства могут быть изменены вручную через страницу RADIO или RMP.

Выбранные навигационные средства отображаются на ND и PFD с помощью идентификатора и/или частоты.

НАВИГАЦИОННАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Дополнительно к местоположению по FMS, вычисляется и отображается следующая информация:

- Магнитный путевой угол.

Эта информация становится недействительной за пределами 73ºСШ/60ºЮШ, из-за ограничения самолёта и ненадёжного магнитного склонения в этих зонах.

- Путевая скорость.
- Истинный ветер.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

02.30 ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ

ВВЕДЕНИЕ

Этот раздел описывает функцию вертикальной навигации (VNAV) системы FMS и обеспечивает обзор, описание основных процедур, которые специально подготовлены для RRJ.

Более подробную информацию можно найти в описаниях страниц MCDU в приложении “A”.

Предполагается, что функция VNAV поможет экипажу в планировании вертикальной навигации и управлении общим профилем полёта, чтобы обеспечить выполнение всех инструкций ATC, ограничений точки (по высоте, скорости и требуемому времени прибытия) и ограничений скорости в воздушном пространстве.

Функция VNAV имеет три основных элемента:

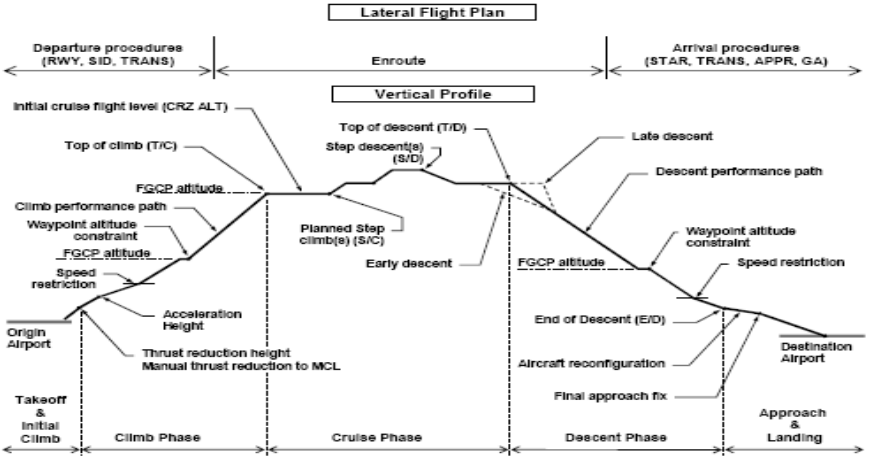
- Расчетная вертикальная траектория, объединённая характеристика, расчеты топлива и информация о вертикальном отклонении.
- Управление вертикальной навигацией через Автопилот (AFCS).
- База данных характеристик, содержащая данные характеристик самолёта/двигателя и политика эксплуатационных предпочтений.

Ввод и отображение данных VNAV выполняется посредством страниц VNAV и LEGS. Система измерения высоты является основным источником отсчета высоты. Предварительная установка высоты и управление вертикальным режимом выполняется с панели FGCP. Информация, связанная с VNAV, отображается на PFD и ND.

© ЗАО «ГСС»

ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПРОФИЛЬ

Типичный вертикальный профиль и его связь с фазами полёта горизонтального плана полёта отображен ниже.



Система FMS вычисляет вертикальный профиль состоящий из фаз полёта: взлёта, первоначального набора высоты, набора, полёта на крейсерском эшелоне, снижения и захода на посадку.

Основой вертикальной навигации является горизонтальный план полёта, внешние условия (ветер, температура) и база данных характеристик самолёта/двигателя.

Профили набора и снижения построены от начала полёта до конца, принимая в расчет широкий диапазон коэффициентов, включая:

- Характеристики самолёта/двигателя,
- Фактический или расчетный вес самолёта,
- Крейсерский эшелон полёта,
- Высоту уменьшения тяги и разгона скорости набора,
- Ограничение скорости в районе аэродрома,
- Высоту превышения аэродрома вылета,
- Уменьшенная тяга на взлёте (Flex Temp или De-rate),
- Все ограничения, вручную введенные или из навигационной базы данных, связанные с точками,
- Задание скорости для каждой фазы полёта,
- Прогнозирование ветра/температуры.

Там, где в плане полёта имеется разрыв маршрута, вертикальный профиль предполагает прямую траекторию с пересечением разрыва до следующей точки.

© ЗАО «ГСС»

ТИПЫ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ВЫСОТЕ:

- Пролёт точки на высоте, “AT” (например: FL270), пролёт точки на высоте или выше “AT or ABOVE” (например: FL290A), пролёт точки на высоте или ниже “AT or BELLOW” (например: FL150B).
- Пролёт точки в диапазоне высот “WINDOW” (например: 270-350, берётся только из навигационной базы данных).

© ЗАО «ГСС»

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ

ТОЧКИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ

Каждая фаза вертикального профиля заканчивается точкой вертикального профиля (известная как «псевдоточка»), которая не объединена с точкой горизонтального маршрута. Псевдоточки перечислены ниже.

ФАЗЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ

Вертикальный профиль состоит из следующих фаз:

- **Взлёта и первоначального набора:** фаза взлёта начинается в момент отрыва и заканчивается на высоте уменьшения тяги.
- **Набора:** фаза начинается на высоте разгона скорости и заканчивается в начале захвата крейсерской высоты в точке (T/C).
- **Крейсерского эшелона:** фаза полёта на крейсерском эшелоне начинается с захвата крейсерской высоты и заканчивается в начале фазы снижения. Профиль крейсерского эшелона полёта учитывает скорость по расписанию, выбранную экипажем, все ограничения по скорости и высоте пролёта точек, средний ветер и температура.
- **Ступени набора/снижения:** ступени набора/снижения планируются по желанию экипажа, они могут быть введены как ограничения точки по высоте, кроме точек расположенных в пределе 50nm от T/D. Набор или снижение на крейсерской высоте выполняется на текущей крейсерской скорости.
- **Снижения:** фаза снижения начинается в точке, в которой самолёт начинает захват траектории снижения и продолжается до фазы захода в точке (E/D).

Раннее и позднее снижение:

- Раннее снижение выполняется на скорости снижения и постоянной вертикальной скорости.
- Позднее снижение выполняется на увеличенной скорости, для обеспечения захвата траектории снижения.

Профиль снижения.

- Профиль снижения учитывает:
- Скорость по расписанию, выбранную экипажем,
- Все ограничения по высоте и скорости, средний ветер,
- Установку барометрического давления на аэродроме посадки,
- Температуру в аэропорту прибытия,
- Скорость ограничения в районе аэродрома.

© ЗАО «ГСС»

Характеристика траектории.

Характеристика траектории создается между конечной крейсерской высотой и наивысшим ограничением точки снижения по высоте, которая ограничивает траекторию. На участке уменьшения скорости до скорости пролёта точки E/D, скорость вводится автоматически, если требуется.

Ввод давления аэродрома (QNH или QFE) до начала снижения, минимизирует внезапное изменение отклонения от вертикальной траектории, когда давление аэродрома введено на снижении на эшелоне перехода (TL).

- **Захода:** фаза захода является плавным продолжением профиля снижения, которая начинается в точке E/D и заканчивается на высоте 50 ft выше торца ВПП. Профиль захода включает в себя участок уменьшения вертикальной скорости до точки FAF, для уменьшения скорости и выпуска механизации. Профиль предполагает, что самолёт полетит с механизацией рассчитанной FMS и конечные скорости захода, индицируемые на странице APPR REF, включая введенную вручную скорость захода с коррекцией на ветер. Ввод температуры аэропорта прибытия ниже 0ºC вызывает регулировку высот захода и переходных точек захода.
- **Ухода на второй круг:** Когда начат уход на второй круг, вертикальный профиль стирается. Горизонтальная и вертикальная навигация процедуры ухода на второй круг прерывается и FMS устанавливает заданную скорость ухода на второй круг для текущих условий. Требованием для нового вертикального профиля после инициирования ухода на второй круг является ввод новой высоты эшелона и активация нового горизонтального плана полёта, обычно состоящего из процедуры повторного захода, либо маршрута ухода на запасной. Новый вертикальный профиль вычисляется в основном исходя из состояния самолёта (веса самолёта, количества топлива, и т.д.)
- **Послеполётная фаза:** фаза начинается на земле, после посадки, когда выключаются оба двигателя. Вертикальный профиль, также все исходные данные характеристик и объединенные расчеты стираются.

© ЗАО «ГСС»

ХАРАКТЕРИСТИКА РАСЧЕТОВ

Расчеты, обеспеченные для каждой точки горизонтального плана зависят от фазы вертикального профиля и включают:

- ETE или ETA, высоту полёта, заданную скорость, угол траектории полёта и заданную вертикальную скорость,
- Остаток топлива и расчетный взлётный, текущий и посадочный вес самолёта.
- ETA и расчеты топлива для всех точек,
- Высоты пролёта точек без отображения ограничения высоты на страницах LEGS.

Расчеты профиля набора и снижения отображаются на страницах PROFILE.
Вертикальный профиль и все расчеты вновь вычисляются, если какой-либо элемент источника данных изменяется.
На снижении, изменение барометрического давления может также привести к перерасчету вертикального профиля.
На практике, это означает, если что-либо произошло в горизонтальном или вертикальном плане полёта, загорается сигнализатор EXEC.
Расчеты характеристик для активного маршрута также обновляются периодически во время полёта, принимая в расчет текущие условия.

Информация о положении на траектории

Информация о положении на траектории, отображаемая на странице DES, включает в себя:

- вертикальное отклонение от траектории,
- текущий угол траектории полёта,
- заданную вертикальную скорость и угол наклона траектории от текущего места в выбранную точку, ограниченную по высоте,
- а также расстояние до точки ограниченной по высоте, выбранной на FGCP или какой-либо заданной высотой.

Изменение траектории при пролёте точки “FLY-BY”

Какое-либо изменение вертикальной траектории, выполняющееся при пролёте точки “fly-by”, ограничивает нормальное ускорение самолёта во время захвата следующей траектории.

Прогнозирование ветра и температуры

В наборе, может быть введён один прогностический ветер в точке T/C.
На крейсерском эшелоне, ветер может быть введён для любой точки на четырёх эшелонах/высотах.
На снижении, ветер может быть введён на четырёх эшелонах/высотах.
В полёте, текущий ветер смешивается с прогнозируемым ветром.
Прогнозируемая температура может быть введена одна для текущего крейсерского эшелона и смешивается с текущей температурой (OAT) для улучшения расчетов полета на крейсерском эшелоне.

© ЗАО «ГСС»

Требуемое время прибытия (RTA)

Требуемое время прибытия может быть определено только для точки одного крейсерского эшелона или снижения. Интервал RTA вычисляется для времени взлёта и в течение полёта. Только крейсерская скорость регулируется, чтобы удовлетворить RTA, скорости набора и снижения остаются без изменения. Когда самолёт находится на снижении, экипаж не может определить RTA.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ VNAV

Елемент VNAV	Определение	Индикация на	
		MCDU	ND или PFD
T/C	Место, в котором FMS прогнозирует достичь крейсерскую высоту.	Да	
S/C	Место, в котором FMS прогнозирует начать набор.	Да	
T/D S/D	Место, в котором FMS прогнозирует начать снижение.	Да	
DECEL	Место, в котором FMS начинает уменьшение скорости до заданной.	Да	
Раннее снижение	Начинается за 50nm до T/D нажатием “DES NOW”.	Нет	
Позднее снижение	Когда точка T/D пройдена и снижение не начато.	Нет	
E/D	Место, где профиль снижения переходит в фазу вертикального захода.	Да	
Заход на посадку	Режим VNAV включает вертикальный заход в точке E/D.	Да	

ПРИМЕЧАНИЕ: Индикация VDEV отобразится на PFD, как только FMS перейдёт к фазе снижения. После прохождения E/D, указатель VDEV продолжает отображать индикацию до тех пор, пока самолёт не пройдёт торец ВПП.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНЫМИ РЕЖИМАМИ

Система FMS вычисляет заданные вертикальные скорости только для фаз полёта снижения и захода на посадку. Для всех других фаз полёта вертикальной навигации, FMS вычисляет заданную скорость полёта.
В наборе и на крейсерском эшелоне, автопилот управляет самолётом по курсу и выдерживанию заданной скорости, вычисленные FMS.
Режимы A/T и горизонтальные/вертикальные режимы автопилота отображаются на FMA PFD.
Отображаемая FMA индикация соответствует каждой вертикальной фазе полёта (отображена ниже в таблице).

ОТОБРАЖЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ НА FMA

Вертикальная фаза	Активный режим VNAV	Индикация FMA	
		Режимы AT	Вертикальные режимы АП
TO - THR RED	TAKEOFF	THRUST	TO
Первоначальный набор, набор	CLB	THRUST	CLB
Набор высоты перехода	CLB	SPEED	ALT*
Набор высоты зад. на FGCP	CLB	SPEED	ALT
Крейсерская высота (*)	CRZ	MACH	ALT
S/C, S/D	CRZ CLB, CRZ DES	THRUST	CLB DES
Раннее снижение	DES	THRUST	VNAV
Позднее снижение	DES	THRUST	VNAV
Снижение до E/D (**)	DES	THRUST	VNAV
Снижение до эшелона перехода	DES	SPEED	VNAV
Сниж. до высоты выбр. на FGCP	DES	SPEED	ALT
Вертик. заход, после E/D (**)	APPR	SPEED	VNAV
Горизонтальный заход (2nm до FAF)	APPR	SPEED	VNAV
Уход на 2-ой круг.	GO AROUND	THRUST	GA

(*) MACH или SPEED в зависимости от заданной скорости FMS.

(**) На снижении, режим "A/T" на FMA отображает THRUST или SPEED, в зависимости от того, какой режим FMS устанавливает (IDLE или нет).

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ

FMS соблюдает все точки воздушного пространства с ограничением по скорости. Скорость, управляемая FMS, есть скорость IAS или Mach, отображаемая в заголовке страницы в негативном фоне активной страницы характеристик VNAV.
Автопилот использует скорость IAS до высоты перехода и Mach выше высоты перехода во время фазы набора или снижения. На крейсерском эшелоне, он использует либо Mach или IAS в зависимости от выбранной скорости по плану.
Стратегия управления скоростью (скорость по тангажу или тяги) является функцией вертикальной фазы полёта.
ВНИМАНИЕ:
Если самолёт находится выше траектории снижения или ниже высоты ограничения скорости, ограничение по скорости не будет соблюдаться, но будет соблюдаться ограничение по высоте.

ИЗМЕНЕНИЕ УРОВНЯ ПОЛЁТА

Когда режим VNAV включен, FMS обеспечивает выдачу сигнализации при переходе с одного уровня к другому уровню полёта. Сигнализация состоит из сообщения в блокноте “VNAV PATH CHANGE”.

ИНДИКАЦИЯ НА PFD

FMS обеспечивает следующей информацией относящейся к VNAV на PFD:

- Заданная скорость: индекс скорости и цифровая индикация,
- V1, индекс скорости и цифровая индикация,
- VR, индекс скорости,
- Отклонение от вертикального трека (VDEV).

ИНДИКАЦИЯ НА ND

На ND отображаются символы: набора крейсерского эшелона (T/C), начала снижения с крейсерского эшелона (T/D), окончания снижения (E/D) и уменьшения скорости (D).

© ЗАО «ГСС»

02.40 УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ

ВВЕДЕНИЕ

Минимальные вводы, необходимые для вычисления профиля полёта:

- Крейсерский эшелон полёта,
- Вес самолёта в пункте отправления,

Эти данные нормально вводятся во время предполётной подготовки.

- Дополнительные данные могут быть введены для улучшения профиля полёта и расчетов (например: ветер, температура).
- Могут быть введены в план полёта ограничения по скорости и высоте.

На предполётной подготовке, FMS использует введённые данные для:

— Вычисления оптимальной скорости для каждого этапа полёта,

— Обеспечения расчетным временем, пересечением высот, T/C, T/D, топливом.

— Определения оптимального и максимального эшелонов полёта.

В полёте, расчеты над каждой точкой профиля полёта обновляются использованием путевой скорости, основанной на фактическом ветре, смешанного с планируемыми данными полёта.

Если используется выбранный режим (SPD/MACH, CLB, DES, V/S или FPA), FMS вновь выполняет расчеты, основанные на выбранных параметрах до конца текущей фазы полёта FMS.

ВНИМАНИЕ:

Вычисление характеристик основывается на базе данных характеристик сохранённых в FMS, включая характеристику полёта без одного двигателя.

РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Два типа управления:

- **Управляемые режимы (Managed)**. Управляемые режимы обеспечивают навигацию, вычисленную FMS, для следования по треку плана полёта, профилю и/или на скорости по расписанию, как запрограммировано в MCDU. Для включения Управляемого режима, пилот должен нажать соответствующую кнопку на FGCP.
- **Выбранные режимы (Selected).** Выбранные режимы обеспечивают навигацию захватом и выдерживанием заданных значений параметров полёта, выбранных непосредственно пилотом на FGCP. Для выбора заданного параметра, пилот должен нажать на селекторную кнопку выбора соответствующего режима и повернуть её, чтобы установит нужное значение параметра.

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ СКОРОСТЬЮ

УПРАВЛЯЕМЫЙ РЕЖИМ

Управляемый режим по скорости включается нажатием кнопка “AUTO” или A/T на FGCP. Скорость управляется от FMS:

- На PFD заданная воздушная скорость отображается малиновым цветом.
- На FMA в первой колонке индицируется THRUST (SPEED).
- На MCDU нажатием функциональной кнопки VNAV (страницы CLB, CRZ, DES), управляемый режим подтверждается заданным значением.

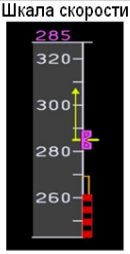
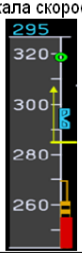
ВЫБРАННЫЙ РЕЖИМ

Выбираемый режим по скорости включается нажатием селекторной кнопки “SPEED” на FGCP.

Вращением ручки пилот устанавливает значение заданной скорости, которая контролируется на PFD:

- На PFD заданная воздушная скорость отображается голубым цветом,
- На FMA в первой колонке индицируется THRUST (SPEED).
- На MCDU (страницы CLB, CRZ, DES), выбранный режим подтверждается заданным значением, которое является отсчетным для вычислений FMS на текущей фазе полёта.

Режим автомата тяги, отображаемый на FMA, не находит отличия между управляемым и выбираемым режимами по Speed/Mach.

Управляение режимом скорости от FMS (MANAGED) осуществляется нажатием на кнопку AUTO.	FGCP	Ручной режим управления скоростью (SELECTED) осуществляется нажатием на селективную ручку SPEED.
		
Шкала скорости 	PFD	Шкала скорости 

© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ КУРСОМ

УПРАВЛЯЕМЫЙ РЕЖИМ: LNAV

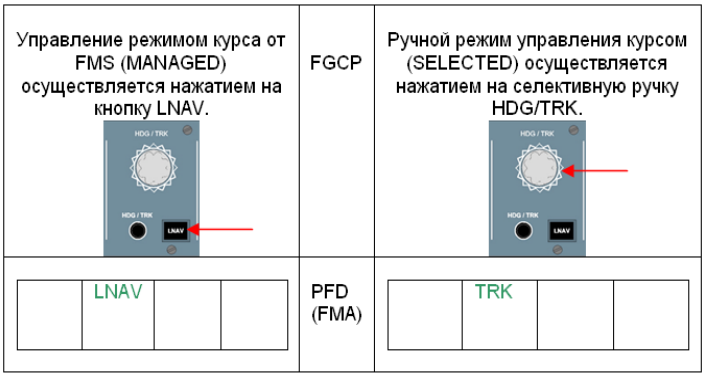
Режим LNAV включается нажатием кнопки LNAV на FGCP. Горизонтальное управление контролируется FMS для выдерживания определённой горизонтальной траектории:

- На FMA отображается LNAV зелёного цвета,
- На PFD/ND заданный через FMS индекс курса или путевого угла отображаются малиновым цветом.
- На ND трек плана полёта отображается сплошной зелёной линией.
- MCDU используется, чтобы изменить траекторию полёта.

ВЫБРАННЫЙ РЕЖИМ: HDG (ИЛИ TRK)

Режим HDG (или TRK) включается нажатием селекторной кнопки HDG/TRK на FGCP.
Горизонтальная навигация выполняется пилотом, который вращением ручки устанавливает заданное значение курса/трека:

- На FMA отображается HDG (или TRK),
- На PFD/ND выбранный курс или трек отображаются голубым цветом,
- На ND трек плана полёта отображается зелёной линией.



© ЗАО «ГСС»

РЕЖИМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЫСОТОЙ

УПРАВЛЯЕМЫЙ РЕЖИМ: VNAV

Режим включается нажатием кнопки VNAV. Вертикальная навигация выполняется FMS выдерживанием заданного профиля снижения и выполнением ограничений по высоте, введённых в план полёта:

- На PFD отобразится высота, установленная через FMS, малинового цвета.
- На FMA отобразится VNAV зелёного цвета.
- Управление ограничениями по высоте:

– При выполнении снижения, FMS стабилизирует самолёт по высоте, если имеется ограничение, установленное FMS.

ВЫБРАННЫЕ РЕЖИМЫ: CLB, DES, V/S ИЛИ FPA

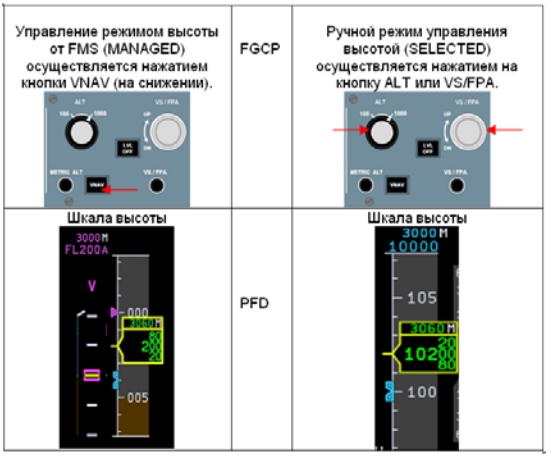
Вертикальные режимы CLB, DES или V/S включаются нажатием селекторной кнопки ALT или VS/FPA. Вертикальная навигация выполняется пилотом вращением соответствующей ручки:

- На PFD, FMA отображает режимы CLB, DES или V/S.

ИНДИКАЦИЯ

На PFD, на шкале высоты, появляется символ соответствующий теоретическому вертикальному профилю, вычисленному FMS. Он отображается от T/D до высоты пролёта точки MAP. Пилот может видеть вертикальное отклонение прямо на шкале высоты.

На FMA отображается вертикальный режим во время набора или снижения.



© ЗАО «ГСС»

02.50 НАВИГАЦИОННАЯ БАЗА ДАННЫХ ЭКИПАЖА

БАЗА ДАННЫХ ЭКИПАЖА

FMS содержит базу данных пользователя, которая используется для сохранения точек и маршрутов пользователя.

Точки пользователя могут быть:

- введены в строку ввода, или
- загружены из или сохранены в DLU.

Типы точек пользователя:

- WPT,
- аэропорт,
- навигационное средство (VOR/DME).

Новая точка пользователя создается на странице USER WPT.

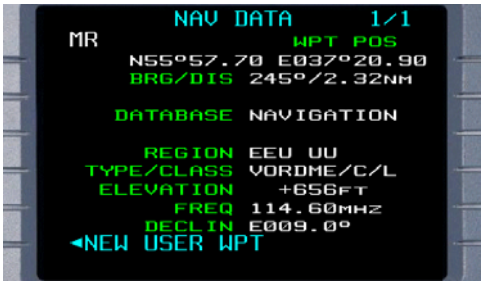
Способы создания новой точки пользователя:

- ввод координат WPT,
- ввод азимута и дальности от текущего местоположения самолета,
- ввод радиала и дальности от известной WPT.

© ЗАО «ГСС»

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ТОЧКИ

Для идентификации точки в навигационной базе данных пользователя, необходимо:
1. Нажать функциональный ключ [INT/REF], затем NAV DATA (LSK 1R).
2. Ввести в блокнот идентификатор точки и затем перевести в поле ID нажатием LSK 1L.



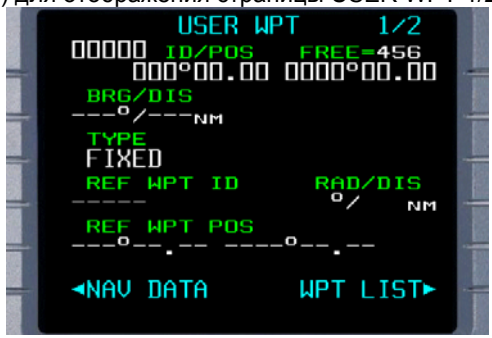
После повторного нажатия на LSK 1L, на странице NAV DATA 1/1 отобразятся:
— идентификатор выбранной точки,
— координаты выбранной точки,
— азимут/расстояние,
— регион местонахождения выбранной точки,
— тип выбранной точки,
— превышение точки,
— частота навигационного средства,
— магнитное склонение в точке навигационного средства.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД НОВОЙ ТОЧКИ В БД ЭКИПАЖА

Для ввода навигационной точки в БД экипажа:

1. Нажмите [INIT REF], WPT DATA> (LSK 1R), затем NEW USER WPT (LSK6L) для отображения страницы USER WPT 1/2.



2. Введите идентификатор WPT в поле ID (LSK 1L).
3. Введите координаты WPT в поле POS (LSK 1R), или
4. Введите азимут и дальность в поле BRG/DIS (LSK 2L).

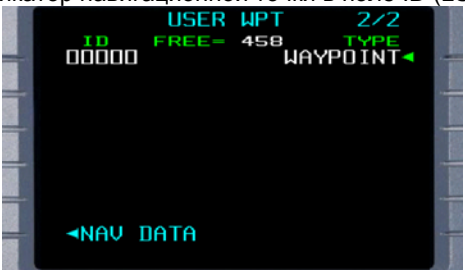
При вводе азимута и дальности, используя текущее местоположение самолета в качестве точки отсчета, FMS вычисляет и отображает в поле LSK 1R координаты WPT пользователя. Количество доступных точек пользователя отображается в поле “FREE=” (максимальное количество точек ─ 456).

Для отображения типа навигационной точки, нажмите [NEXT], затем на странице USER WPT 2/2, нажмите LSK 1R.

В поле данных отобразится тип навигационной точки (WAYPOINT, AIRPORT, VHF NAV).

A) При индикации в поле TYPE “WAYPOINT”, введите:

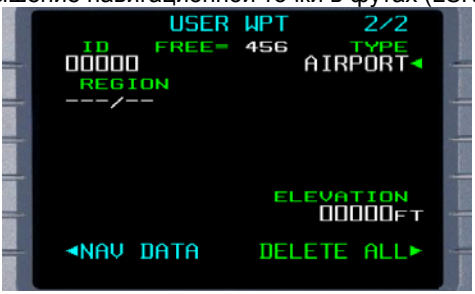
1─ Идентификатор навигационной точки в поле ID (LSK 1L).



© ЗАО «ГСС»

Б) При индикации в поле TYPE “AIRPORT”, введите:

1. — Идентификатор навигационной точки в поле ID (LSK 1L),
2. — Превышение навигационной точки в футах (LSK 5R)



В) При индикации в поле TYPE “VHF VNAV”, введите:

1. — Идентификатор навигационной точки в поле ID (LSK 1L),
2. — Превышение навигационной точки в футах (LSK 5R),
3. — Канал навигационного средства CHAN (например: 126X.



После того как будут заполнены обязательные поля,
на странице USER WPT 2/2, нажмите DELETE ALL (LSK 6R). Отобразится подсказка <CANCEL delete? CONFIRM>.

Для подтверждения удаления, нажмите CONFIRM> (LSK 6R) или для отмены удаления, нажмите <CANCEL (LSK 6L).



© ЗАО «ГСС»

СПИСОК ТОЧЕК ПОЛЬЗОВАТЕЛЯ

Для просмотра списка точек, выбранных экипажем, нажмите [INIT REF], <WPT LISTS>, <USER WPT>.

На страницу будет выведено до 10 точек. Максимально может быть задано 456 точек.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.00 СОДЕРЖАНИЕ

03.10 ОТОБРАЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ 1
ПУЛЬТ MCDU 1
ПУЛЬТ FCP 11
РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ 12
ИНДИКАТОР РЕЖИМОВ ПОЛЁТА 13
ИНДИКАТОР ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ 14
НАВИГАЦИОННЫЙ ДИСПЛЕЙ 15
03.20 ОПИСАНИЕ СТРАНИЦ 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 1
ARRIVALS 4
CALC/CONV 7
COMM STATUS 10
DATA LOAD (ЕСЛИ САМОЛЕТ НА ЗЕМЛЕ) 11
DEP/ARR INDEX 16
DEPARTURES 18
DESELECT 21
DISPLAY 22
DME STATUS 23
ESS FAILURE 24
FIX INFO 25
FLIGHT LOG 27
FUEL 28
GLONASS 30
GPS PREDICT RAIM 32
GPS SAT DESELECT 34
GPS STATUS 35
HOLD 37
IDENT 44
INIT/REF INDEX 47
IRS X ACCURACY 48
MAINT MESSAGES 49
MESSAGE RECALL 50
MCDU MENU 51
NAV DATA 52
NAV STATUS INDEX 56
NEAREST 57
NEAREST AIRPORT 58
NEAREST VHF NAV 59
PARALLAX ADJUST 61
POS INIT/REF 62
PROGRESS 67
RTA PROGRESS 73
RTE 78
RTE X LEGS 85
RTE X LEGS ETA 91

© ЗАО «ГСС»

RTE X LEGS POS 94
RTE X LEGS WIND 96
SELECT CO ROUTE 98
SELECT NAVAID 99
SELECT WPT 100
SETUP 101
USER ROUTES 102
USER WPT 104
USER WPT LIST 110
VHF NAV DESELECT 112
VOR/DME STATUS 114
WPT LISTS 116
PERF INIT 118
TAKEOFF REF 123
CLB 125
CRZ 130
DES 134
APPR 141
APPR REF 147
GO AROUND 150
VNAV PROFILE 152
DES FORECAST 155
LEGS 158
LEGS ETA 160
PROGRESS 161
VNAV INVALID 1/3 162
СТРАНИЦА FUEL ДЛЯ АКТИВНОГО МАРШРУТА 163
03.30 ТИПЫ НАВИГАЦИОННЫХ УЧАСТКОВ 1
ВВЕДЕНИЕ 1
ЛИНИЯ ПУТИ К КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКЕ (TF LEG) 1
ПОЛЕТ С ЗПУ К КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКЕ (CF LEG) 2
ПОЛЕТ ПО ДУГЕ DME ИЛИ С ЗАДАННЫМ РАДИУСОМ К КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКЕ (AF И RF LEG) 3
РАЗВОРОТ ПО УСТАНОВЛЕННОЙ СХЕМЕ ДЛЯ ВЫХОДА НА ЗАДАННЫЙ КУРС (PI LEG) 4
ПОЛЕТ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ, ЗАКАНЧИВАЕМЫЙ ВРУЧНУЮ, ДО КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ, С НАБОРОМ ВЫСОТЫ (HM, HF, HA LEGS) 5
ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ (CA LEGS) 6
ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ВЫХОДА НА ДУГУ DME (CD LEG) 7
ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ПЕРСЕЧЕНИЯ С ЗАДАННОЙ ЛИНИЕЙ ПУТИ (CI LEG) 8
ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ВЫХОДА НА РАДИАЛ VOR (CR LEG) 9
ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ ДО ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ (FA LEG) 10
ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ НА ОПРЕДЕЛЕННОЕ РАССТОЯНИЕ (FC LEG) 11

© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ К ДУГЕ DME (FD LEG) 12
ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ, ЗАКАНЧИВАЕМЫЙ ВРУЧНУЮ (FM LEG) 13
ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ВЫХОДА НА ЗАДАННУЮ ВЫСОТУ (VA LEG).....14
ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ВЫХОДА НА ДУГУ DME (VD LEG).....15
ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ПЕРСЕЧЕНИЯ С ЗАДАННОЙ ЛИНИЕЙ ПУТИ (VI LEG) 16
ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ, ЗАКАНЧИВАЕМЫЙ ВРУЧНУЮ (VM LEG) 17
ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ВЫХОДА НА РАДИАЛ VOR (VR LEG)18
РАДИАЛ НА ТОЧКУ.....19
03.40 СООБЩЕНИЯ НА MCDU.....1
ПРЕДУПРЕЖДАЮЩИЕ СООБЩЕНИЯ.....1
КОНСУЛЬТАТИВНЫЕ СООБЩЕНИЯ 1
ДОСТУП К СТРАНИЦАМ СООБЩЕНИЙ 2
03.50 ПЕРЕЧЕНЬ ФОМАТОВ ДАННЫХ MCDU.....1

 © ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.10 ОТОБРАЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

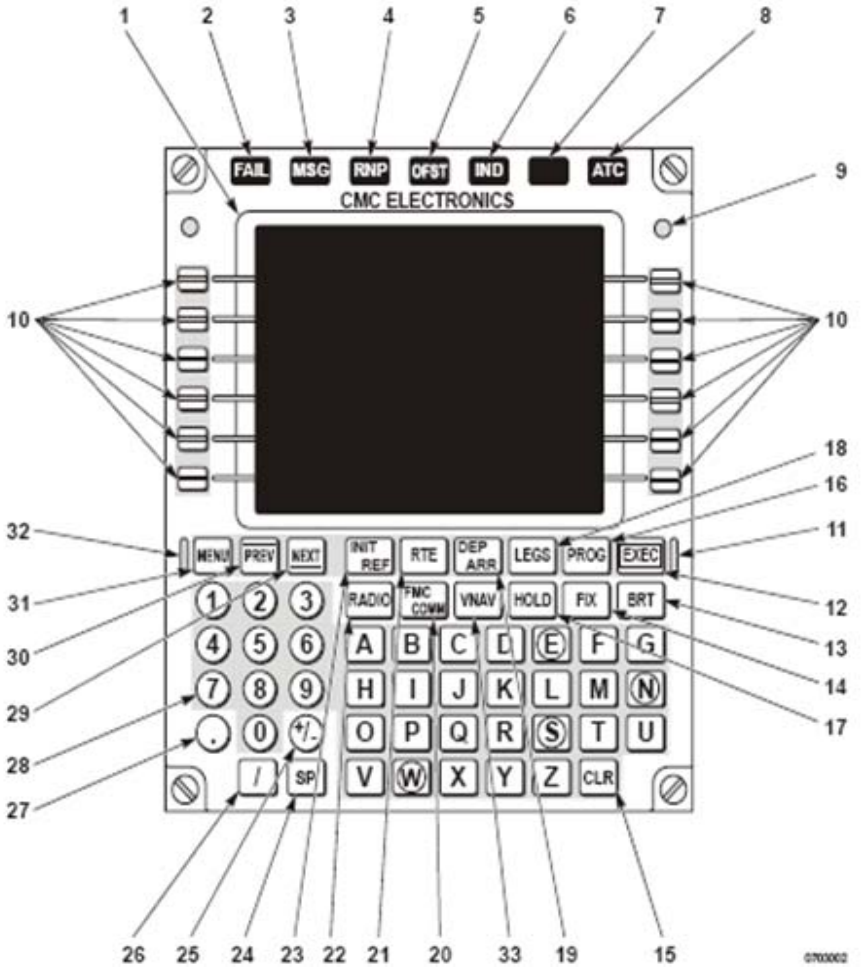
ПУЛЬТ MCDU

FMS снабжена встроенным блоком с цветным дисплеем (MCDU). Дисплей представляет собой жидкокристаллический экран с активной матрицей (AMLCD), обеспечивающий индикацию на экране из 14 строк и 24 символов. MCDU имеет буквенно-цифровую наборную панель и кнопки специальных функций (INIT/REF, RTE, DEP/APP и т.д.).
На правой и левой стороне дисплея имеется по 6 кнопок выбора строки (LSK) для выбора функции на разных страницах экрана.
На пультах MCDU (левого и правого пилота) осуществляется продолжительное (стратегическое) взаимодействие между экипажем и FMS.
MCDU включают в себя следующие основные функции:

- Первоначальная выставка IRS перед полётом,
- Построение и индикация активного и неактивного плана полётов,
- Ввод весовых данных, топлива и расчет топлива для полёта,
- Ввод параметров взлёта и захода,
- Ввод изменений в горизонтальный, вертикальный план полёта,
- Индикацию автоматической и ручной настройки навигационных радиосредств,
- Обновление местоположения по DME или GPS, и точность навигации,
- Ввод и сохранение навигационных данных, определённых пилотом, которые отсутствуют в БД,
- Включение фазы захода.

Данные отображаются на жидкостно-кристаллическом экране размером 3x4 дюйма. Экран разделен на специальные зоны.
Клавиатура – имеет общую подсветку с шины регулировки свечения панели. Предлагается два варианта управления яркостью экрана. Первый вариант заключается в сочетании данных от световых датчиков и ручной установке яркости. Два световых датчика на MCDU воспринимают любые изменения уровня света в кабине пилотов, что приводит к увеличению или уменьшению яркости экрана относительно яркости установленной в ручную. Второй вариант состоит из внешней регулировки яркости.
Блок управления полетом (FMU) получает данные от внешних навигационных датчиков и выполняет обработку всех сигналов и необходимые вычисления для выдачи навигационных данных. FMU получает команды введенные пилотом, с наборной панели, отображает навигационные данные, команды управления и данные о состоянии систем на собственном и основных навигационных дисплеях.

© ЗАО «ГСС»


1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19
20
21
22
23
24
25
26
27
28
29
30
31
32
33
FAIL
MSG
RNP
OFST
IND
ATC
CMC ELECTRONICS
MENU
PREV
NEXT
INIT REF
RTE
DEP ARR
LEGS
PROG
EXEC
RADIO
FMC COMM
VNAV
HOLD
FIX
BRT
CLR
SP
0700002

ЭКРАН ДИСПЛЕЯ

(1) Дисплей – удобочитаемый, цветной с жидкокристаллическим экраном. Клавиши специальных функций и клавиши выбора строки позволяют оператору легко управлять функциями FMS.
Каждый элемент на дисплее может быть отображен в определенном цвете и размере шрифта:

AMBER (желтый):	В аварийной ситуации, когда срочно требуется привлечь внимание экипажа или выполнить немедленные действия (например, аварийные сообщения в блокноте). Страница MESSAGE RECALL выдает состояние тревоги.
CYAN (голубой):	В заголовках страниц, подсказках, информации по неактивному маршруту и GLONASS. В негативном цвете для индикации определенного состояния.
GREEN (зеленый):	В полях с фиксированными данными, заголовках полей и названий точек маршрута. В негативном цвете для временных состояний, требующих внимания экипажа. В негативном цвете для функции навигации и наведения (ручное следование по точкам, инициация режима выход из зоны ожидания)
MAGENTA (малиновый):	В негативном цвете для идентификации активной WPT TO маршрута на страницах ACT RTE LEGS 1/X и PROGRESS.
RED (красный):	Зарезервирован для целей технического обслуживания. (подтверждение изменения конфигурации системы).
WHITE (белый):	вычисляемые (динамические) данные, единицы измерения данных, данные в блокноте, данные введенные с ошибкой и консультативные сообщения или сообщения по техническому обслуживанию.

Используются три разных размера шрифта:

LARGE (крупный):	Ручной ввод и информация о точках маршрута из навигационной базы данных.
MEDIUM (средний):	вычисляемые данные или данные, выдаваемые системой.
SMALL (мелкий):	единицы измерения полей данных.

© ЗАО «ГСС»

Таблица цветового обозначения для стандартной конфигурации следующая:

Пункты	Шрифт	Цвет
Заголовок страницы	крупный	голубой
Активная точка маршрута	крупный	малиновый негативный
Подсказка страницы	крупный	голубой
Страница участков маршрута.	крупный	зеленый
Фиксированный заголовок	средний	зеленый
Единицы измерений	мелкий	белый
Процесс настройки	средний	белый негативный
Введенные данные	крупный	белый
Вычисляемые данные	крупный	белый
Временные состояния, требующие внимания пилота	крупный	зеленый негативный

СИГНАЛИЗАТОРЫ

(2) FAIL – Загорается на максимальную яркость при пустом дисплее в случае обнаружения отказа FMS.
(3) MSG – При высвечивании нового предупреждающего сообщения в блокнотной строке. Сигнализатор продолжает гореть, пока существуют условия, которые вызвали это сообщение, или до тех пор, пока не нажата клавиша CLR, или до тех пор, пока сообщение не будет просмотрено на странице MESSAGE RECALL.
Новые предупредительные сообщения также приводят к тому, что загорается дистанционный сигнализатор MSG на приборной доске в поле зрения пилота (в отличие от консультативных сообщений). Любое подтвержденное предупредительное сообщение возможно вызвать повторно на странице MESSAGES RECALL, до тех пор, пока сохраняются условия, вызвавшие его.
(4) RNP – ANP превышает значение RNP дольше, чем 3 секунды.
(5) OFST – Во время полета по параллельному треку.
(6) IND – FMS работает в независимом режиме.
(7) – Не используется
(8) ATC – Показывает активное соединение CPDLC с центром УВД.
(9) LDR – чувствительный элемент, который воспринимает состояние внешней освещенности для выполнения автоматической регулировки яркости экрана дисплея и сигнализаторов.

© ЗАО «ГСС»

КЛАВИШИ И СИГНАЛИЗАТОРЫ

(10) LSK – 12 кнопок выбора строки – по 6 с каждой стороны дисплея. LSK на панели имеют обозначение в соответствии со своей позицией сверху вниз и справа налево. (LSK1L, LSK6R). Ввод данных из строки ввода в выбранное поле выполняется нажатием расположенной напротив LSKXL/LSKXR, которая копирует данные из строки ввода в выбранное поле. Ввод данных разрешается только в строки, расположенные напротив LSK. Данные могут быть также скопированы из поля данных в строку ввода, нажатием соответствующей LSK. Символы стрелок, указывающих внутрь, показывают, что в этом поле существуют варианты выбора. Символы стрелок, указывающих во внешнюю сторону, показывают, что будет отображаться новая страница, при нажатии соответствующей LSK, или что действие будет начато.

(11) EXEC – (сигнализатор) загорается, при изменении активного маршрута, и оно не завершено. Когда горит сигнализатор EXEC, на других страницах FMS, за исключением страниц PROGRESS, можно просмотреть данные, зависящие от данных, отображенных на странице LEGS. Для активации изменений необходимо нажать [EXEC].

(12) [EXEC] – (клавиша) используется, чтобы принять изменения в активном маршруте, выполненные на страницах LEG, RTE, DEP/ARR, HOLD, VNAV. Изменения в активном плане полета приведут в действие сигнализатор EXEC и покажут в негативном видео состояние режима MOD в заголовке страницы, и также подсказку ERASE. Когда введенные данные сделаны активными (нажатием клавиши EXEC), заголовок из состояния MOD возвратится в ACT (активное состояние). До тех пор, пока состояние MOD не будет сделано активным, FMS будет продолжать использовать предыдущие активные данные для навигации и наведения, даже если они не отображаются. Любые изменения могут быть удалены (отменены) нажатием клавиши ERASE LSK до выполнения (EXEC).

(13) [BRT] – управляет яркостью экрана и сигнализаторов. По истечении 5 сек., первое нажатие клавиши будет во всех случаях увеличивать яркость. Каждое нажатие клавиши BRT будет попеременно увеличивать или уменьшать яркость дисплея.

(15) [CLR] – удаляет один символ слева во время ввода данных в блокнот. При нажатии и удерживании дольше, чем 1 секунду очищается полностью весь блокнот. Клавиша CLR также удаляет консультативные и предупреждающие сообщения из блокнотной строки. Сообщение DELETE может быть удалено разовым нажатием клавиши CLR. Нажатие клавиши CLR при пустом блокноте, будет отображать DELETE в блокноте. Процесс удаления завершается нажатием LSK, расположенной напротив данных, которые должны быть удалены.

(24) SP – Вставляет символ «пробела».

(25) [+/-] – При первоначальном нажатии отображается символ «–», повторное нажатие будет показывать символ «+».

© ЗАО «ГСС»

(26) [/] – Разделяет поля данных в строке ввода данных.
(27) [.] – Знак десятичной дроби для ввода цифровых данных.
(29) [NEXT] – Когда в заголовке страницы выведена многостраничная индикация, нажатие клавиши NEXT продвигает экран на следующую страницу или страницу №1, если была достигнута последняя страница.
(30) [PREV] – Когда в заголовке страницы выведена многостраничная индикация, нажатие клавиши PREV возвращает индикацию на предыдущую страницу или последнюю страницу, если была достигнута первая страница.
(31) [MENU] – Обеспечивает доступ к странице MENU 1/2, которая обеспечивает доступ к другим подсистемам, подсоединенным к MCDU (CMU, IFDMU, SATCOM, FMS).
(32) [MENU] – (сигнализатор) загорается, когда какая-либо подсистема, требует внимания экипажа.

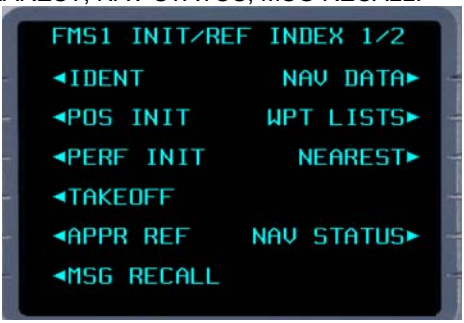
БУКВЕННОЧИСЛОВЫЕ КЛАВИШИ

[A÷Z, 0÷9] – Обеспечивает ввод буквенно-цифровых данных.

КЛАВИШИ ВЫБОРА СТРАНИЦ

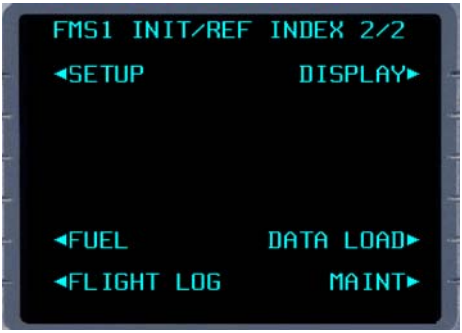
Эти функциональные клавиши обеспечивают прямой доступ к основным страницам FMS.

- **[INIT/REF**] – при нажатии на эту клавишу обеспечивается доступ к страницам: IDENT, POS INIT, PERF INIT, TAKEOFF, APPR REF, NAV DATA, WPT LISTS, NEAREST, NAV STATUS, MSG RECALL.

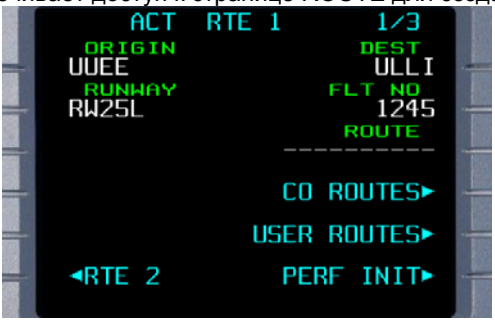


При нажатии клавиши <NEXT> обеспечивается доступ к страницам: SETUP, FUEL, DISPLAY, DATA LOAD, FLIGHT LOG, NAINT.

© ЗАО «ГСС»



- **[RTE] -** обеспечивает доступ к странице ROUTE для создания маршрута.



- **[DEP/ARR]** - обеспечивает доступ к странице DEP/ARR для выбора процедуры вылета, прибытия и выбора ВПП.



© ЗАО «ГСС»

- **[LEGS]** - отображают страницы LEGS, содержащие подробную базу данных в отношении каждого участка плана полета.



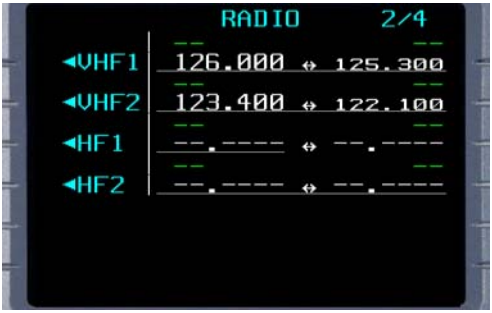
- **[PROG]** - обеспечивает доступ к страницам PROGRESS для отображения текущей информации о полете и навигационном состоянии.



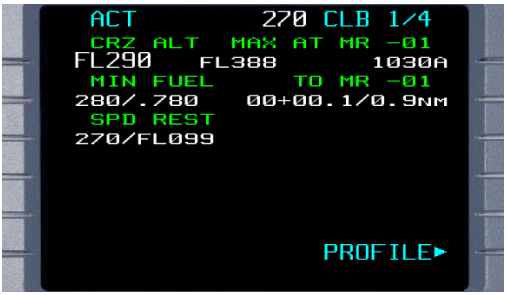
- **[RADIO]** - обеспечивает доступ к функциям настройки радио.



© ЗАО «ГСС»

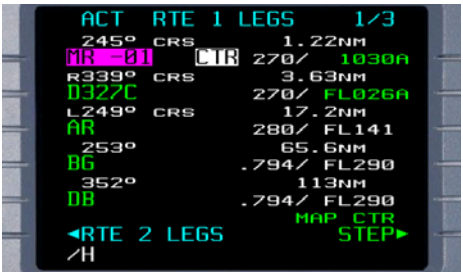


- [**FMC COMM]** - обеспечивает доступ к соответствующим страницам линии передачи данных FMS.
- **[VNAV]** - Обеспечивает доступ к функциям вертикальной навигации.

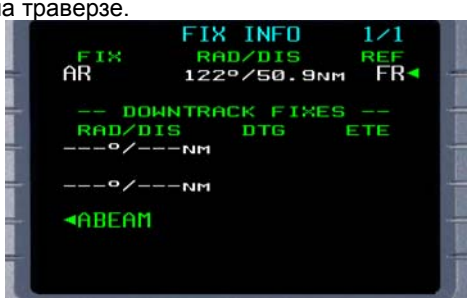


- **[HOLD]** - для задания параметров зоны ожидания в назначенной точке или текущем местоположении самолета. Если в плане полета нет зоны ожидания, отображает страницу LEGS с символом (/H) в блокноте для выбора необходимой строки с необходимой контрольной точкой входа в зону ожидания. Если зона ожидания уже содержится в плане полета, клавиша предоставляет доступ на страницу HOLD.

© ЗАО «ГСС»



- **[FIX]** - обеспечивает доступ к странице FIX и всем функциям контрольных точек и точек на траверзе.



© ЗАО «ГСС»

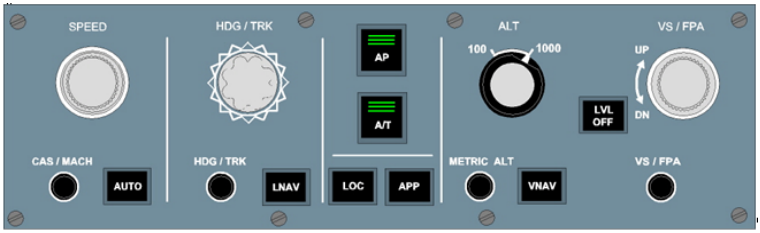
ПУЛЬТ FCP

На пульте FCP расположены: пульт FGCP и два пульта EFCP (левого и правого пилотов).

ПУЛЬТ FGCP

На пульте FGCP экипаж осуществляет:

- Включение AP, A/T,
- Выбор режимов управления,
- Ручной выбор параметров полёта.



ПУЛЬТ EFCP

На пульте EFCP экипаж осуществляет:

- Выбор режима ND,
- Регулировку масштаба индикации на ND,
- Вызов дополнительной индикации ARPT, NAVAID, WPT, CSTR на ND.
- Включение FD,
- Выбор системы захода,
- Установку барометрического давления,
- Включение индикации VOR, ADF, TCAS, TAWS и WXR.



© ЗАО «ГСС»

РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ

В FMS через САУ, РУД (TQA) обеспечивает исполнение команд АТ.
В блоке РУД установлены следующие элементы АТ:
— встроенные электроприводы (один на каждый РУД),
— датчики скорости перемещения РУД,
— муфта пересиливания АТ на каждом РУД
Кроме того, на каждом РУД установлены кнопки:
— AT DISC для штатного отключения автомата тяги.
— TOGA для включения режимов «Взлет» (TO) и «Уход на второй круг» (GA).



© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАТОР РЕЖИМОВ ПОЛЁТА

FMA расположен в верхней части PFD и отображает:
— Состояние режимов FMS,
— Включение режимов: FD, AP и A/T,
— Индикацию категории захода.

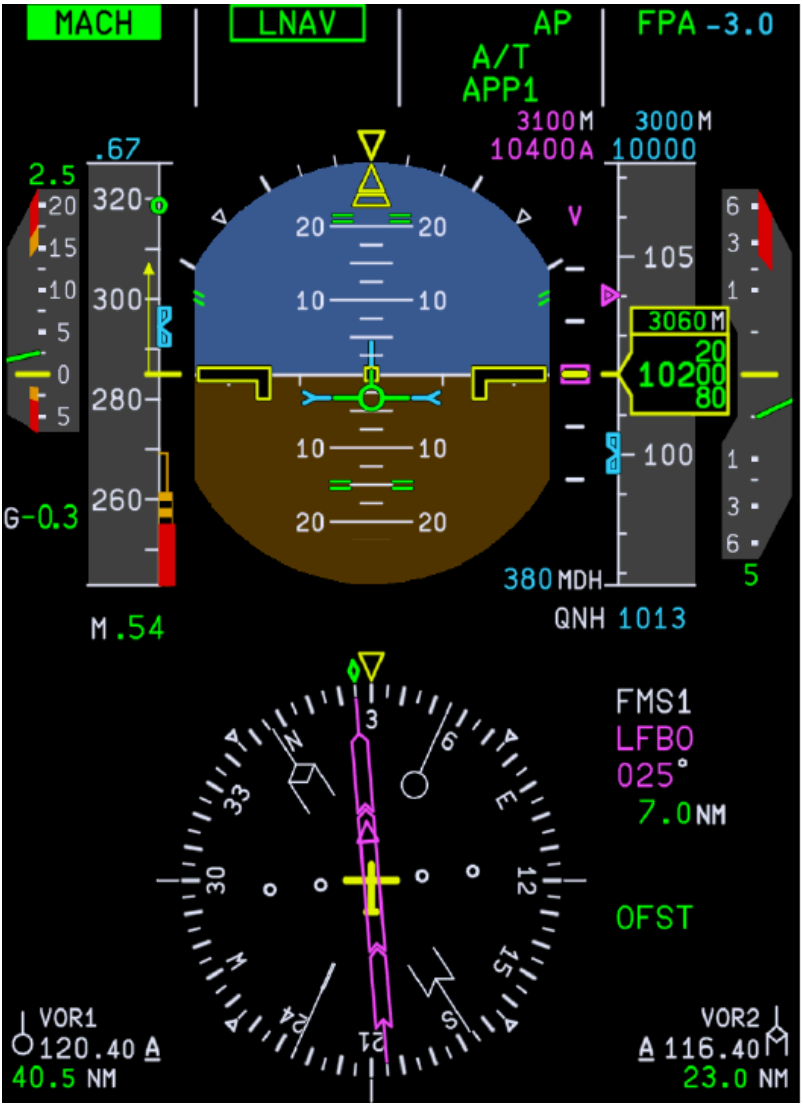


FMA является основным визуальным индикатором контроля работающих режимов FMS для экипажа. Каждое изменение режима, либо выбранное экипажем, либо автоматически, должно быть проверено и подтверждено на FMA.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАТОР ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ

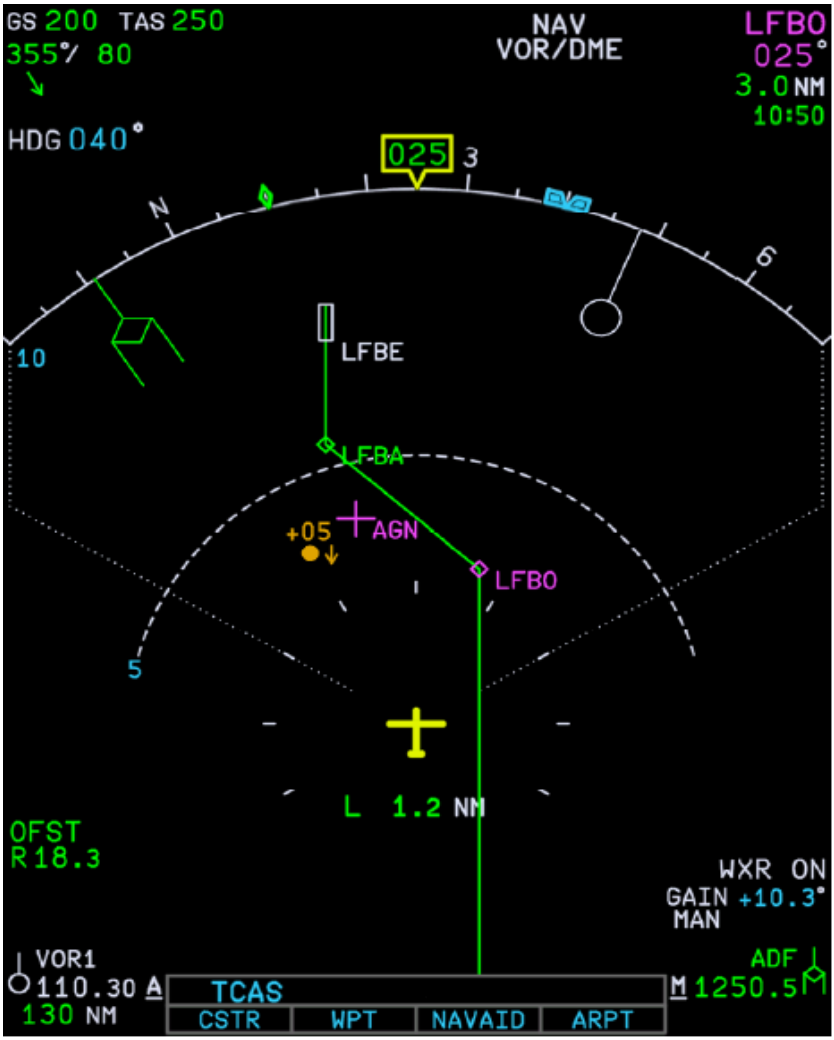
PFD также отображает команды FD или FPV и заданные значения скорости: высоты, вертикальной скорости и курса, таким образом обеспечивая индикацию управления и командные сигналы по управлению тягой двигателей FMS.



© ЗАО «ГСС»

НАВИГАЦИОННЫЙ ДИСПЛЕЙ

ND отображает: маршрут плана полёта, местоположение относительно этого трека, точки T/C и T/D, другие навигационные данные (точки, навигационные средства, аэропорты, или ограничения по высоте/скорости), и вычисленную истинную воздушную скорость, путевую скорость и ветер.



© ЗАО «ГСС»

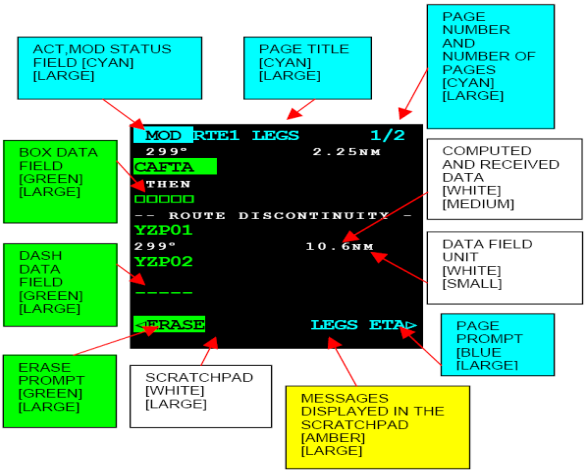
Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.20 ОПИСАНИЕ СТРАНИЦ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Процедуры, подробно описанные в приведенных ниже разделах, подчиняются основному комплексу правил эксплуатации FMS. Ознакомление с этими правилами значительно облегчает процесс изучения работы системы.
На рисунке ниже в качестве вспомогательного средства для описания различных компоновочных планов страниц, подсказок и правил ввода данных приведены типовые страницы.



Основной формат дисплея

PAGE TITLE – Заголовок страницы

Название страницы, которое отображается в верхней строке дисплея. Индикация голубого цвета, крупным шрифтом.

ACT, MOD STATUS – Состояние режима

Внесение изменений в активный план полета отобразит состояние режима MOD (в негативном цвете), перед заголовком страницы. После подтверждения изменений (нажатие [EXEC]) статус MOD вернется в состояние ACT, нормальное изображение.
Индикация расположена слева от заголовка страницы, в голубом цвете, крупном формате.

PAGE NUMBER – Порядковый номер страницы

Когда индикация состоит из нескольких страниц (как показано справа в верхней части страницы), дополнительные страницы могут быть отображены нажатием клавишей NEXT или PREV.
Индикация в голубом цвете, крупным шрифтом.

© ЗАО «ГСС»

PAGE PROMPT – Подсказка выбора страницы
Нажатие LSK напротив подсказки, выведет на экран соответствующую страницу. Индикация в голубом цвете, крупным шрифтом.

BOX DATA FIELD – Поле данных ввода в виде ячеек

Поля данных ввода, содержащее ячейки (□□□□), предполагает обязательный ввод данных.
Индикация в зелёном цвете, крупным шрифтом, расположена с левой стороны дисплея.
Формат времени 5-ти разрядный с признаком z (UTC) Для страницы GPS PREDICT RAIM 1/1формат времени 4-х разрядный.

DASH DATA FIELD – Поле данных ввода в виде черточек

Поле данных, содержащее прочерки (-----), предполагает опциональный ввод данных.
Индикация в зелёном цвете, крупным шрифтом, расположена с левой стороны дисплея.

ERASE (LSK 6L) – Удаление внесенных изменений

В процессе внесения изменений в активный план полета, появляется подсказка ERASE. Нажатие ERASE LSK 6L удаляет все изменения и восстанавливает отображение активного плана полета.

SCRATCHPAD – Строка ввода

Расположена в нижней части дисплея. Информация, введенная с наборной панели, отображается в строке ввода, а затем перемещается в поле данных нажатием соответствующей LSK. Выполняет копирование поля данных, нажатием соответствующего LSK, когда строка ввода пуста.
Данные в строке вода сохраняются при переходе на новую страницу и могут быть использованы для ввода на другие страницы.
Индикация в белом цвете, крупным шрифтом.
COMPUTED AND RECEIVED DATA – Вычисленные и полученные данные.
Отображает цифровую величину между ППМ в белом цвете, маленьким шрифтом.
DATA FIELD UNIT – Единицы измерения.
Индикация в белом цвете, маленьким шрифтом, расположена справой стороны дисплея.

SLASH RULE [/]

Клавиша [/] используется, чтобы отделить друг от друга две информации, введенные в одно и то же поле (направление и скорость ветра).

BLANK FIELDS

Пустое поле (“ “) на некоторых страницах предполагает, что данные еще не вычислены.

© ЗАО «ГСС»

ASTERISK FIELDS

Поле со звездочками (*****) на некоторых страницах предполагает, что данные выходят за пределы максимальной величины для этого поля или, что информация не получена внешним оборудованием.

LEADING ZEROS

Предшествующие нули, необходимы только при вводе данных для:
- Угловых величин (азимут, курс, направление ветра и т. д.).
- Координат широты и долготы.
- Идентификаторов ВПП.

СИМВОЛ ТОЧКИ (/H, /O)

Любой признак, присвоенный WPT и обозначенный условным символом (зона ожидания /H, FLY-OVER /O), может быть отменена при вводе одной только (“/“) без буквенного символа и нажатии соответствующей LSK. Отмену признака зоны ожидания следует выполнить до того, как WPT с признаком становится активной.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Отмена признака не удаляет точку маршрута.

MESSAGES DISPLAYED IN SCRATCHPAD – Сообщения, отображаемые в строке ввода.

Предупреждающие сообщения могут отображаться либо в блокноте и располагаться в списке «Message Recall», или располагаться только в списке «Message Recall», в зависимости от конфигурации системы.
Индикация в жёлтом цвете, крупным шрифтом, расположена в строке ввода (блокноте).

© ЗАО «ГСС»

ARRIVALS

Эта страница показывает все процедуры прибытия, процедуры захода и все ВПП для выбранного аэропорта.

Допуск на страницу ARRIVALS, осуществляется через страницу DEP/ARR INDEX 1/1, или нажатием [DEP/ARR] (если в воздухе и пролетели половину активного маршрута).

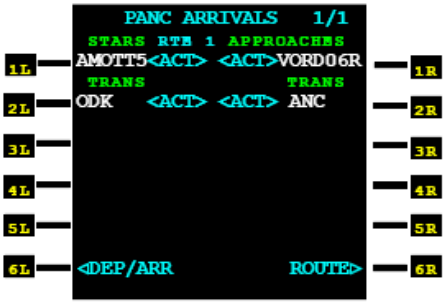
A. Первоначальная индикация.



B. Индикация после выбора STAR и активизирования маршрута, выбранного STAR TRANS и захода.



C. Индикация после активизации сделанных выборов.



© ЗАО «ГСС»

Д. Недействующая страница прибытия, когда изменения еще не подтверждены.



Е. Недействующая страница прибытия после всех подтвержденных выборов.



PANC (заголовок): идентификатор аэропорта (вся страница данных используется только для идентифицированного аэропорта).
RTE (#): отображение номера соответствующего маршрута.
STARS [1L,2L,3L,4L,5L]: алфавитный список всех применяемых STARS в данном аэропорту. Линия выбора желаемого STAR удаляет все другие STARS и не используемые ЗАХОДЫ/ВПП и отображает список применяемых ARR TRANS. Стирание выбранного/активного STAR отменяет любой STAR, выборы STAR TRANS (линия выбора переключает STAR, STAR TRANS между выбранным и не выбранным состоянием).
TRANS [2L, 3L, 4L, 5L]: отображается после выбора STAR. Обычно выбор/стирание какого либо ARR TRANS связан с выбранным STAR.
DEP/ARR [6L]: возвращает на страницу DEP/ARR INDEX1/1 (если нет процесса изменения маршрута).
ERASE [6L]: отменяет любые изменения маршрута и/или любые выборы маршрута прибытия. Если подтверждение ошибки изменений маршрута установлено, то при нажатии ERASE запрашивается подтверждение индикацией подсказок CANCEL/CONFIRM на LSK 6L и 6R соответственно.
CANCEL [6L] (Если сконфигурирован режим ERASE, как CONFIRM)
Отмена изменений сделанные в неактивном маршруте.

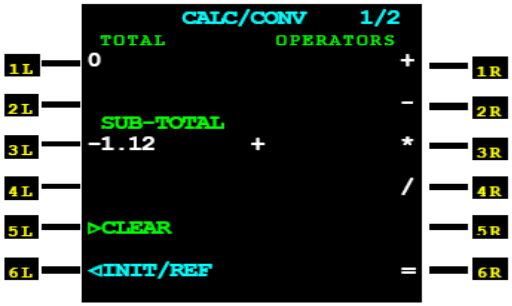
APPROACHES [1R,2R,3R,4R,5R]: Список в алфавитном порядке всех заходов используемых для данного аэропорта. Выбор линии желаемого захода удаляет все другие заходы/ВПП и неиспользуемые STARS отображает список применяемых APP TRANS.
Стирание выбранного/активного захода отменяет выбор любого захода, переходного захода.
TRANS [2R,3R,4R,5R]: Отображается после выбора захода. Обычно выбор/стирание любого APP TRANS объединен с выбранным заходом.
RUNWAY [2R,3R,4R,5R]: Список в алфавитном порядке всех используемых RW для данного аэропорта. Выбор линии желаемой RW стирает все заходы и неиспользуемые STARS. Стирание выбранной/активной RW отменяет выбор любой RW.
ROUTE [6R]: Допуск на страницу RTE 1/X, связанной с отображением ARRIVAL.
CONFIRM [6R]:(Если сконфигурирован режим ERASE, как CONFIRM)
Подтверждение изменений сделанные в неактивном маршруте.
(SAVE?): Отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в процессе изменения.

© ЗАО «ГСС»

CALC/CONV

СТРАНИЦА CALC/CONV 1/2

Для отображения страницы CALC/CONV 1/2 нажмите [INIT REF], <CALC/CONV>, или [INIT REF], [NEXT], <CALC/CONV>.

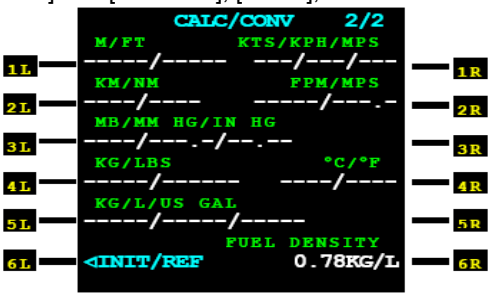


TOTAL [1L]: поле данных отображает результат математической операции, после того как оператор нажмёт LSK 6R. По умолчанию устанавливается значение “нуль” и отображается нормальным белым шрифтом.
SUB-TOTAL [3L]: поле данных отображает текущий результат математической операции нормальным белым шрифтом, если выбран один из следующих знаков операции: (+), (-), (*) или (/).
CLEAR [5L]: нажатие этого ключа стирает данные полей TOTAL и SUB-TOTAL и отображает “нуль”.
INIT/REF [6L]: обеспечивает допуск на страницу INIT/REF INDEX.
(+) [1R]: поле отображает знак математического действия (плюс).
Нажатие на LSK обновит поле SUB-TOTAL с текущим результатом и выберет знак плюс для следующего действия.
(—) [2R]: поле отображает знак математического действия (минус).
Нажатие на LSK обновит поле SUB-TOTAL с текущим результатом и выберет знак минус для следующего действия.
(*) [3R]: поле отображает знак математического действия (умножить). Нажатие на LSK обновит поле SUB-TOTAL с текущим результатом и выберет знак умножить для следующего действия.
(/) [4R]: поле отображает знак математического действия (деление). Нажатие на LSK обновит поле SUB-TOTAL с текущим результатом и выберет знак деление для следующего действия.
(=) [6R]: поле отображает знак математического действия (равенство).
Нажатие на LSK обновит поле TOTAL с текущим результатом и очистит поле SUB-TOTAL.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА CALC/CONV 2/2

Для отображения страницы CALC/CONV 2/2 нажмите [INIT REF], <CALC/CONV>, [NEXT] или [INIT REF], [NEXT], <CALC/CONV>, [NEXT].



FMS будет использовать следующие коэфициенты для выполнения перевода единиц измерений:

Единицы перевода	Коэффициент перевода
Метры в футы	3.28084
Километры в Морские мили (NM)	0.5399568
Миллибары в миллиметры	0.7500617
Миллиметры в дюймы	0.03937008
Килограммы в фунты (Lb)	2.204623
Килограммы в литры	Плотность топлива в поле LSK6R. Описание ниже.
Литры в галлоны (US)	0.2641721
Узлы (Kt) в километры/час	1.852
Километры/час в метры/сек.	0.2777778
Футы/мин. в метры/сек	0.00508
Градусы Цельсия в градусы Фаренгейт	Градусы Цельсия*1.8+32

Поля ввода [1L,2L,3L,4L,5L,1R,2R,4R,6R]: все поля ввода принимают переменные числа десятков.

M/FT [1L]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

- Метры в футы,
- Футы в метры.

KM/NM [2L]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

- километры в морские мили,
- морские мили в километры.

MB/MM HG/IN HG [3L]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

- миллибары в миллиметры и дюймы,
- миллиметры в миллибары и дюймы,

© ЗАО «ГСС»

● дюймы в миллибары и миллиметры.

KG/LBS [4L]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

● килограммы в фунты,

● Фунты в килограммы.

KG/L/US GAL [5L]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

● килограммы в литры и Американские галлоны,

● литры в килограммы и Американские галлоны,

● Американские галлоны в килограммы и литры.

KTS/KPH/MPS [1R]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

● узлы в километры/час и метры/сек,

● километры/час в узлы и метры/сек,

● метры/сек в узлы и километры/час.

FPM/MPS [2R]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

● футы/минута в метры/секунда,

● метры/секунда в футы/минута.

ºC/ºF[4R]: поле отображает и разрешает ввод следующие типы единиц перевода:

● градусы Цельсия в градусы Фаренгейт,

● градусы Фаренгейт в градусы Цельсия.

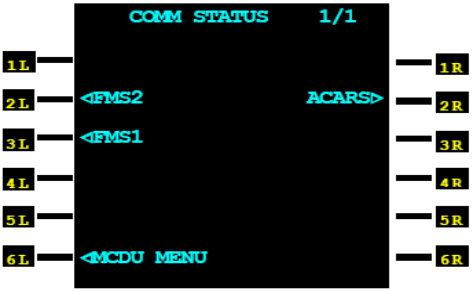
Плотность топлива [6R]: поле отображает и разрешает ввод требуюмую плотность топлива для перевода из килограммов в литры.

FMS принимает вводы плотности топлива в диапазоне [0.0001, 9999].

© ЗАО «ГСС»

COMM STATUS

Страница COMM STATUS 1/1 открывается нажатием [MENU], <COMM> (отображаемая страница одного MCDU) или [MENU], [NEXT], <COMM> (отображаемая страница двух MCDU).
Страница COMM STATUS отображает встроенные внешние подсистемы, подсоединённые к MCDU, и обеспечивает взаимодействие со страницей ESS FAILURE.



ESS (2L–5L), (1R–3R): Отображает встроенные подсистемы. Подсказка приводит к странице ESS FAILURE. Если название внешней подсистемы неизвестно (Menu Text Exchange failed), FMS отображает прочерки (— — — —) рядом с подсказкой. Встроенная подсистема имеет специальный ключ.
Например: ESS1 отображается в поле LSK1L, ESS2 отображается в поле LSK2L.
Страница COMM STATUS показывает только встроенные подсистемы.
MCDU MENU [6L]: Возвращает на страницу MCDU MENU.

© ЗАО «ГСС»

DATA LOAD (ЕСЛИ САМОЛЕТ НА ЗЕМЛЕ)

Отображение страницы DATA LOAD 1/1 нажатием [INIT REF], [NEXT], <DATA LOAD>.

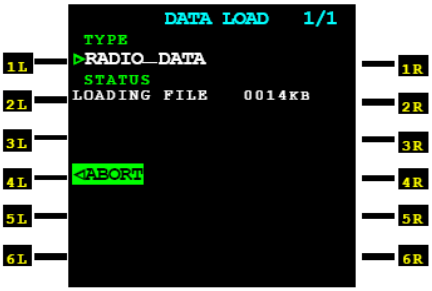
A. Если стандарт ARINC-615 DLU, первоначальная индикация:



ПРИМЕЧАНИЕ:

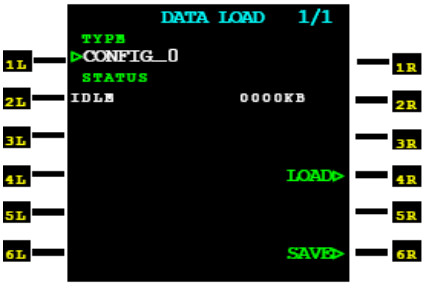
Если деселектирована таже самая ВПП и затем вновь выбрана, дисплей показывает <ACT> вместо <SEL>.

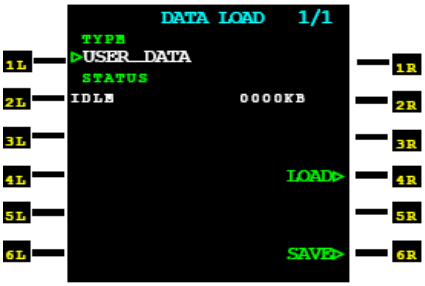
B. С ARINC-615 DLU, во время загрузки:



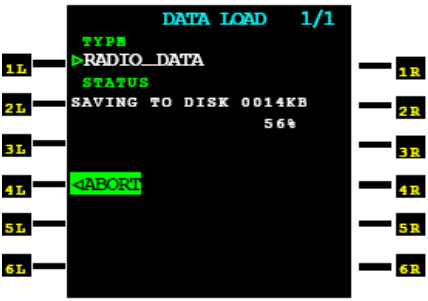
C. С PDP/3-DOS DLU, первоначальное отображение:

© ЗАО «ГСС»

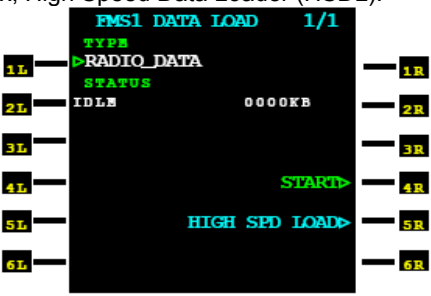




D. С PDP/3-DOS DLU, во время сохранения:



E. Отображение страницы с конфигурируемым высоко скоростным загружателем данных, High Speed Data Loader (HSDL):



© ЗАО «ГСС»

TYPE [1L]: Показывает и разрешает выбор типа данных, которые должны быть загружены:
USER_DATA: База данных пользователя (в нее входят маршруты и точки пользователя).
NAV_DATA: Навигационная база данных (например:Jeppesen).
CUSTOM_DATA: База данных компании (в нее входят маршруты и точки компании).
RADIO_DATA: Базы данных настройки радиосредств и GSM.
CONFIG_0/1/2/3: Конфигурация файлов программного обеспечения FMS.
MAGVAR_MODEL: База данных модели магнитных изменений (коэффициенты).
OEI_MODEL: Таблицы данных при отказе одного двигателя.
DIMMING_TBL: Диаграмма регулирования яркости дисплея.
PRECAN_MSG: Предварительно сохранённые ответные сообщения.
Для того, чтобы загрузить файлы из Targa DLU (например: PDP/3-DOS DLU) в CMA-9000 FMS, используются следующие договорённости (иначе, перемещение файла не выполняется):

Тип данных	Описание	Расширение файлов
USER_DATA	БД пользователя	* UDB
NAV_DATA	Навигационная БД	* NDB
CUSTOM_DATA	БД компании	* RTE
RADIO_DATA	БД настройки РС	* RAD
CONFIG_X	Конфигурация FMS	* CFG
MAGVAR_MODEL	БД магнитных склонений	* MVA
OEI_MODEL	Таблица данных OEI	* OEI
PRECAN_MSG	Предварительно сохран. сообщения	* PCM
DIMMING_TBL	Диаграмма регулирования яркости	* DIM

LOADING BLOCK (2L): Отображает число загруженных блоков.
STATUS (2L): Отображает сообщения состояния, число загруженных блоков 1 килобайт, и (для PDP/3-DOS DLU) процентное выполнение. Таблица ниже перечисляет сообщения, которые могут быть выработаны для ARINC 615 DLU и Targa DLU.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Не все сообщения применяются для обоих блоков.

© ЗАО «ГСС»

Сообщения ARINC 615 DLU и Targa DLU находятся в процессе передачи:

Сообщения	Описание
Сообщения состояния	
IDLE	Status: холостой режим
INSERT DISK	Status: ждите ввода диска
CLOSE DOOR	Status: ждите закрытия колпачка
INITIALIZING	Status: начало передачи-стирание внутренней памяти (Dbase FEPROM)
IN PROGRESS	Status: процесс передачи
CHANGE DISK	Status: ждите для ввода следующего диска
COMPLETED	Status: загрузка завершена успешно (End of file)
Протокол отказов	
BAD HANDSHAKE	Failed: неожиданная обратная реакция
NO DLU	Failed: отсутствие ответа-невозможность установления связи
SYNC LOST	Failed: потеряна синхронизация
Дистанционные отказы блока	
POWER LOW	Failed: Отказ питания во время передачи
Дистанционные отказы	
DISK OUT	Failed: удаление диска во время передачи (или открыт лючок)
DISK EMPTY	Failed: диск пустой (не считывается)
DISK FULL	Failed: диск полный (не может записывать)
DISK ERROR	Failed: диск считывается/неисправность записи
FILE DENIED	Failed: файл не найден, доступ не разрешён
INCOMPLETE	Failed: получение файла не завершено (unexpected-End of file)

© ЗАО «ГСС»

Сообщения	Описание
Вмешательство пользователя	
ABORTED	Status: прекращено пользователем
Отказы внутренней памяти	
MEMORY FAILED	Failed: отказ внутренней памяти, недостоверный формат данных
Нормальная передача	
IDLE	Status: холостой режим
LOADING FILE	Status: процесс передачи -загрузки в действии
SAVING TO DISK	Status: процесс передачи -сохранения в действии
Мигание/отказ библиотеки	
FAILED	
FAILED-IDENT	
FAILED-CRC	
FAILED-ERASE	
FAILED-PROG	
FAILED-FULL	
FAILED-SEQNB	
FAILED -BIG	
FAILED-HDR	
FAILED-RANGE	

ABORT [4L]: процесс прекращения загрузки данных в действии

START [4R]: начало загрузки данных, когда самолёт находится на земле (ARINC 615 DLU).

LOAD [4R]: начало пересылки данных (от DLU в FMU), когда самолёт находится на земле (PDP/3-DOS DLU).

HIGH SPD LOAD [5R]: допуск на страницу загружателя высокой скорости 1/1. Эта подсказка будет пригодна только тогда, когда вариант HSDL сконфигурирован в SINGLE на странице RS 422 EQP LIST 2/2.

SAVE [6R]: начало загрузки данных (от FMU в DLU), когда самолёт находится на земле (PDP/3-DOS DLU). (Подсказка пригодна только для файлов типа CONFIG_X и USER_DATA).

DEP/ARR INDEX

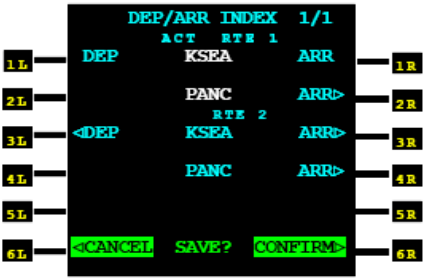
Эта страница обеспечивает допуск к маршрутам ARR и DEP в аэропорту вылета и прибытия.
Допуск на страницу DEP/ARR INDEX 1/1 осуществляется нажатием [DEP/ARR] (если на земле) или [DEP/ARR] (если в воздухе и средняя часть активного маршрута еще не достигнута) или со страницы ARRIVALS 1/1 или со страницы DEPARTURES 1/1.
A. Активная страница DEP/ARR:



B. Страница DEP/ARR во время изменения в активном маршруте RTE2:



C. Страница DEP/ARR во время создания неактивного маршрута:



© ЗАО «ГСС»

RTE (#):Отображает соответствующий номер маршрута.
ACT or MOD: Отображает состояние активного или измененного маршрута перед номером активного маршрута.
DEP [1L/3L]:Допуск на страницу DEPARTURES 1/X для RTE1 или 2 аэропорта вылета. Стрелка (►) исчезает, когда другой маршрут изменяется.
ERASE [6L]: Отменяет изменения в плане полета.
RESTORE [6L]: отображается только тогда, когда RTE был стёрт на странице RTE 1/X. Обычно используется для восстановления активного маршрута.
CANCEL [6L]: Отменяет сделанные изменения в неактивном маршруте.
ARR [1R or 3R]: Допуск на страницу ARRIVALS 1/X для RTE1 или 2 аэропорта назначения. (если RTE2 сконфигурирован).
ARR [2R or 4R]: Допуск на страницу ARRIVALS 1/X для RTE1 или 2 аэропорта назначения. (если RTE2 сконфигурирован
CONFIRM [6R]: Подтверждает сделанные изменения в неактивном маршруте.
(SAVE?): Отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в процессе изменения.

© ЗАО «ГСС»

DEPARTURES

Эта страница отображает список всех процедур выхода и RW для выбранного аэропорта.
Допуск на страницу DEPARTURES 1/X осуществляется нажатием соответствующей подсказки <DEP> на странице DEP/ARR INDEX 1/1 или [DEP/ARR] (если самолет находится на земле и маршрут активный).
A. Первоначальная индикация:



B. Индикация после выбранных SID и выбранных RW:

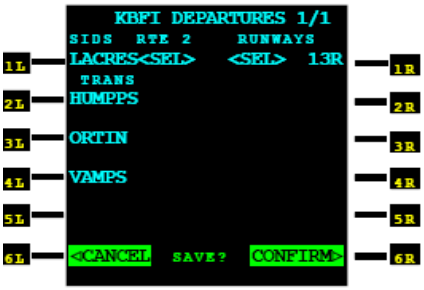


C. Отображение после того, как все выборы активизируются:

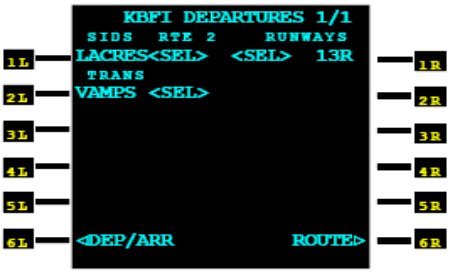


© ЗАО «ГСС»

Д. Отображение страницы неактивных маршрутов выхода после выбора SID и RW:



Е. Отображение после того, как все выборы подтвердятся в неактивном маршруте:



KBFI (заголовок): Идентификатор аэропорта (данные всей страницы применяются только для данного аэропорта).
RTE (#): Отображает соответствующий номер маршрута.
SIDS [1L,2L,3L,4L,5L]:Отображает список всех применяемых SIDS в данном аэропорту.
Выбор линии желаемой SID удаляет все другие SIDS и неиспользуемые RW и показывает список используемых переходных маршрутов выхода.
Стирание выбранного/активного SID отменяет выборы любого SID и
SID TRANS (выбор линии переключает состояние SID, SID TRANS между выбранным и невыбранным.
TRANS [2L,3L,4L,5L]: Отображается после выбора SID.
Обычно выбор/стирание любого DEP TRANS связан с выбранным SID.
DEP/ARR [6L]: Возвращает на страницу DEP/ARR INDEX 1/1 (если изменение маршрута не производится).
ERASE [6L]: Отменяет любые изменения маршрута и/или выборы любого маршрута выхода.
CANCEL [6L]: Отменяет изменения сделанные в неактивном маршруте.
RUNWAYS [1R,2R,3R,4R,5R]: отображает список всех используемых RW в данном аэропорту. Выбор линии желаемой RW стирает все неиспользуемые SIDS. Стирание выбранного/активного RW отменяет выбор любого RW.

© ЗАО «ГСС»

ROUTE [6R]: делает допуск на страницу RTE 1/X связанного с отображенным маршрутом выхода.
CONFIRM [6R]: Подтверждает сделанные изменения в неактивном маршруте.

© ЗАО «ГСС»

DESELECT

Страница DESELECT 1/1 отображает состояние системы “TRUE AIR SPEED” (TAS) и данные КУРСА. Это нужно, чтобы предотвратить использование любого непригодного датчика для навигации (GPS, VOR, TAS, HDG, DME, и т.д.).

ПРИМЕЧАНИЕ:
Экипаж должен деселектировать все ненужные датчики после каждого продолжительного отключения питания. Все датчики автоматически вновь выбираются после продолжительного отключения питания.

Допуск на страницу DESELECT 1/1 осуществляется нажатием [INIT REF], <NAV STATUS>, и <DESELECT>.



TAS [1L]:Отображает состояние TAS (VALID или FAIL), когда при нажатии переключает между вариантами VALID/DESEL или ACQ/DESEL, чтобы управлять использованием воздушной скорости в навигации.
HDG [2L]: Отображает состояние HDG (VALID или FAIL), когда при нажатии переключает между вариантами VALID/DESEL или ACQ/DESEL, чтобы управлять использованием курса в навигации.
NAV STATUS [6L]: Обеспечивает допуск на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.
GPS [1R]: Варианты переключения: VALID/DESEL или ACQ/DESEL**.**
DME [2R]: Варианты переключения: VALID/DESEL или ACQ/DESEL (если взаимосвязь с DME сконфигурирована).
VOR/DME [3R]: Если выбрано, переключает варианты между VALID/DESEL или ACQ/DESEL, чтобы управлять использованием VOR/DME в решении навигационных задач.
IRS [4R]: Если выбрано, переключает варианты между VALID/DESEL или ACQ/DESEL, чтобы управлять использованием IRS в решении навигационных задач (если IRS сконфигурировано).
X-FMS [5R]: варианты переключения: VALID/DESEL или ACQ/DESEL (если X-FMU конфигурирован).
ПРИМЕЧАНИЕ:
ACQ – режим ACQUISITION захвата.

© ЗАО «ГСС»

DISPLAY

Страница DISPLAY 1/1 позволяет отобразить предпочтительные изменения и регулирование положение экрана.
Необходимо нажать [INIT REF], [NEXT] и <DISPLAY> для допуска на страницу DISPLAY 1/1.



PARALLAX [1L]: обеспечивает допуск к PARALLAX 1/1, чтобы отрегулировать положение экрана.
DISPLAY [3L]: обеспечивает выбор (COLOR, MONOCHROME);
- COLOR отображает характерную особенность дисплея,
- MONOCHROME отображает текст в зеленом цвете.

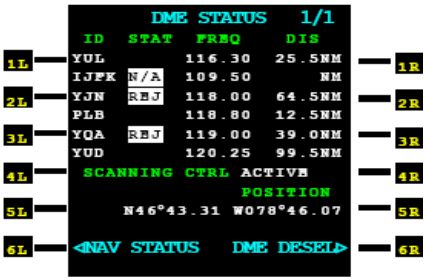
ПРИМЕЧАНИЕ:
Подсказка выбора COLOR/MONOCROME не пригодна, если включён вариант конфигурации AIR TRANSPORT.
INIT/REF [6L]: Возвращает на страницу INIT/REF 1/2.

© ЗАО «ГСС»

DME STATUS

Страница DME STATUS 1/1 отображает выбранные станции FMS для навигации DME/DME (отображается до 6 станций). Для каждой станции имеется свой идентификатор (ID), состояние (STAT), частота и расстояние. Так как FMS автоматически настраивает все пригодные станции DME вокруг самолета, то их индикация будет постоянно меняться.

Для допуска на страницу DME STATUS 1/1 нажмите [INIT REF], <NAV STATUS> и <DME>.
Местоположение FMS с помощью координат широты и долготы:

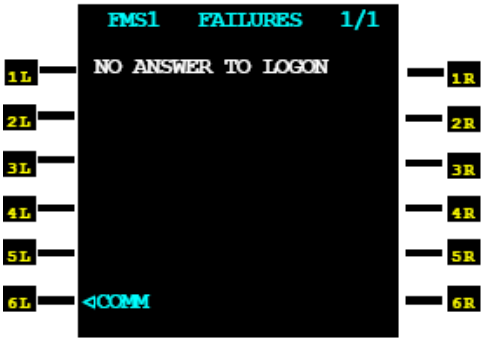


ID (1L, 2L, 3L): идентификатор DME из 3-х или 4-х букв в первой колонке.
STAT (1L, 2L, 3L): состояние настройки во второй колонке.
REJ: станция DME не используется для определения местоположения (из-за плохой геометрии).
N/A: станция не отвечает на настройку.
FREQ (1L, 2L, 3L): частота DME в третьей колонке.
DIS (1L, 2L, 3L): наклонная дальность до DME (nm) в четвертой колонке.
NAV STATUS [6L]: возвращает на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.
POSITION (5R): отображает местоположение FMS, используя навигацию DME/DME.
DME DESEL [6R]: допуск на страницу VHF NAV DESELECT 1/1.

© ЗАО «ГСС»

ESS FAILURE

Страница ESS FAILURE 1/1 отображает сообщения об ошибке, когда связь с выбранной внешней подсистемой отказала.
Для отображения страницы ESS FAILURE 1/1 нажмите [MENU], <COMM> и <ESS X>.



TITLE: Заголовок показывает внешнюю подсистему, выбранную на странице COMM.
Все строчки: Отображает протокол ошибочного сообщения между MCDU и внешней подсистемой, начиная с колонки 2 и строчки 2 страницы.
COMM [6L]: Возвращается на страницу COMM STATUS 1/1.

© ЗАО «ГСС»

FIX INFO

На странице FIX отображается азимут или курс и расстояние относительно введенной точки FIX. DTG и ETA отображаются для пересечений радиала, расстояния и траверза. Ввод точки FIX должен быть действительной точкой или навигационным средством. Вводы RAD/DIS могут быть радиалами или расстояниями от введенной точки FIX. Данные пересечения радиала или расстояния, или траверза могут быть введены как точки в маршрут выбором строчки в блокноте и переводом ее на страницу RTE LEGS 1/X.
Для отображения страницы FIX INFO 1/1 нажмите [FIX].



FIX [1L]: Идентификатор точки FIX. Действительным вводом является любой аэропорт, навигационное средство или идентификатор точки найденный в базах данных или в активном маршруте. Отображает выбранную точку на EHSI. Разрешается ввод точки из 7-ми букв.
RAD/DIS [3L, 4L]: Радиал и/или расстояние от точки FIX. Если линия радиала или расстояние пересекает активный маршрут, то DTG и ETA отобразятся в точке пересечения. Ввод радиала отобразится на EHSI как линия радиала. Расстояния отобразятся на EHSI как круг вокруг точки FIX.
ABEAM [5L]: Первоначально, отобразится подсказка ABEAM. Линия выбора ABEAM отобразит радиал/расстояние, DTG и ETA в точке пересечения траверза.
ERASE FIXES [6L]: Удаляет из дисплея все точки на маршруте от точки FIX. Точки на маршруте от точки FIX могут быть также стерты использованием ключа CLR.
DTG (3L, 4L, 5L): Расстояние до точки вдоль плана полета от точки FIX. Поле становится пустым после пролета точки маршрута от точки FIX.
ETA (3L, 4L, 5L): Расчетное время прибытия в точку FIX. После пролета точки маршрута от FIX, это поле отобразит фактическое время прибытия в точку маршрута от FIX.
ПРИМЕЧАНИЕ:
На земле, ETE отображаются вместо ETA.

© ЗАО «ГСС»

REF [1R]: (FR**):** Радиал от точки FIX на текущее место самолета.
(TO): Курс от текущего места самолета на точку FIX. Это значение является последней выбранной величиной, которая сохраняется после прерывания питания.
RAD/DIS (1L): Отображается, когда REF есть FR. Радиал/расстояние от точки FIX на текущее место самолета.
CRS/DIS (1L): Отображается, когда REF есть TO. Курс/расстояние на точку FIX с текущего места самолета.
ПРИМЕЧАНИЕ:
На маршруте точки, состоящие из 7-ми символов не применяются.

© ЗАО «ГСС»

FLIGHT LOG

Для отображения страницы FLIGHT LOG 1/1 нажмите [INIT REF], [NEXT] и <FLIGHT LOG>.

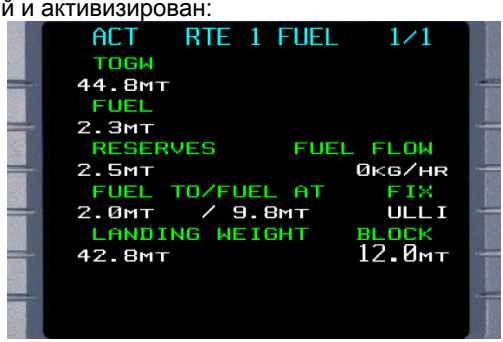


TAKEOFF (1L): Отображает первоначальное время взлета по Гринвичу в часах и минутах. Время вновь выставляется после холодного запуска на земле и устанавливается после холодного запуска на земле перед отрывом самолета.
INFLIGHT (2L): Отображает продолжительность полета в часах и минутах. Время полета только вновь выставляется после холодного запуска перед взлетом, либо, если посадка стерта, значение будет заморожено и оно восстановится после следующего взлета.
INIT/REF [6L]: Возвращает на страницу INIT/REF INDEX 2/2.
LANDING (1R): Отображает последнюю посадку по Гринвичу в часах и минутах, когда самолет находится на земле. Когда самолет взлетает, поле становится пустым. Время последней посадки обновляется после каждой посадки.
AIR MILES (2R): Отображает общую протяженность полета в NM. Она вновь выставляется после холодного запуска перед взлетом, либо, если посадка стирается, значение будет заморожено и восстановится после взлета.
LANDINGS (3R): Отображает количество посадок с последнего холодного запуска на земле. Количество посадок увеличивается после каждой посадки. Количество посадок вновь восстанавливается после холодного запуска однажды, когда самолет находится на земле.

© ЗАО «ГСС»

FUEL

Для отображения страницы FUEL нажмите [INIT REF], [NEXT] и <FUEL>. Отображает страницу определения количества топлива по маршруту, если маршрут активный и активизирован:



ACT RTE 1 FUEL 1/1(заголовок): Когда топливный датчик используется для вычисления активного плана полета.
ACT RTE 1 FUEL EST(заголовок): Заголовок отображается, когда отображается активный маршрут, “EST” отображается не негативном белом фоне и:
1.Не получены данные от датчиков для вычислений активного плана полёта, или
2. Самолёт находится на земле, или
3. Выполнен ручной ввод значений для FUEL FLOW (LSK3R) или FUEL (LSK 2L).
TOGW [1L]: Показывает вычисленный или полученный общий вес самолета:
─ Общий вес самолёта есть сумма весов: пустого самолёта, дополнительного оборудования, экипажа, груза, и общего веса топлива, включая резерв. Общий вес самолёта автоматически обновится, как только FMS получит вес топлива или расход топлива от топливного компьютера и, если конфигурирован APU.
─ Общий вес самолёта вычисляется от предыдущего веса минус изменения в расходе топлива. Общий вес самолёта автоматически обновится, как только FMS получит вес топлива или расход топлива от топливного компьютера. Общий вес самолёта затем перевычисляется, если пользователь вводит новое значение веса топлива.
FUEL (2L): Отображает необходимое количество топлива для полёта.
RESERVES [3L]: Отображает резервное количество топлива, информация о котором необходима экипажу при отклонении от плана полёта.
FUEL TO (4L): Отображает необходимое количество топлива для полёта до точки FIX.
FUEL AT (4L): Показывает вычисленный остаток топлива при достижении определенной точки FIX, данные текущего веса топлива (включая резерв), расход топлива, путевую скорость по маршруту до точки FIX, только, если она определена.

© ЗАО «ГСС»

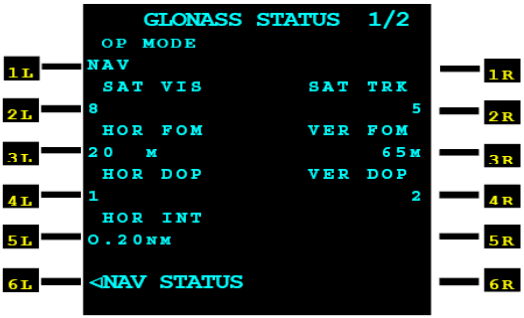
FUEL FLOW (3R): Отображает расход топлива на странице FUEL активного маршрута, текущий расход топлива от топливного датчика, который отображается нормальным шрифтом.
Если расход топлива недостоверен от датчика или для расчетных целей, отображается крупным шифром.
Если расход топлива от топливного датчика не поступает, последняя достоверная полученная величина расхода топлива сохраняется, как значение, введённое вручную, а индикация изменяется от нормального шрифта на крупный.
Если выполнен холодный запуск FMS, самолёт находится на земле и расход топлива не достоверен от топливного датчика, отображаются прочерки "———".
FIX [4R]: Отображает построенную точку для вычисления топлива над этой точкой "FUEL AT".
Если эта точка является точкой назначения, как определено на странице RTE в поле DEST, остаток топлива в этой точке вычисляется, основываясь на расстоянии по треку от текущего места до аэропорта назначения (включая процедуру ухода на 2-ой круг).
BLOCK [5R]: Отображает количество топлива, заправленное на стоянке.
LANDING WEIHT [5L]: Отображает расчетный посадочный вес.

© ЗАО «ГСС»

GLONASS

СТРАНИЦА GLONASS STATUS 1/2

Для отображения страницы GLONASS STATUS 1/2 нажмите [INIT REF], <NAV STATUS> и <GLONASS>



OP MODE (1L): Эксплуатационный режим приемника GLONASS.
- TEST: Режим самопроверки.
- INI: Режим включения.
- ACQ: Режим захвата.
- NAV: Режим навигации.
- NAV/ALT: Полуавтоматической режим навигации по высоте.
- NAV/DIFF: Различные режимы навигации.
- NAV/AIDED: Полуавтоматические режимы навигации по скорости/направлению.
- FAILED: Обнаруженные отказы.

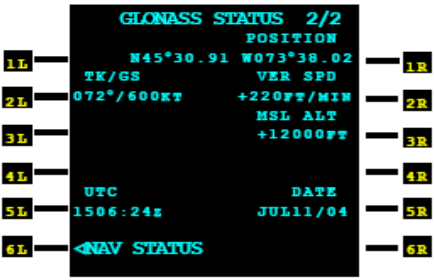
SAT VIS (2L): Количество видимых активных спутников.
SAT TRK (2R): Количество отслеживаемых спутников.
HOR FOM (3L): Горизонтальная характеристика надежности (в метрах).
VER FOM (3R): Вертикальная характеристика надежности (в метрах).

HOR DOP (4L): Горизонтальное ослабление точности. Это измерение общей позиционной и временной точности в горизонтальном плане.
Нижнее HDOP является желательным, верхнее HDOP не является желательным.
VER DOP (4R): Вертикальное ослабление точности. Это измерение общей позиционной и временной точности в вертикальном плане.
Нижнее VDOP является желательным, верхнее VDOP не является желательным.
HOR INT (5L): Горизонтальный предел достоверности (в NM).
NAV STATUS [6L]: Возврат на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА GLONASS STATUS 2/2

Для отображения страницы GLONASS STATUS 2/2 нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS>, <GLONASS> и [NEXT].



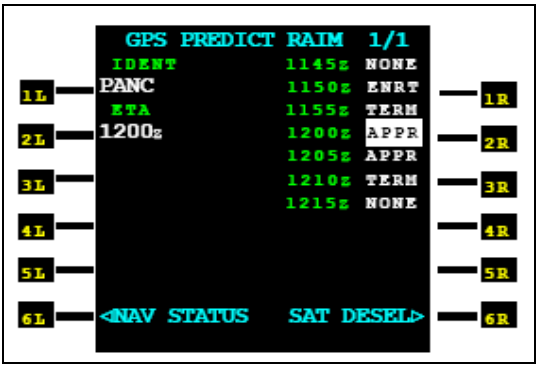
POSITION (1L, 1R): Местоположение Широта и Долгота GLONASS.
TK/GS (2L): Путевой угол (в градусах) и путевая скорость (в узлах).
UTC (5L): Всеобщее скоординированное время GLONASS (UTC).
NAV STATUS [6L]: Допуск на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.
VER SPD (2R): Вертикальная скорость GLONASS (feet/min).
MSL ALT [3R]: Высота относительно среднего уровня моря (MSL) в футах.
DATE [5R]: Дата GLONASS.

Примечание: Информация системы GLONASS для целей навигации может использоваться экипажем только в консультативных целях

© ЗАО «ГСС»

GPS PREDICT RAIM

Страница используется для прогнозирования целостности GPS в любой требуемой точки пространства/времени.
Для отображения страницы GPS PREDICT RAIM 1/1 нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS>, <PREDICT RAIM>.



IDENT [1L]: Отображается идентификатор точки, где требуются прогнозы целостности GPS.
ПРИМЕЧАНИЕ:
Аэропорт прибытия при первоначальном отображении страницы.
ETA [2L]: Расчетное время прибытия, когда требуются прогнозы целостности GPS.

ПРИМЕЧАНИЕ:
По умолчанию отображает ETA в точке MAP, при первом отображении страницы. Если точка MAP еще не введена, то по умолчанию отображает аэропорт прибытия. При вводе идентификатора точки маршрута, по умолчанию отображает ETA в введенной точке маршрута (основанной на текущей скорости и ветре). При нахождении самолёта на земле, ETA должна быть введена вручную. После взлета, прогнозируемая RAIM ETA основана на ветре по маршруту.
NAV STATUS [6L]: Возвращает на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.
SAT DESEL [6R]: Обеспечивает допуск на страницу GPS SAT DESELECT 1/1.
Прогнозируемая целостность GPS, с введенным значением IDENT/ETA ± 15 минут:
Показывает предельную фазу полета, которая должна быть доступна для полета с GPS с введенным идентификатором и временем прибытия (ETA) ±15 минут с интервалами из 5 минут.
Возможное состояние целостности GPS:
- NONE: GPS не удовлетворяет требованиям навигации по маршруту.
- ENRT: GPS должна удовлетворять требованиям навигации по маршруту.

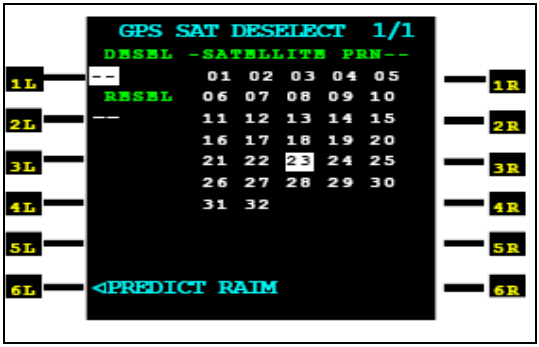
© ЗАО «ГСС»

● TERM: GPS должна удовлетворять требованиям навигации в районе аэродрома и по маршруту.
● APPR: GPS должна удовлетворять требованиям инструментального захода по GPS, требованиям навигации в районе аэродрома и по маршруту.
● ****: Звездочки показывают, что GPS не может обеспечить прогнозируемой целостность. Наибольшей вероятной причиной является то, что сборник GPS нуждается в обновлении. Разрешается максимум 25 минут в течение которых, GPS автоматически загружает самую большую группу новых спутников.

© ЗАО «ГСС»

GPS SAT DESELECT

Для отображения страницы GPS SAT DESELECT 1/1 нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS>, <PREDICT RAIM> и <SAT DESEL>.



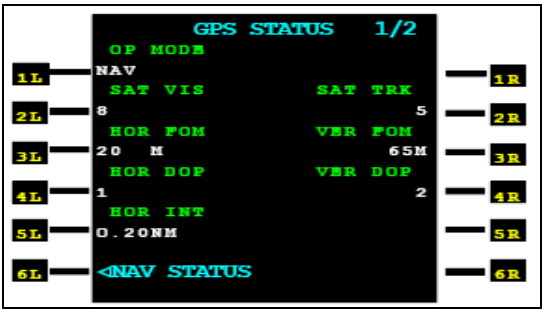
DESEL [1L]: деселектирут номер спутника.
Номер состоит из двух чисел, от 01 до 32.
RESEL [2L]: вновь выбирает номер спутника.
SATELLITE PRN: таблица деселектированных спутников из вычислений PRAIM.
PREDICT RAIM [6L]: возвращает на страницу GPS PREDICT RAIM 1/1.

© ЗАО «ГСС»

GPS STATUS

СТРАНИЦА GPS STATUS 1/2

Для отображения страницы GPS STATUS 1/2 нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS> и <GPS>.



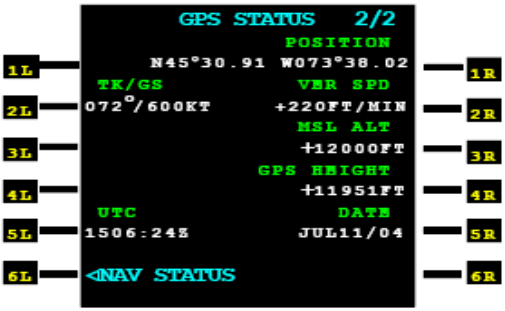
OP MODE (1L): эксплуатационный режим приемника GPS.
- TEST: режим самотестирования.
- INI: режим включения.
- ACQ: режим захвата.
- NAV: навигационный режим.
- NAV/ALT: навигационный режим с высотой.
- NAV/DIFF: разные навигационные режимы.
- NAV/AIDED: навигационный режим с направлением/скоростью.
- FAILED: обнаруженный отказ.

SAT VIS (2L): номер активного видимого спутника.
SAT TRK (2R): номер отслеживаемого спутника.
HOR FOM (3L): горизонтальный критерий.
VER FOM (3R): вертикальный критерий.
HOR DOP (4L): уменьшение горизонтальной точности (не в единицах). Это есть измерение общей позиционной и временной точности в горизонтальном плане.
VER DOP (4R): уньшение вертикальной точности (не в единицах). Это есть измерение общей позиционной и временной точности в вертикальном плане.
HOR INT (5L): предел горизонтальной целостности (в милях).
NAV STATUS [6L): возвращает на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА GPS STATUS 2/2

Для отображения страницы GPS STATUS 2/2 нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS>, <GPS> и <NEXT>.



TK/GS (2L): путевой угол (в градусах) и путевая скорость (в узлах).
UTC (5L): Всемирное координационное время GPS (UTC).
NAV STATUS [6L]: допуск на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.
POSITION (1R): местоположение GPS.
VER SPD (2R): вертикальная скорость GPS (футы/минуту).
MSL ALT [3R]: высота относительно среднего уровня моря GPS (в футах).
GPS HEIGHT [4R]: высота GPS (в футах). Отображается, если тип GPS A743A_4.
DATE [5R]: дата GPS.

HOLD

● [HOLD], если точка ожидания FIX уже существует в маршруте.
● Автоматически открывается, когда бы предполагаемая точка ожидания не была введена на странице RTE LEGS (например: дополнение “/H” к существующей точке).
Обычно используется для просмотра и/или пересмотра деталей или существующей или предполагаемой зоны ожидания. Ручной выход из зоны ожидания может быть определен пилотом. Завершение зоны ожидания на высоте или после одного полного круга есть результат процедур отправления/прибытия в базе данных. Возможные форматы показаны ниже.

A. До нажатия на кнопку EXEC (сигнализатор EXEC горит).



B. После нажатия на кнопку EXEC, но до входа в зону ожидания.

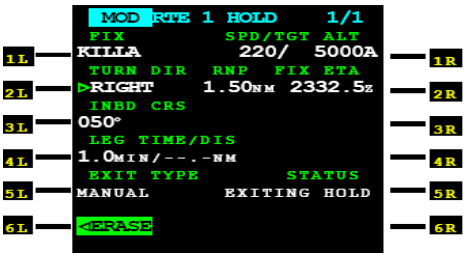


© ЗАО «ГСС»

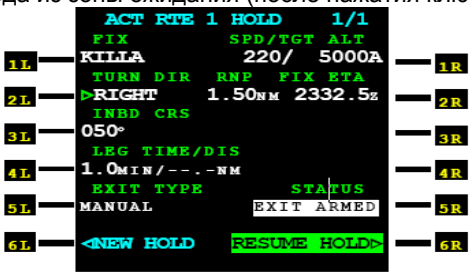
C. После входа в зону ожидания.



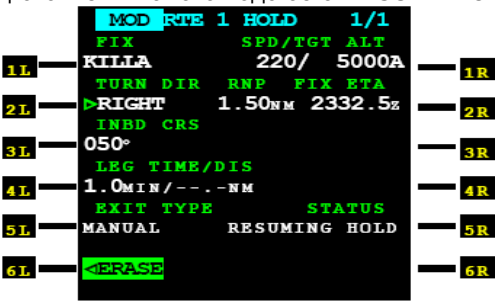
D. После нажатия LSK 6R “EXIT HOLD”.



E. Процедура выхода из зоны ожидания (после нажатия ключа EXEC).

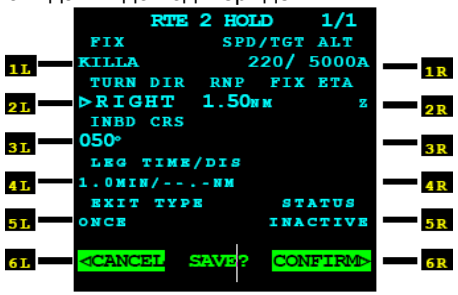


F. Когда выход подготовлен и нажата подсказка RESUME HOLD



© ЗАО «ГСС»

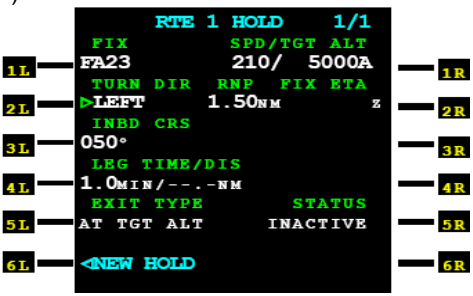
G. Неактивная зона ожидания до подтверждения.



H. Неактивный маршрут после подтверждения.



I. После нажатия кнопки EXEC, но до входа в зону ожидания (отображается тип выхода AT TGT ALT):



ACT/MOD/ ” “ (ЗАГОЛОВОК): MOD показывает, что зона ожидания не была выполнена (EXEC не была нажата).
ACT показывает, что самолет вошел в зону ожидания.
Пустое поле показывает, что точка FIX зоны ожидания еще не достигнута или маршрут неактивный.
FIX [1L]: идентификатор точки FIX зоны ожидания. Назначенная PPOS для зоны ожидания в текущей точке местоположения.
TURN DIR [2L]: направление разворота зоны ожидания (вправо или влево).
INBD CRS [3L]: курс на точку FIX зоны ожидания. Курс с предшествующего участка на точку FIX (0º-360º).

© ЗАО «ГСС»

LEG TIME/DIS [4L]: время или расстояние участка зоны ожидания:
Когда введён символ (/), вход интерпретируется как расстояние участка, либо, как время участка. Когда время участка введено, поле расстояния участка отображает прочерки и когда расстояние участка введено, поле времени участка отображает прочерки.
Время участка зоны ожидания равна 1минуте на или ниже 14000 ft и 1.5 минуты выше 14000 ft.
Расстояние участка зоны ожидания нормально отображает прочерки, диапазон расстояний находится в пределе от 1.0nm до 99.9 nm.
EXIT TYPE [5L]:
● MANUAL- показывает, что выход из зоны ожидания должен быть начат вручную (через DIRECT-TO или нажатием EXIT HOLD).
● ONCE-показывает автоматический выход в точке FIX после завершения процедуры входа (обычно используется процедура стандартного разворота).
● AT TGT ALT- показывает автоматический выход в точке FIX после занятия заданной высоты. Последние типы выхода находятся в навигационной базе данных.

Когда LSK 5L нажато, тип выхода переключается между ONCE или AT TGT ALT в MANUAL, который не может быть переключен обратно в предыдущий тип выхода, если изменение не стёрто. Если тип выхода является MANUAL, символ “►” не отобразится, пока тип выхода MANUAL не будет изменён. Символ “►” также не отобразится, если отображается неактивный маршрут, пока изменение типа выхода разрешено только в активном маршруте. Изменение типа выхода, если состояние зоны ожидания есть EXIT ARMED, имеет тоже самое значение, как нажатие подсказки RESUME HOLD.
NEW HOLD [6L]: отображается только тогда, если нет процесса изменения маршрута. Допуск на страницу RTE LEGS 1/X делается, чтобы определить новую зону ожидания (“/H” в блокноте).
CANCEL [6L]: (если сконфигурированы ERASE MODS, как CONFIRM). Отменяет изменения сделанные в неактивном маршруте.
ERASE [6L]: Обычно используется для стирания всех изменений в маршруте, включая зоны ожидания.
Подсказка не пригодна при изменениях в неактивном маршруте. Если установлена ошибка при изменении в маршруте, при нажатии ERASE запрашивается подтверждение отображением подсказок CANCEL и CONFIRM на LSK 6L и 6R соответственно.
SPD/TGT ALT [1R]: отображает ограничения по скорости/высоте для соответствующей точке на странице RTE LEGS 1/X. Отображение высоты может быть в FEET или FL. Если точка находится до середины маршрута, то используется TA. Если точка находится после середины активного маршрута, то используется TL.
Ограничения по скорости и высоте берутся из навигационной базы данных отображаются мелким шрифтом. Ручной ввод ограничений по скорости/высоте отобразится крупными буквами. Смотрите поле ALTITUDE CONSTRAINTS на странице RTE LEGS 1/X для формата ручного ввода.

Если FMS сконфигурирована для VNAV, точки захода и переходного захода, ограниченные по высоте, скорректированы по температуре, при условии, что температура аэропорта назначения была введена на странице VNAV. Ограничение по высоте, которая компенсирована по температуре, отобразится в негативном белом фоне.
FIX ETA (2R): расчетное время прибытия на точку FIX зоны ожидания.
RNP [2L,2R]: Требуемая навигационная характеристика (RNP) объединённая с участком зоны ожидания берётся из навигационной базы данных.
STATUS [5R]: Отображается, если характеристика VNAV “FLAP SETTING” не сконфигурирована. Статус показывает состояние зоны ожидания:
─ INACTIVE: зона ожидания является частью активного или неактивного плана полёта, но ещё не активизирована.
─ IN PROGRESS: самолёт вошёл в зону ожидания.
─ EXITING HOLD: зона ожидания в процессе выполнения и подсказка “EXIT HOLD” нажата.
─ EXIT ARMED: самолёт выходит из зоны ожидания, подсказка “EXIT HOLD” и “EXEC” нажаты.
─ RESUMING HOLD: выход подготовлен и подсказка “RESUMING HOLD” нажата.
EXIT HOLD [6R]: Является активной только тогда, когда состояние отображенной зоны ожидания находится IN PROGRESS. Нажатие этого LSK изменяет состояние в EXITING HOLD и вызывает высвечивание MOD и EXEC. Если EXEC нажата, в состоянии EXITING HOLD, выход из зоны ожидания подготавливается.
RESUME HOLD [6R]: отображается, когда состояние зоны ожидания находится в EXIT ARMED. Нажатие этого LSK изменяет состояние в RESUMING HOLD и вызывает высвечивание MOD и EXEC. При нажатии EXEC в состоянии RESUMING HOLD, зона ожидания восстанавливается и тип выхода становится ручной.

CONFIRM [6R]: {Если ERASE MODS сконфигурирован как CONFIRM} подтвердите сделанные изменения в неактивном маршруте.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в изменении.

© ЗАО «ГСС»

HOLD 1/X



SPD/TGT ALT [1R]: обеспечивает ввод и отображение скорости и высоты зоны ожидания.

Отображаемые данные:

- Скорость и высота, введённые пилотом, или
- Ограничение высоты, взятое из навигационной базы данных, и,
- Более низкая наивыгоднейшая скорость (если пригодна), или
- Скорость из навигационной базы данных (если пригодна).

Ручной ввод разрешается, если введённое значение больше чем минимальная скорость по умолчанию в зоне ожидания и профиль пригоден.

Ручной ввод изменяет значение по умолчанию, взятое из навигационной базы данных, если пригодно. Формат для ручного ввода следующий:

— для ввода скорости (например: 250),
— для ввода скорости и высоты (например: 250/10000),
— для ввода высоты (например: /10000).

Удаление ручного ввода возвращает поле данных к значению, взятому из навигационной базы данных, если такое имеется.

Удаление ограничения скорости ожидания, взятого из навигационной базы данных или наивыгоднейшей скорости, не разрешается.

Ручные вводы отображаются крупным шрифтом белого цвета. Вычисленные значения или значения, взятые из навигационной базы данных, отображаются мелким шрифтом белого цвета.

HOLD AVAIL [3R]: отображает максимальное время ожидания самолёта с целью достижения своего пункта назначения с достаточным количеством топлива.

Заголовок и поле данных отображаются только для участков НМ (т.е. для зон ожиданий с ручным выходом). Поле данных вычисляется и отображается только для активной зоны ожидания, или, если зона ожидания не является активной, ближайшая зона ожидания по маршруту. Это правильно для активного и изменённого маршрута, если существует достоверный профиль. Отображает наивыгоднейшую скорость (которая соответствует скорости максимальной продолжительности).
Заголовок и поле данных отображаются только для ручного выхода из зоны ожидания. Поле данных вычисляется и отображается только для активной зоны ожидания или, если зона ожидания не является активной, ближайшая зона ожидания по маршруту. Это правильно для активного и изменённого маршрута, когда достоверный профиль существует.

© ЗАО «ГСС»

IDENT

СТРАНИЦА IDENT 1/2

Эта страница показывает действующую дату окончания текущего и следующих периодов базы данных и позволяет пилотам вручную выбрать активную навигационную базу данных.
Здесь также определены загруженные базы компании и пользователя.
Эта страница разрешает идентификацию установленного программного обеспечения в CMA-9000 FMS и обеспечивает достоверность проверки для конфигурации.

ПРИМЕЧАНИЕ:

FMS ID "FMS X" не будет показана, когда "cross FMS" не сконфигурирована.

● Отображение страницы IDENT 1/2 нажатием [INIT/REF], и <IDENT> (LSK1L) или автоматически после подключения питания, если страница включения питания сконфигурирована в IDENT.

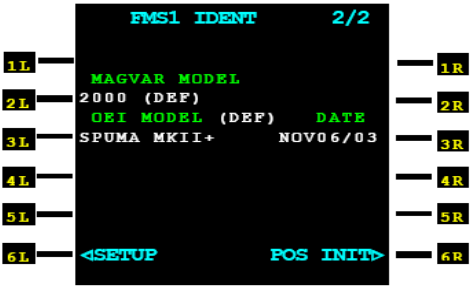


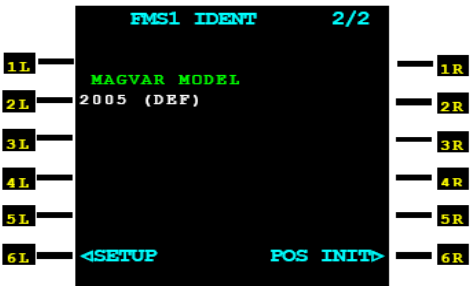
NAV DATABASE (1L,2L): идентификация навигационной базы данных.
OP PROGRAM (3L): эксплуатационный номер программы.
CUSTOM DATABASE (4L): показывает идентификатор базы данных компании. Может быть показано до 8 букв. Отображаются звездочки "********", когда база данных компании не загружена. Отображается пустая строчка, когда идентификатор базы данных не действителен или загруженная база данных изменена.
USER DATABASE (5L): показывает идентификатор базы данных пользователя. Может быть показано до 9 букв. Отображаются звездочки "********", когда база данных пользователя не загружена. Отображается пустая строчка, когда идентификатор базы данных не действителен или загружаемая база данных изменена.
SETUP [6L]: допуск на страницу SETUP 1/1.
ACTIVE [1R]: отображает действующую дату активной базы данных. Выбрать вторичную базу данных как активную. Нажать LSK2R, чтобы скопировать дату вторичной базы данных в блокнот. Нажать LSK1R, чтобы выбрать ее как активную базу данных. Текущая активная база данных может быть выбрана, когда самолет находится на земле. Делая так, вы стираете любой, до этого загруженный, план полета.

SECOND [2R]: отображает действующую дату вторичной базы данных. Нажатие ключа копирует эту дату в блокнот.
CFG NO (3R): Номер конфигурации. Этим номером подтверждается информация в установке и в руководстве обслуживания полётом техническим персоналом во время установки системы.
DATE (4R): показывает действующую дату базы данных компании. Отображаются звездочки “*****/**”, когда база данных не загружена. Показывает пустую строчку, когда дата не действительна.
DATE (5R): показывает действующую дату базы данных пользователя. Отображаются звездочки “*****/**”, когда база данных не загружена. Показывает пустую строчку, когда дата не действительна или загруженная база данных изменена.
POS INIT [6R]: допуск на страницу POS INIT/REF 1/2.

СТРАНИЦА IDENT 2/2

Эта страница показывает идентификацию загруженных полетных данных. Отображение страницы IDENT 2/2 нажатием [INIT/REF], <IDENT> и [NEXT].





MAGVAR MODEL (2L): Отображает название таблицы магнитного изменения. (DEF) показывает по умолчанию, что используется модель 2005.
OEI MODEL (3L): Отображает название загруженной базы данных OEI, используемой для имитации OEI на крейсерском эшелоне и при вылете. Название базы данных OEI содержит до 14 символов.
DATE (3R): Отображает дату загруженной базы данных OEI.
SETUP [6L]: допуск на страницу SETUP 1/1.
POS INIT [6R]: допуск на страницу POS INIT/REF 1/2.

© ЗАО «ГСС»



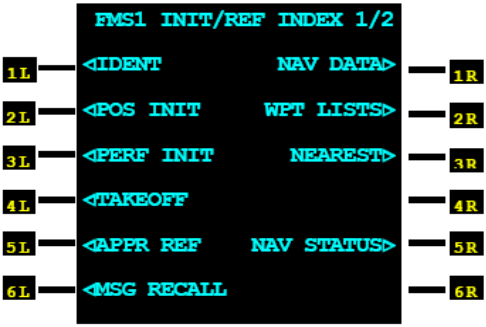
AIRCRAFT [1L]: отображает тип самолёта, который определён в базе данных характеристик.
ENGINES [1R]: отображает тип двигателя, который определён в базе данных характеристик.

© ЗАО «ГСС»

INIT/REF INDEX

СТРАНИЦА INIT/REF INDEX 1/2

Отображает страницу INIT/REF INDEX 1/2 нажатием [INIT REF].

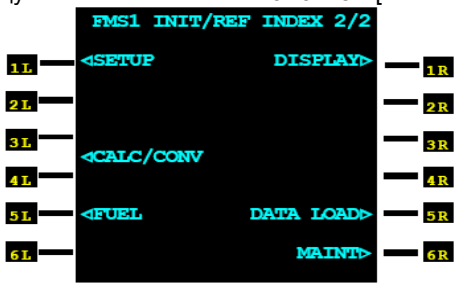


ОТ [1L] ДО [6L] И [1R] ДО [6R]: Позволяет пользователю открывать соответствующие страницы INIT/REF взависимости от конфигурации.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Следующая таблица отображает расположение варианта LSK по умолчанию. Отображение страниц INIT/REF INDEX может отличаться от выбранных вариантов конфигурации.

СТРАНИЦА INIT/REF INDEX 2/2

Отображает страницу INIT/REF INDEX 2/2 нажатием [INIT REF] и [NEXT].

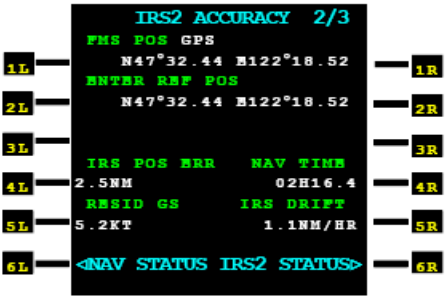


ОТ [1L] ДО [6L] И [1R] ДО [6R]: Позволяет пользователю открывать соответствующие страницы INIT/REF взависимости от конфигурации.
MAINT [6R]: Обеспечивает допуск на страницу MAINTENANCE. Страница используется, когда самолёт находится на земле.

© ЗАО «ГСС»

IRS X ACCURACY

(если IRS находится в режиме NAV).
Отображается страница IRS x ACCURACY X/X нажатием [INIT REF], <NAV STATUS> и <IRS>, <ACCURACY>.
Здесь находятся три идентичные страницы, одна для каждой INS. Первая открытая страница отсылает к предыдущей отображенной INS на странице IRS x STATUS X/3. Нажимая ключ PREV или NEXT отобразятся другие страницы IRS x ACCURACY X/3.



FMS POS (1L ИЛИ 1R): показывает текущее положение FMS.
ENTER REF POS [2L ИЛИ 2R]: ввод действительной широты и долготы позволит выполнить проверку точности и результаты отобразятся на следующих строчках. Полученное значение есть местоположение FMS, которое отображается в строчке LSK 1R.
IRS POS ERR (4L): показывает инерциальную ошибку местоположения как только будет введено действительное местоположение в LSK 2 L или 2R и IRS находится в режиме NAV.
RESID GS (5L): показывает остаточную путевую скорость как только будет введено действительное местоположение в LSK 2 L или 2R и IRS находится в режиме NAV.
NAV STATUS [6L]: возвращает на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.
NAV TIME (4R): показывает пройденное время в часах и минутах с десятыми долями с тех пор, как IRS находится в режиме NAV (время в режиме NAV).
1. Для Honeywell Laseref V: этот параметр декодируется маркировкой 126.
IRS DRIFT (5R): показывает инерциальную скорость ухода (только тогда, когда время нахождения IRS в режиме NAV более 10 минут), как только действительное местоположение введено в LSK 2R и IRS находится в режиме NAV.
IRS X STATUS [6R]: возвращает на соответствующую страницу IRS x STATUS X/3.

© ЗАО «ГСС»

ВНИМАНИЕ

При использовании режима INERTIALна любом этапе полёта (нет возможности использовать более точные режимы FMS) и появлении на MCDU предупреждения UNABLE RNP (CHECK ANP)-означает что фактические точностные характеристики хуже требуемых для этапа полёта или места нахождения ВС, необходимо:

1. проверить данные RNP/ANP

2. по другим средствам и различными способами СВЖ убедиться ,что имеется ошибка определения места самолёта

3. доложитьУВД ,согласовать действия по продолжению полёта (по условиям RNP,RVSM,TCAS..)

4. по возможности выполнить коррекцию МС (на MCDU,белым высветится POS MANUALLY UPDATED)

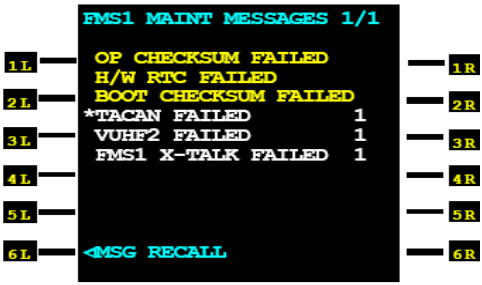
5. использовать вторичные средства навигации и все доступные способы СВЖ

6. (при необходимости вести прокладку пути).

MAINT MESSAGES

Эта страница показывает всё техническое обеспечение FMS относительно сообщений и всех технических рекомендательных сообщений, которые требуют вмешательства технического персонала. Она отображается, если обнаружено любое сообщение относительно внутренней неисправности, иначе, подсказка MAINT MSG не отобразится на странице MESSAGE RECALL и эта страница не будет пригодной.

Для отображения страницы MAINT RECALL 1/1, нажать [INIT REF], <MSG RECALL> и <MAINT MSG>.



© ЗАО «ГСС»

Технические сообщения отображаются в желтом цвете. Технические рекомендательные сообщения отображаются в белом цвете с помощью самого последнего определенного звездочкой. Цифра, крайняя справа каждого технического рекомендательного сообщения показывает, которое FMU посылает это сообщение. Отсутствие цифры означает, что все FMU посылают то же самое сообщение.
MSG RECALL [6L]: обеспечивает допуск на страницу MESSAGE RECALL 1/X. Эта подсказка отображается в желтом цвете, когда отобразится новое предупреждающее сообщение.
ЗАМЕЧАНИЕ:
Сообщения вновь появятся при подключении питания только тогда, если отказ еще присутствует.

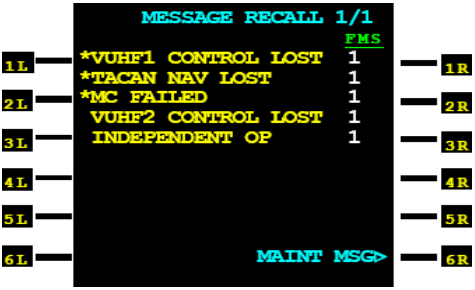
MESSAGE RECALL

Только предупреждающие сообщения системы отображаются на этой странице. Все сообщения отображаются в желтом цвете, самый последний определен звездочкой.
Цифра справой стороны каждого сообщения показывает, которое FMU посылает сообщение. Отсутствие цифры означает, что все FMU посылают тоже самое сообщение или что FMS работает в независимом режиме.
Предупреждающие сообщения системы вызовут загорание сигнализатора MSG на обоих FMS и сигнализатор будет гореть до тех пор, пока все новые предупреждающие сообщения не будут стерты пилотом. Как только все предупреждающие сообщения просмотрены, или через блокнот, или на странице MESSAGE RECALL, сигнализатор MSG FMS и дистанционный сигнализатор MSG FMS погаснут.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Все текущие предупреждающие сообщения могут быть одновременно подтверждены отображением страницы MESSAGE RECALL 1/X.

Эти сообщения удаляются автоматически, когда условия, которые их вызвали исправлены.
Для отображения страницы MESSAGE RECALL 1/1 нажать [INIT REF], и <MSG RECALL> или ключ [INIT REF] удерживать нажатым более чем 1 сек.

© ЗАО «ГСС»



FMS (1R): Этот неизменный текст заголовка появится для разнообразной установки FMS.
Это текст выделяет, какое FMS выдаёт специальное сообщение на этой странице (которое отображается (1), и/или (2), и/или (3) рядом со специальным сообщением).
MAINT MSG [6R]: обеспечивает допуск на страницу MAINT MESSAGES 1/X. Подсказка появляется, если есть сигнализация по техническому обслуживанию или рекомендательные сообщения по техническому обслуживанию.

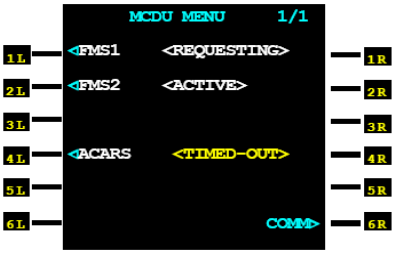
MCDU MENU

Страница MCDU MENU отображает все встроенные внешние подсистемы, FMS и их состояние.
Экипаж может получить доступ к этим подсистемам, используя пульт MCDU. Внешние подсистемы отображаются в полях от LSK1L до LSK5L. Состояние системы FMS1 по умолчанию отображается в поле LSK1L.

Когда установлена внешняя подсистема ESS5, ESS6 или ESS7, она отображается на 2-ой странице MCDU.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Таким образом, на странице MCDU MENU может быть установлено до 7 внешних подсистем.

Для отображения страницы MCDU MENU, нажмите [MENU].



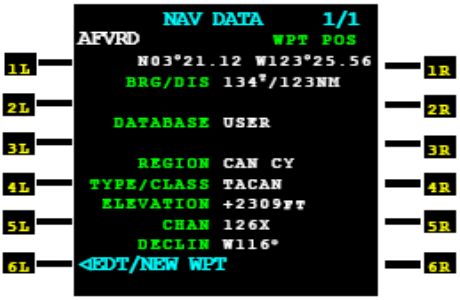
© ЗАО «ГСС»

SUB-SYSTEM [1L ДО 5L]: Идентификатор подсистемы отображается крупным шрифтом белого цвета, состояние подсистемы отображается между символами “< >” крупным шрифтом белого цвета (или оранжевым цветом для состояния TIMED OUT).
Состояние может отображаться либо <REQUESTING>, <ACTIVE> или <TIMED OUT>.
FMS начнёт процесс установления связи с выбранными подсистемами, при нажатии соответствующего ключа LSK.
Если связь с подсистемой установлена, то отображается <ACTIVE>

COMM [6R]: Подсказка COMM оспечивает допуск на страницу COMM STATUS 1/1 и отображается на последней странице MCDU MENU.

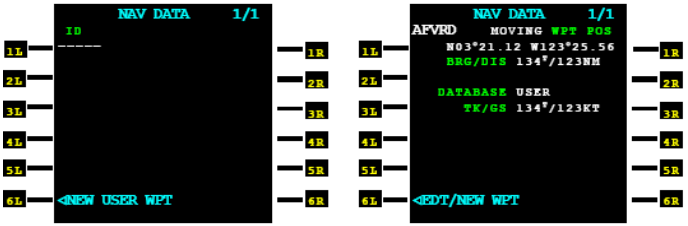
NAV DATA

Страница NAV DATA 1/1 отображает и частично изменяет информацию о точке из навигационной, временной, компании или пользовательской баз данных. Перемещения (если конфигурировано) и информация неизменных точек может быть просмотрена. Она также обеспечивает допуск на страницу USER WPT для изменения всех параметров точек пользователя.
Отображение страницы NAV DATA 1/1 нажатием [INIT REF], и <NAV DATA>.
A. Отображение при вводе в страницу (с недоставляемым идентификатором от предыдущей страницы).

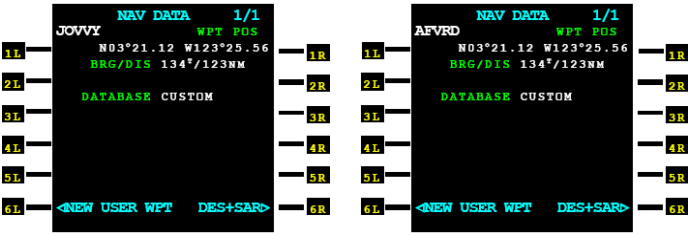


B. Отображение при вводе существующего идентификатора в неизменной базе данных точек пользователя. Отображенная страница отличается, если отображается фиксированная точка и если отображается точка в зависимости от типа и класса. Крупные буквы используются для изменяемых полей:

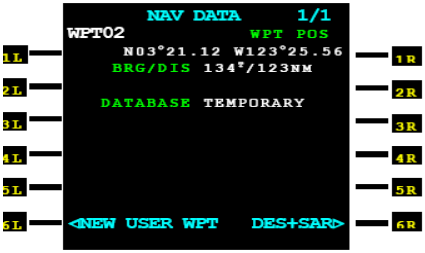
© ЗАО «ГСС»



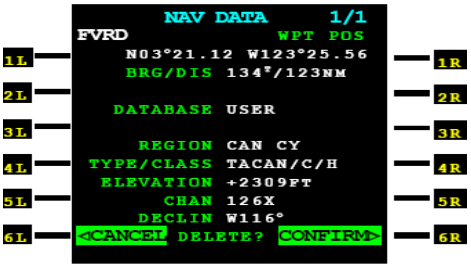
C. Отображение при вводе существующего идентификатора из базы данных точек компании или навигационной. Отображение меняется с типом точек или класса.



D. Отображение при вводе существующего идентификатора во временной базе данных точек:



E. Отображение после удаления неизменной точки пользователя.



© ЗАО «ГСС»

ID [1L]: Идентификатор точки состоит максимум из 5 символов. Ввод идентификатора отобразит все параметры этой точки. В случае наличия множества точек с одинаковым идентификатором, страница SELECT WPT отобразит их для уточнения.
Нажатие этого ключа, если блокнот пустой, копирует идентификатор в блокнот.
Для стирания пользовательской точки, нажмите CLR, чтобы получить сообщение DELETE и выберите LSK идентификатора.
Ввод недействительного идентификатора вызовет появление рекомендательного сообщения !NOT IN DATABASE.
Если производится изменение, ввод нового идентификатора автоматически отменит стирание.
WPT POS [1R]: Отображает местоположение точки. Нажатие этого ключа, при пустом блокноте, копирует местоположение в блокнот.
BRG/DIS [1R]: Отображает азимут и расстояние от текущего места самолёта на точку. Эти значения перевычисляются и отображаются один раз каждую секунду.
NAME (2L), (2R): Названия точек аэропорта, максимум 24 символа.
DATABASE (2L), (2R): Отображает базу данных содержащую точки. Возможными значениями являются NAVIGATION, CUSTOM, USER и TEMPRORARY.
REGION (3L), (3R) нижняя строчка**:** отображает код региона и ИКАО.

Полный список региональных кодов:

AFR: Африка	MES: Ближний Восток/ Южная Азия
CAN: Канада	PAC: Регион Тихого океана
EEU: Восточная Европа	SPA: Южный регион Тихого океана
EUR: Европа	SAM; Южная Америка
LAM: Латинская Америка	USA: США
CUS: Индивидуально для Компании	

Пример кодов стран ИКАО (из двух символов):
EH= Европа, Нидерланды.
EG= Европа, Великобритания.
TYPE/CLASS (4L), (4R) верхняя строчка**:** Отображает тип идентификатора или класс VHF NAVAID. Возможными значениями являются:
AIRPORT: аэропорты
NDB: точка с приводной радиостанцией
WAYPOINT: простая точка местоположения.

© ЗАО «ГСС»

Классы навигационных радиосредств VNF: a/b/c

a	b	c
DME	C – совмещённый	H – высок. уровень
ILSDME	N – не совмещён.	L – низкий уровень
ILSTACAN	O – не работает	T - аэропортовский
LOCGS	(*) – N/A	U - неопределённый
LOCONLY		
MLSDMEN		
MLSDMEP		
TACAN		
VNCDME(DME комп. VORDME)		
VNCTACAN (TACAN компонент VORTAC)		
VOR		
VORDME		
VORTAC		

ELEVATION (4L), (4R) нижняя строчка: Отображает высоту только аэропорта и VHF NAV в футах.
FREQ (5L), (5R) верхняя строчка: Отображает частоту навигационного средства (MHz) (только DME, ILSDME, VOR и VORDME VHF NAV).
CHAN (5L), (5R) верхняя строчка: отображает канал TACAN.
CH/FREQ (5L), (5R): отображает канал TACAN и соответствующую частоту навигационного средства (MHz) (только VORTAC VHF NAV).
DECLIN (5L), (5R) нижняя строчка: отображает магнитное склонение наземной станции VOR (только VHF NAV).
MAGVAR (5L), (5R) нижняя строчка: отображает магнитные изменения (WAYPOINT, AIRPORT, NDB NAVAID, ILS).
NEW USER WPT [6L]: только отображаемые не пользовательские точки. Допуск на страницы USER WPT, разрешающий создание новой пользовательской точки или изменение какого-либо поля существующей точки.
EDT/NEW WPT [6L]: Допуск на страницы USER WPT, разрешающий изменение поля выбранной точки или создание новой пользовательской точки. Отображаемые данные пользовательской точки автоматически появляются на страницах USER WPT.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в изменении.
(DELETE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в изменении.
CANCEL [6L]: отменяет выполненные изменения для пользовательской точки.
CONFIRM [6R]: подтверждает выполненные изменения для пользовательской точки.

© ЗАО «ГСС»

NAV STATUS INDEX

Отображает страницу NAV STATUS INDEX 1/1 нажатием [INIT REF], <NAV STATUS>.

Эта страница обеспечивает допуск на различные страницы состояния навигации. Отображаются только те страницы для которых оборудование конфигурировано.

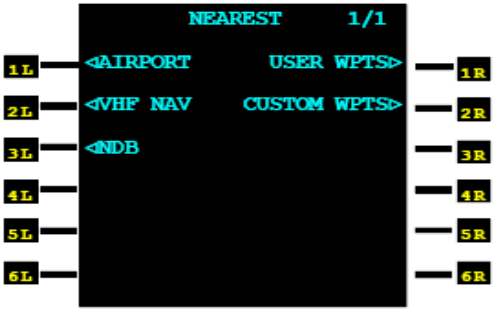


PREDICT RAIM [1L]: обеспечивает допуск на страницу GPS PREDICT RAIM 1/1.
GPS [1R]: обеспечивает допуск на страницу GPS STATUS 1/2.
GLONASS [2L]: обеспечивает допуск на страницу GLONASS STATUS 1/2.
DME [2R]: обеспечивает допуск на страницу DME STATUS 1/1.
VOR/DME [3R]: обеспечивает допуск на страницу VOR/DME STATUS 1/1.
IRS [4R]: обеспечивает допуск на страницу IRS STATUS.
INIT/REF [6L]: допуск на страницу INIT/REF 1/2.
DESELECT [6R]: допуск на страницу DESELECT 1/1.

© ЗАО «ГСС»

NEAREST

Отображает выбираемый, категорированный список типов навигации в которых функция NEAREST применяется нажатием [INIT REF] и <NEAREST>. Путем выбора типа навигационных данных, появится, основанный на схожести, заказной перечень.



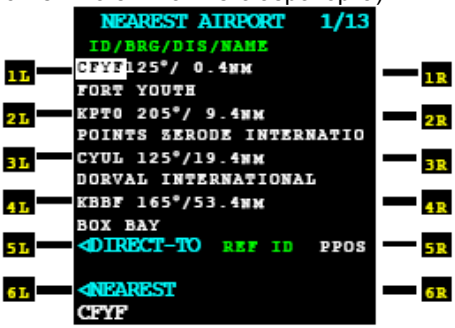
AIRPORT [1L]: допуск на страницу NEAREST AIRPORT.
VHF NAV [2L]: допуск на страницу NEAREST VHF NAV.
NDB [3L]: допуск на страницу NEAREST NDB.
USER WPTS [1R]: допуск на страницу NEAREST USER WPTS 1/X.
CUSTOM WPTS [2R]: допуск на страницу NEAREST CUSTOM WPTS 1/X.

© ЗАО «ГСС»

NEAREST AIRPORT

Отображение страницы NEAREST AIRPORT 1/X нажатием [INIT REF], <NEAREST> и <AIRPORT>.
Эта страница отображает перечень аэропортов, составленный в порядке удаления, самых близкорасположенных 50 аэропортов, которые находятся в районе 640 nm относительно опорного идентификатора. Азимут и расстояние от центра опорной точки отобразится под каждым идентификатором точки. Максимум 4 точки отобразится на странице. Первые 24 символа названия аэропорта отображаются рядом с идентификатором каждой точки.

Первый раз допуск на эту страницу обеспечивается после холодного запуска, центр опорной точки устанавливается в текущем местоположении (PPOS). Когда опорная точка устанавливается в PPOS, азимут/расстояние от каждой точки обновляется каждые 10 секунд. Первый аэропорт на странице отображается в негативном цвете. Выбор меняется нажатием любого активного LSK (относительно ближайшего аэропорта).

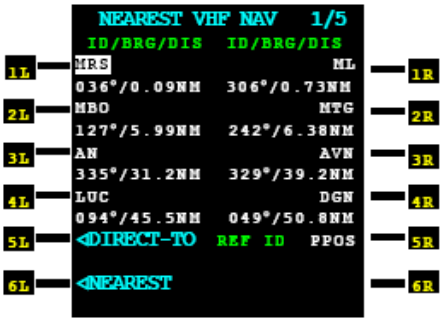


WPT IDENT [1L-4L]: Выбор соответствующего аэропорта и отображение его в негативном цвете. Идентификатор точки соответствующий выбранному LSK копируется в блокнот, если это возможно. Каждый новый выбор LSK обновляет блокнот с соответствующим определителем точки.
DIRECT-TO [5L]: перемещает выделенную точку в первую точку на странице LEGS и отображает страницу LEGS.
NEAREST [6L]: возвращает на страницу NEAREST 1/1.
REF ID [5R]: центральный идентификатор опорной точки может быть выбран из любой следующей базы данных: навигационной базы данных, базы данных компании, пользовательской базы данных, перечня временных точек, активного или неактивного маршрута.
Когда бы центр REF ID не изменялся, перечень перевычисляется и перезаказывается использованием новой введенной центральной опорной точки в случае многочисленных точек с одинаковым идентификатором, страница SELECT WPT отобразится для выбора.
После холодного запуска или когда ключ CLEAR нажат, поле PPOS устанавливается, как центральная опорная точка.

© ЗАО «ГСС»

NEAREST VHF NAV

(Также используется для NEAREST NDB, CUSTOM WPT и USER WPT).
Для отображения страницы NEAREST VHF 1/X нажмите [INIT REF], <NEAREST> и <VHF NAV>.
Эта страница отображает перечень по порядку из 50 ближайших навигационных средств VHF, которые распределяются в радиусе 640 nm относительно центральной опорной точки.
Азимут и дальность от центральной опорной точки отображаются под каждым идентификатором точки.
Азимут и дальность обновляются каждые 10 секунд на странице NEAREST USER WPT, и на других ближайших страницах они обновляются каждые 10 секунд, когда центральная опорная точка является текущим местом положения или точкой пользователя. На странице отображается максимум 8 точек. Когда страница открыта, первая VHF NAV на странице 1/X (или последующих страницах) отобразится в негативном цвете. Изменение выбора страницы обеспечивается нажатием любого LSK (соответствующего ближайшему VHF NAV).



WPT LIST [1L-4L], [1R-4R]: выбор LSK соответствующего VHF NAV и отображение его в негативном цвете. Идентификатор точки соответствующий выбранному ключу копируется в блокнот, если это возможно. Каждый новый выбор LSK обновляет блокнот с соответствующим идентификатором точки. На странице NEAREST USER WPT, когда точка пользователя стирается перекрестной ссылкой, сортировка не делается и точка пользователя становится пустой.
Когда точка пользователя создается перекрестной ссылкой, сортировка не включается для перечня ближайших точек пользователя.
DIRECT-TO [5L]: перемещает выделенную точку в первую точку на странице LEGS и отображает страницу LEGS.
NEAREST [6L]: выбор этого ключа возвращает на страницу NEAREST 1/1.
RED ID [5R]: Ввод любого идентификатора точки из навигационной базы данных, базы компании, базы пользователя, временного перечня точек, активного неактивного маршрута.
Когда бы центр REF ID не изменялся, перечень перевычисляется и перезаказывается использованием новой введенной центральной опорной

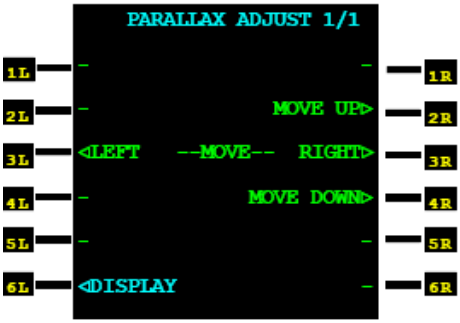
© ЗАО «ГСС»

точки в случае многочисленных точек с одинаковым идентификатором, страница SELECT WPT отобразится для выбора.
После холодного запуска или когда ключ CLEAR нажат, поле PPOS устанавливается, как центральная опорная точка.

© ЗАО «ГСС»

PARALLAX ADJUST

Эта страница обеспечивает регулировку дисплея по вертикали и горизонтали. Оператор может перемещать дисплей вверх, вниз, влево и вправо, для регулировки ошибки параллакса.
Страница PARALLAX ADJUST 1/1 открывается нажатием [INIT REF], [NEXT],<DISPLAY> и <PARALLAX>.



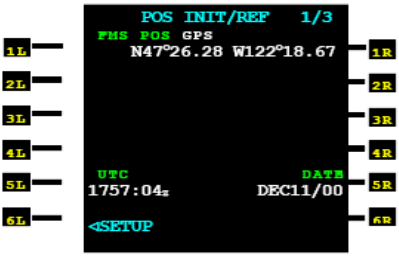
LEFT [3L]: перемещает дисплей на 1 колонку влево.
DISPLAY [6]: обеспечивает допуск на страницу DISPLAY 1/1.
MOVE UP [2R]: перемещает дисплей на 1 строчку вверх.
RIGHT [3R]: перемещает дисплей на 1 колонку вправо.
MOVE DOWN [4R]: перемещает дисплей на 1 строчку вниз.

© ЗАО «ГСС»

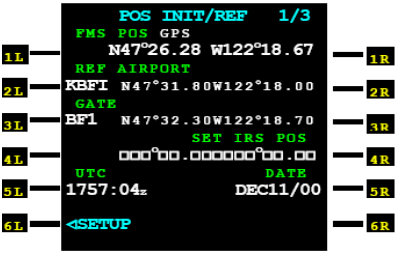
POS INIT/REF

СТРАНИЦА POS INIT/REF 1/3

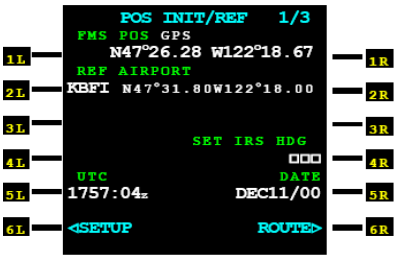
(Если конфигурирована IRS).
Если конфигурирована LASEREF_V:
Для отображения страницы POS INIT/REF 1/3 нажмите [INIT/REF] и <POS INIT> или [INIT REF], <IDENT> и <POS INIT>.
A. Когда инерциальная система находится в режиме NAV (поле SET IRS POS не отображается):



B. Когда инерциальная система находится в режиме выставки (отображается поле SET IRS POS)



C. Когда инерциальная система находится в режиме ATTITUDE (отображается поле SET IRS HDG)



© ЗАО «ГСС»

FMS POS [1L ИЛИ 1R]: положение FMS отображается при подключении питания, что соответствует последнему вычисленному месту,сохраненному в FMS. Ручной ввод разрешается (только в режиме DR). Навигационный режим отображается белыми буквами выше координат самолёта.
REF AIRPORT [2L]: Достоверным вводом является четырехбуквенное обозначение аэропорта по ICAO, место становится пустым после взлета. Ввод стирает предыдущий номер стоянки.
КООРДИНАТЫ REF AIRPORT [2R]: Координаты исходного аэропорта отображаются после ввода идентификатора аэропорта в поле LSK2L.
GATE [3L]: Ввод стоянки возможен только после ввода действующего аэропорта в LSK 2L. Место очищается на взлете и возвращается к черточкам при вводе REF AIRPORT.
SET IRS POS [4R]: Если конфигурирована LASEREF_V.
● Поле ввода первоначального местоположения инерциального датчика. Отображаются квадратики, когда IRS находится в режиме выставки. Автоматический ввод места FMS от истинного меридиана (смотрите*) выполняется при захвате GPS, имеющего целостность, при котором GPS HIL менее или равна 0.3 nm.
Ручной ввод также разрешается до тех пор, пока IRS находится в режиме выставки и целостность GPS не пригодно (GPS HIL более чем 0.3 nm). Поле (заголовка и данных) очищено, когда IRS не находится в режиме выставки.

ПРИМЕЧАНИЕ:
В блокноте появляется сообщение IRS x ENTER POS, когда местоположение отклонено инерциальной системой IRS (тестирование или проверка широты места 3+3T).

(*) Местоположение FMS является тем же самым, как выбранное местоположение навигационной системы в течение всего времени, исключая время в течение первоначальных 20 секунд, следующих за переключением навигационного датчика, когда местоположение нового датчика фильтруется в течение 20 сек.
SET IRS HDG [4R]: Если конфигурирована LASEREF_V: поле ввода магнитного курса IRS. Отображаются три квадратика, когда какая-либо IRS находится в режиме ATT и запрашивает ввод магнитного курса. Поле (заголовка и данных) очищено, когда IRS не находится в режиме ATT.
UTC/LOCAL [5L]: индикация и ввод время UTC и LOCAL (в часах, минутах, секундах). При включении питания, UTC обновляется GPS UTC после того как запрос GPS завершен. Ручной ввод разрешается, если время GPS не пригодно (0 hr, 00 min, 00 sec в 23 hr, 59 min, 59 sec).
DATE [5R]: показывает ввод даты системы FMS. Формат даты зависит от оборудования самолета. В американском формате: MMMDD/YY, европейском DDMMM/YY. Ручной ввод разрешается, если дата GPS не пригодно.

© ЗАО «ГСС»

ПРИМЕЧАНИЕ:
FMS отображает реальное время на часах, когда дата GPS не пригодна.

SETUP [6L]: допуск на страницу SETUP 1/1.

СТРАНИЦА POS INIT/REF 2/3

(Если конфигурирована IRS).
Для отображения страницы POS INIT/REF 2/3 нажмите [INIT REF], <POS INIT> и [NEXT> или [INIT REF], <IDENT>, <POS INIT> и [NEXT].

FMS постоянно отслеживает и отображает место FMS, азимут и дальность местоположения каждого навигационного режима относительно местоположения FMS и точность места навигационного датчика. Точность и азимут находятся в одной колонке и определяется переключением между двух данных сделанных LSK 2R. Точность всегда отображается по умолчанию при открытии страницы.
A. Эта индикация отображается, когда выбраны LAT/LONG и ACCURACY и FMS после взлета.



B. Эта индикация отображается, когда выбраны LAT/LONG и BEARING и FMS после взлета.



© ЗАО «ГСС»

FMS POS [1L]: отображение текущего местоположения FMS и режим навигации.
MODE [2L]: отображает названия каждого из навигационных режимов, которые сконфигурированы. Активный режим навигации будет выделен на негативном белом фоне.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Для LASEREF_V: "N" – соответствует числу используемых IRS для определения места от комбинации трёх IRS.
STS (2L): отображает текущее состояние каждого навигационного режима.
Для LASEREF_V:

IRS	
ALIGN	Режим выставки
NAV	Навигационный режим
ATT	Режим пространственного положения
DSEL	Деселектированная

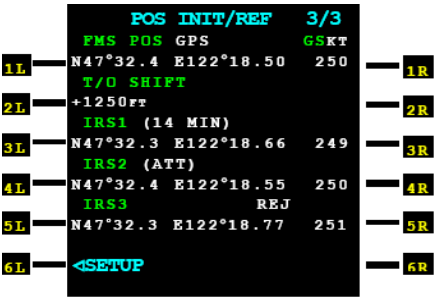
DIS (2L): Отображает расстояние в NM между положением FMS и положениями каждого навигационного режима (только, если датчик находится в режиме NAV).
ACCUR (2R): Отображается только тогда, если LSK нажато для отображения ACCUR. Отображает расчетную навигационную точность (95%) каждого навигационного режима.
BRG (2R): Отображается только тогда, если LSK нажато для отображения BRG. Азимут от места FMS на место каждого навигационного режима отображается относительно истинного меридиана (с символом "T") или магнитного меридиана (в зависимости от установки на странице SETUP).
SETUP [6L]: обеспечивает допуск на страницу SETUP 1/1.
ROUTE [6R]: Когда самолёт находится на земле, обеспечивает допуск на активную страницу RTE 1/X.
NAV STATUS [6R]: После взлёта, обеспечивает допуск на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.

СТРАНИЦА POS INIT/REF 3/3

(Если конфигурировано взаимодействие LASEREF_V).
Для отображения страницы POS INIT/REF 3/3 нажмите [INIT REF], <POS INIT>, [NEXT] и [NEXT] или [INIT REF], <IDENT>, <POS INIT>, [NEXT] и [NEXT].
Эта страница разрешает экипажу проверять местоположение отдельной IRS и путевой скорости по отношению к местоположению и путевой скорости системы FMS. Она также позволяет проверять состояние отдельной IRS, код действия и режим обновления.

© ЗАО «ГСС»

A. Для LASEREF_V:



FMS X POS (1L): отображает текущее местоположение системы FMS. Режим навигации отображается белыми буквами в поле заголовка (GPS, DME, VOR/DME, INERTIAL или DR).

T/O SHIFT [2L]: TAKE OFF SHIFT отображается, когда:

— Конфигурируемый тип автопилота A300, и

— Навигационный режим FMS является IRS, и

— ВПП взлёта определена в активном плане полёта.

Когда это поле отображается, пилот может ввести смещение относительно торца ВПП (SHIFT).

Когда это поле отображается, пилот может ввести SHIFT (-1000 до 5000 ft) от торца ВПП, который используется для обновления местоположения системы FMS, когда нажаты GO-LEVERS на взлёте.

Величина смещения на взлёте автоматически обнуляется, когда выбрана новая ВПП для взлёта.

IRS X (3L, 4L, 5L): Если конфигурирована LASEREF_V.

Отображается местоположение инерциальной системы IRS.

Поле данных отображает:

— если местоположение является достоверным: данные места,

— когда место недостоверно: ничего не отображает,

— когда имеется отказ в определении места или место не принято: отображаются звездочки.

Когда IRS находится в режиме выставки: в заголовке поля отображается время до окончания выставки в минутах (отсчет ведётся от 14 минут и на уменьшение).

SETUP [6L]: возвращает на страницу SETUP 1/1.

GS (1R, 3R, 4R,5R): отображает текущую путевую скорость FMS, IRS1, IRS2, и IRS3. Ничего не отображается, когда режим навигации не “NAV”.

ROUTE [6R]: Когда самолёт находится на земле, обеспечивает допуск на активную страницу RTE 1/X.

© ЗАО «ГСС»

PROGRESS

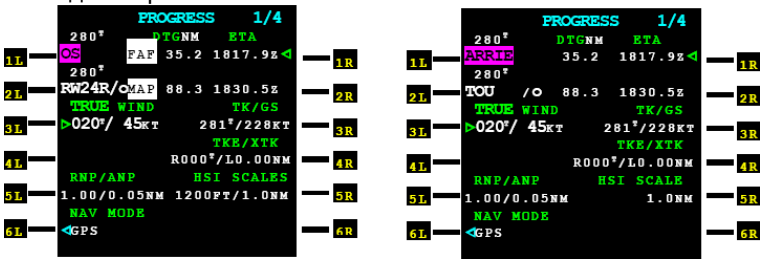
СТРАНИЦА PROGRESS 1/4

(Когда конфигурированы 4 страницы)

Страница PROGRESS 1/4 разрешает пилоту контролировать текущую динамику данных по активному маршруту. Возможны два формата отображения.

Для отображения страницы ACT PROGRESS 1/4, нажмите [PROG].

A. Когда выбрано ETA:



B. Когда выбрано ETE:



C. Когда FLT NO отображается на странице RTE:



© ЗАО «ГСС»

Заголовок страницы: Заголовок страницы есть “<FLT NO> PROGRESS 1/4", где FLT NO соответствует буквенно- цифровым данным (которые состоят максимум из 8 символов), которые отображаются на странице RTE.
DESIRED TRACK (DSTK) 1L: Истинный путевой угол с обозначением (T)/магнитный путевой угол на активную точку.
Заданный путевой угол на активную точку изменен в процессе зоны ожидания на “HOLD AT”.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Перед направлением разворота (LEFT или RIGHT), в конце, тип угла (CRS или HDG).

ACTIVE WAYPOINT (1L): идентификатор активной точки отображается в негативном малиновом фоне. Специальные символы отображаются в негативном белом цвете.
ACTIVE WAYPOINT PROCEDURE (1L): специальная процедура, объединённая с активной точкой.
“/H”: - зона ожидания.
“/O”: - пролет точки без упреждения на разворот.
DTG (ACT DTG) 1L: расстояние от текущего места до активной точки (2-я колонка).
ETA (ACT ETA) 1R: расчетное время прибытия в активную точку. При выборе, изменится на ETE (также осуществляет изменение на странице PROGRESS 2/4).
ETE (1R): отображает расчетное время пролета активной точки.
NEXT COURSE (2L): отображает следующий курс плана полета.
NEXT WAYPOINT (2L): отображает идентификатор точки следующей за активной точкой. Специальные символы отображаются на негативном белом фоне.
PROCEDURE AT NEXT WPT (2L): отображает специальную процедуру, объединённую со следующей точкой.
“/H”-зона ожидания.
“/O”-пролет точки без упреждения на разворот.
DTG (2L): расстояние от текущего места до следующей точки (2-я колонка).
ETA (2R): расчетное время прибытия в следующую точку.
ETE (2R): отображает расчетное время пролета следующей точки.
TRUE/MAG WIND [3L]: отображает фактическое истинное направление ветра и скорость (в узлах). Отображает маленькими буквами, когда величина ветра вычисляется FMS, большими буквами, когда значение ветра заморожено. Когда блокнот пустой, нажатие LSK 3L переключит ветер между TRUE и MAG вариантами отображения.
Когда блокнот содержит действительное значение ветра, нажатие LSK 3L введет основной ветер, индицируемый ветер, если значение ветра заморожено. Ветер заморожен на малой скорости и при отказе (TAS и HDG являются действительными в навигационных режимах DME/DME и VOR/DME). После холодного запуска на земле, ветер не отображается (поле пустое).

© ЗАО «ГСС»

ВНИМАНИЕ:
Экипаж должен быть осведомлен об источнике отсчета для индикации курса, так как он может отличаться от ветра, выбранного на этой странице.

RNP/ANP [5L]: используется для ввода и отображения требуемой навигационной характеристики (RNP) для фаз полета и отображает фактическую навигационную характеристику (ANP).
Диапазон разрешённого ввода значений RNP находится между 0.10 и 20.00 nm.
NAV MODE [6L]: отображает текущий навигационный режим.
Нажатие LSK 6L обеспечит допуск на страницу POS INIT/REF 3/3. FMS может иметь следующие навигационные режимы: GPS, DME, VOR/DME, INERTIAL, DR.
TK/GS [3R]: отображает текущий путевой угол самолета и путевая скорость (в узлах).
Ввод разрешается только тогда, когда система находится в навигационном режиме “DR”, для улучшения характеристики навигационного режима.
TKE/XTK (4R): отображает текущую ошибку угла трека (LEFT или RIGHT) от курса активного участка маршрута и фактическое отклонение от активного участка в милях.
HSI SCALE (5R): отображает ввод и шкалу отклонения на индикаторе HSI (in nm). Ввод разрешается только во время полета по маршруту. Может быть введено либо 1nm или 5nm, в зависимости от масштаба шкала HSI.
Если сконфигурирован вариант VNAV, заголовок становится “HSI SCALE” и отображается дополнительное поле для величины вертикального отклонения, (в футах).
NEXT WPT [6R]: не показана. Подсказка отображается, когда автоматическое построение точки невозможно. Примеры включают, когда активный участок является вектором, или участок заканчивающий высотой без ввода барометрической поправки высоты. Нажатие NEXT WPT приводит к немедленной смене навигации и управлению полетом на следующую точку плана полета.(Активный, если пилотирование на конечный участок осуществляется вручную).

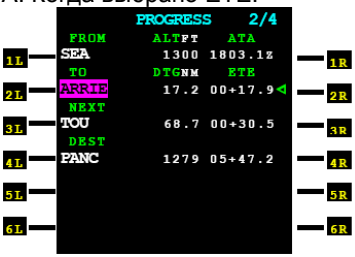
ПРИМЕЧАНИЕ 1:
Специальными символами, объединёнными с идентификаторами точек, являются:
● FAF: когда отображается неизменный идентификатор точки окончательного захода.
● MAP: когда отображается неизменная идентифицированная точка ухода на 2-ой круг.

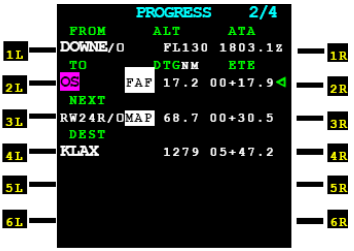
© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА PROGRESS 2/4

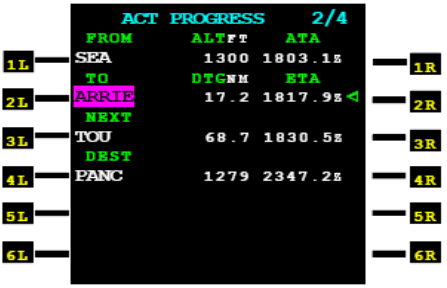
Для отображения страницы ACT PROGRESS 2/4 нажать [PROG] и [NEXT].

A. Когда выбрано ETE:





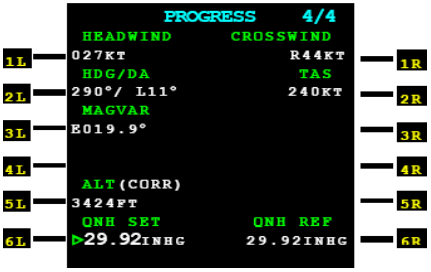
B. Когда выбрано ETA:



СТРАНИЦА PROGRESS 4/4

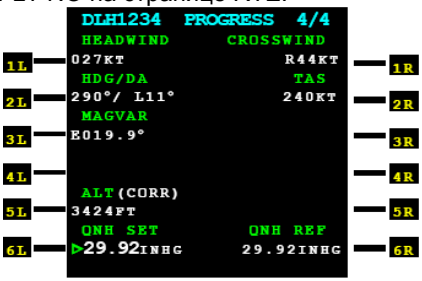
(Когда конфигурирован комплект из 4-х страниц)

Для отображения страницы ACT PROGRESS 4/4, нажмите [PROG], и затем [PREV].



© ЗАО «ГСС»

Когда отображается FLT NO на странице RTE:



Заголовок страницы: Заголовок страницы "<FLT NO> PROGRESS 4/4", где FLT NO соответствует буквенно- цифровым данным (которые состоят максимум из 8 символов), которые отображаются на странице RTE.
HEADWIND/TAILWIND (1L): Отображает встречную составляющую ветра или попутную составляющую в (kt).
CROSSWIND (1R): отображает поперечную составляющую ветра (слева или справа, направление откуда дует ветер). В узлах (kt).
HDG/DA (2L): отображает курс самолета и угол сноса, в градусах.
Отображение курса:
● Крупный шрифт: в режиме счисления пути, при отказе курса, шрифт станет крупным и сохраняет его последнее значение, которое было до отказа, если датчик TAS достоверен.
● Пустое поле, прочерки: при отказе курса и скорость TAS не достоверна, в режиме счисления пути (DR), ручной ввод не выполнялся или вновь выполняется путём ввода путевой скорости/путевого угла.
Ввод курса:
● Ручной ввод: если датчик TAS достоверен в режиме DR и датчик курса отказал, курс может быть введён вручную.
TAS (2R): истинная воздушная скорость (в узлах).
MAGVAR (3L): изменение магнитного склонения в текущем месте самолета, в градусах.
ALT (XXX) [5L]: высота системы FMS отображается в футах. Значение (xxx), отображаются белыми буквами, определяет тип отображенной высоты. Она может быть отображена в следующем порядке приоритета:
● (CORR): когда высота, исправленная на давление, достоверна.
Она может быть:
— исправленной высотой, полученной от ADC, или
— высотой по стандартному давлению, полученную от ADC с примененной барометрической коррекцией QNH, или
— бароинерциальной высотой, полученной от IRS с примененной барометрической коррекцией QNH.
● (STD): когда высота по стандартному давлению получена от ADC.
● (IRS): когда высота бароинерциальная получена от IRS.
● (GPS): когда геометрическая высота получена от GPS.

© ЗАО «ГСС»

● (MAN): когда ни один из источников высоты не пригоден, разрешается ручной ввод. Отображается крупным шрифтом.
QNH SET [6L]: отображается, когда барометрически исправленная высота принимается от ADC и, либо давление, или бароинерциальная высота пригодна от IRS.
Отображается мелким шрифтом, когда барометрическая коррекция (QNH) получена от внешнего источника.
Разрешает ввод барометрическую коррекцию (QNH) [in inches] в диапазоне от 27.0 до 32.0 inch или [in millibars] в диапазоне от 915 до 1083 mb.
Когда введено давление QNH, применяется коррекция на высоту давления и окончательное значение барометрической поправки отображается как ALT (CORR) (LSK 5L).
Для отображения единицы измерения нажмите LSK 6L, когда блокнот пустой.

Это поле также отображается маленькими буквами, когда QNH и барометрически исправленная высота получены от FMS. Поле не отображается, когда источником высоты является GPS, INS или ручной ввод.
QNH REF [6R]: Отображается только тогда, когда высота по давлению получена от ADC и поле QNH SET отображается. Поле отображает вычисленные значения по давлению среднего уровня моря (QNH), как отсчётная величина для пилота. Единицы измерения этого поля будут подчинены выбранным единицам в поле QNH SET (LSK 6L).
ПРИМЕЧАНИЕ:
Когда один или оба из выше перечисленных обозначений получены с SSM=NCD или SSM= FAIL, поле будет пустым или со звездочками.
Ручной ввод установки давления отменяется и поле отображает прочерки ("— —") при выходе из зоны аэродрома. Когда установка давления не определена, поле отображает клеточки "□ □ □ □", при входе в зону аэродрома. Это показывает, что требуется обязательный ввод.

© ЗАО «ГСС»

RTA PROGRESS

Используется для оценки требуемой истинной воздушной скорости (TAS) необходимой для достижения точки в требуемое время прибытия (RTA), или для оценки расчетного времени прибытия в точку RTA при разных скоростях TAS и ветре.

Страница ACT RTA PROGRESS 3/4 отображается нажатием [PROG], [NEXT] и [NEXT].

A. Нормальная индикация активной страницы:



B. Страница PROGRESS во время изменения:



RTA WPT [1L]: идентификатор точки RTA, должен быть частью маршрута. Поле содержит прочерки и страница ничего не отображает, когда идентификатор не введён. Стирание точки RTA очищает страницу, но не удаляет точку из маршрута.

RTA TAS [2L]: отображается только после ввода точки RTA. TAS используемая для вычисления RTA или рекомендованной скорости для достижения точки в требуемое время. Значение скорости по умолчанию, в полёте, это скорость TAS системы, на земле, это скорость TAS крейсерского эшелона, взятая со страницы PLAN DATA (если конфигурирована), либо значение по умолчанию равно нулю. Вручную введённая скорость RTA отображается крупным шрифтом. Стирание точки возвратит прежнюю индикацию значения скорости по умолчанию.

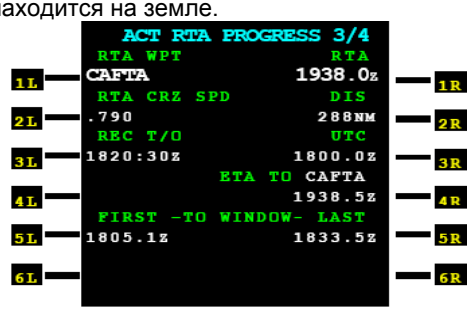
RTA WIND [3L]: отображается только после ввода точки RTA. Ветер используется для вычисления RTA или рекомендованной скорости RTA. Значение скорости ветра по умолчанию, в полёте, это скорость ветра системы,

© ЗАО «ГСС»

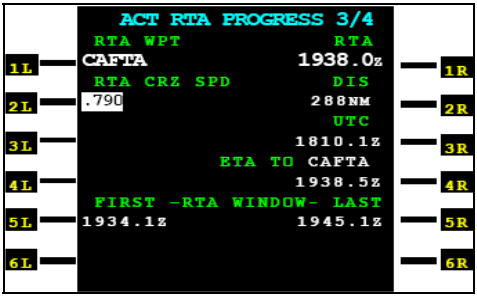
на земле, это скорость ветра крейсерского эшелона, взятая со страницы PLAN DATA (если конфигурирована), либо значение по умолчанию равно нулю. Ручной ввод отображается крупным шрифтом и не меняет ветер системы или крейсерского эшелона. Стирание точки возвратит прежнюю индикацию скорости ветра по умолчанию.
ERASE [6L]: отображается только тогда, когда выполняется изменение маршрута. Нажатие ERASE (LSK 6L) стирает все изменения, сделанные в маршруте. Если подтверждение ошибки изменения в маршруте конфигурировано, при нажатии ERASE запрашивается подтверждение с отображением подсказок CANCEL/CONFIRM в строчке LSK 6L, 6R.
RESTORE [6L]: отображается только тогда, если RTE было стёрто на странице RTE 1/X. Для восстановления используется активный маршрут.
RTA [1R]: расчетное время прибытия в точку RTA, отображается мелким шрифтом. RTA введённое вручную, отображается крупным шрифтом.
DIS (2R): расстояние по маршруту от текущего места до точки RTA.

RTA PROGRESS 3/4

Используется для оценки требуемой скорости по плану, чтобы пересечь точку в нужное время прибытия (RTA).
Эта страница пригодна, если функция VNAV конфигурирована.
Для отображения страницы RTA PROGRESS 3/4, нажмите [PROG], [NEXT], [NEXT].
A. Когда самолёт находится на земле.



B. Когда самолёт находится в воздухе и текущий режим VNAV CRZ.



© ЗАО «ГСС»

TITLE: Заголовок страницы отображает:

- ACT RTA PROGRESS, если маршрут является активным. Данные, представленные на этой странице, относятся к активному плану полёта.
- ACT RTA PROGRESS, если план полёта находится в процессе изменения. Данные, представленные на этой странице, относятся к изменённому плану полёта.
- RTA PROGRESS, если активный или изменённый маршрут отсутствует.

RTA WPT [1L]: обеспечивает ввод и отображение идентификатора точки RTA. Ручной ввод разрешается, если:

- Отображается активный или изменённый маршрут, и
- Точка находится в отображенном маршруте (например: MOD или ACT), и
- Режим ENG OUT не является активным, и
- Режим снижения VNAV не является активным.

Удаление ручного ввода разрешается.
Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета.
Поле данных отображает прочерки, если:

- Точка RTA не введена, или
- Строится очередность на точку RTA, или
- Точка RTA удалена из маршрута.

RTA CRZ SPD [2L]: отображает требуемую заданную скорость крейсерского полёта для достижения RTA WPT [1L] в требуемое время RTA [1R]. Вычисленные значения отображаются мелким шрифтом белого цвета, если текущим режимом VNAV является TAKEOFF/CLIMB или в негативном белом цвете, если текущим режимом VNAV является CRUISE. Поле данных ничего не отображает, если маршрут находится в процессе изменения, текущий режим VNAV является DES/APPR или самолёт находится в зоне ожидания или выполняет процедуру ENG OUT.Заголовок и поле данных ничего не отображают, если RTA WPT [1L] отображает прочерки.
REC T/O [3L]: отображает рекомендованное время взлёта, для обеспечения пролёта точки в требуемое время. Рекомендованное время взлёта есть время, когда самолёт должен взлететь, для того чтобы прибыть в RTA WPT [1L] во время.
“NOW” отображается, когда рекомендованное время взлёта прошло. Заголовок и поле данных ничего не отображают, если:

- RTA WPT [1L] отображает прочерки, или
- Время RTA [1R] является недосягаемым, или
- RTA не отображает в строке [1R], или
- Самолёт находится в воздухе.

-TO WINDOW – [5L] – [5R]:
-RTA WINDOW – [5L] – [5R]:
Отображает:

- “-TO WINDOW -” на земле (TO означает TAKE OFF), или
- “-RTA WINDOW –“ в полёте.

© ЗАО «ГСС»

Заголовок и поле данных ничего не отображают, если:

- Самолёт находится в воздухе и RTA WPT [1L] отображает прочерки, или
- Самолёт находится на земле и RTA WPT [1L] или RTA [1R] отображает прочерки или ничего не отображает, или
- Самолёт находится на снижении, или
- Самолёт находится в зоне ожидания, или
- Самолёт выполняет процедуру на одном двигателе на крейсерском эшелоне.

© ЗАО «ГСС»

FIRST [5L]: До взлёта, отображает самое раннее время взлёта, которое позволит выполнение с планируемым временем RTA [1R].
В полёте, отображает самое раннее время прибытия в точку RTA WPT [1L].
Заголовок и поле данных ничего не отображают, если:

- Самолёт находится в воздухе и RTA WPT [1L] отображает прочерки, или
- Самолёт находится на земле и RTA WPT [1L] или RTA [1R] отображает прочерки или ничего не отображает, или
- Самолёт находится на снижении, или
- Самолёт находится в зоне ожидания, или
- Самолёт выполняет процедуру на одном двигателе на крейсерском эшелоне.

ERASE [6L]: ERASE отображается только тогда, когда активный план полёта находится в процессе изменения. Нажатие этогтключа стирает все изменения в активном плане полёта и возвращает к состоянию ACT ROUTE.

RTA [1R]: отображает требуемое время прибытия в RTA WPT [1L].
Ручной ввод разрешается, если RTA WPT [1L] отображается.
Достоверный диапазон находится в пределе от 0000 до 2359.
Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Заголовок и поле данных ничего не отображают, если RTA WPT [1L] отображает прочерки или RTA пройдено.
DIS [2R]: отображает DTG до RTA WPT [1L].
Значение отображается мелким шрифтом белого цвета. Заголовок и поле данных ничего не отображают, если RTA WPT [1L] отображает прочерки.
CURRENT TIME [3R]: отображает текущее время.
Текущее время отображается в UTC или LOCAL, взависимости от варианта конфигурации, выбранной на странице SETUP.
ETA TO [4R]: отображает расчетное время ETA в RTA WPT [1L].
На земле, расчет предполагает немедленный взлёт.
Значение отображается мелким шрифтом белого цвета. Заголовок и поле данных ничего не отображают, если RTA WPT [1L] отображает прочерки.
LAST [5R]: до взлёта, отображает самое позднее время взлёта, которое позволяет выполнение полёта с планируемым RTA [1R].
В полёте, отображает самое позднее время прибытия в точку RTA WPT [1L].
Заголовок и поле данных ничего не отображают, если:

- Самолёт находится в воздухе и RTA WPT [1L] отображает прочерки, или
- Самолёт находится на земле и RTA WPT [1L] или RTA [1R] отображает прочерки или ничего не отображает, или
- Самолёт находится на снижении, или Самолёт находится в зоне ожидания.

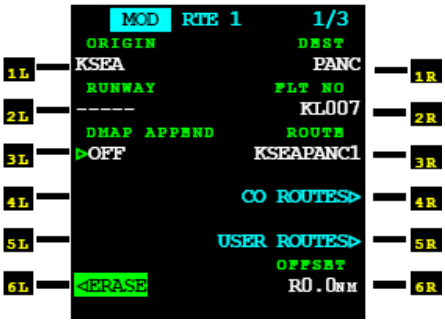
© ЗАО «ГСС»

RTE

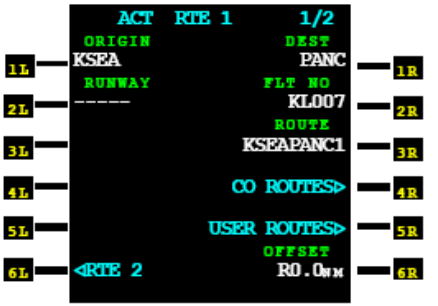
СТРАНИЦА RTE 1 1/X

Допуск на страницу RTE 1 1/X, нажатием [RTE], или
Со страницы POS INIT/REF 2/2, <ROUTE>, или
Со страницы ARRIVALS 1/X, <ROUTE>, или
Со страницы DEPARTURES, <ROUTE>, или
Со страницы USER ROUTES, <ROUTE>, или
Со страницы SELECT CO ROUTE, <ROUTE>, или
Со страницы SELECT CO ROUTE, выбранное название маршрута.

A. Отображение страницы изменяемого активного маршрута:



B. Отображение страницы, когда маршрут активизирован и выполнен (нажата [EXEC]) и самолёт находится в воздухе (установлена сдвоенная FMS):

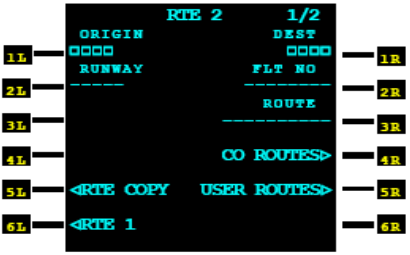


© ЗАО «ГСС»

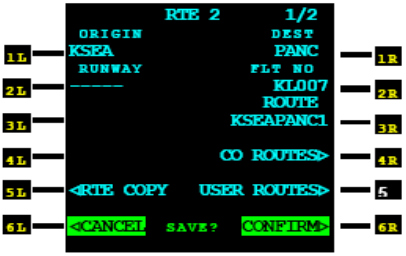
C. Отображение страницы, после ввода DELETE (нажата CLR) в поле ORIGIN:



D. Отображение страницы неактивного маршрута голубого цвета (RTE1 или RTE2), для отличия его от активного маршрута.

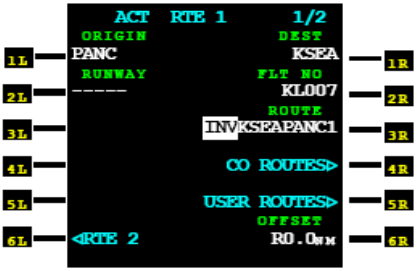


E. После нажатия RTE COPY или любого редактирования, отображается подсказка CANCEL/CONFIRM.



© ЗАО «ГСС»

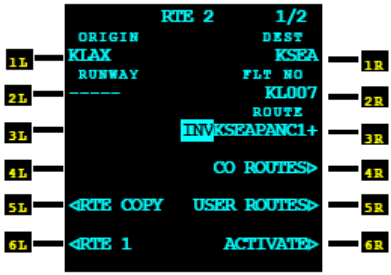
F. Страница отображается, если активизирован маршрут пользователя или компании в режиме INVERSE и выполнен (нажата EXEC), самолёт находится в воздухе:



G. Страница отображается, если маршрут пользователя или компании присоединён к активному маршруту в режиме INVERSE и выполнен (нажата EXEC):



H. Страница отображается, если маршрут пользователя или компании присоединён к неактивному маршруту в режиме INVERSE и выполнен (нажата EXEC):



© ЗАО «ГСС»

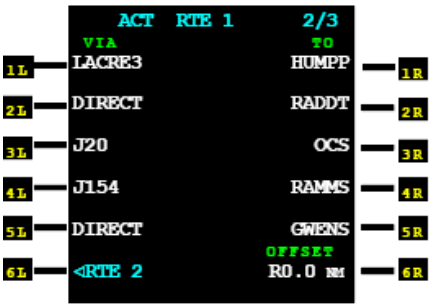
ORIGIN [1L]: обычно используется для ввода и отображения идентификатора аэропорта вылета. Ввод, или новый ввод, или стирание очищают любой существующий маршрут.
Следующий ввод, выборы могут быть сделаны на странице ARRIVALS для ORIGIN, если точкой вылета является аэропорт.
В активном маршруте, стирание ошибочных точек в измененном маршруте, отображает подсказку RESTORE.
В неактивном маршруте стирание всех ошибочных точек убирает все точки из неактивного маршрута и отображает подсказку CANCEL и CONFIRM. Ввод аэропорта вылета обязателен.
DEST [1R]: Обычно используется для ввода и отображения аэропорта назначения. Ввод или повторный ввод стирает процедуры прибытия предыдущего аэропорта назначения. Следующий ввод, выборы, могут быть сделаны на странице ARRIVALS. Ввод аэропорта прибытия обязателен.
Ввод нового аэропорта прибытия, после того как все процедуры прибытия/заходов полностью построены, вызовет появление символов процедур прибытия/захода, которые до этого были стёрты.
Прошедшие процедурные точки будут соответственно принимать форму точек маршрута и точек вне маршрута, которые будут удалены из плана полёта.
RUNWAY [2L]: Ввод RW. Действительными вводами являются RW аэропорта вылета. Строчка может быть выбрана на странице DEPARTURE. Стирается при достижении первой точки.
FLT NO [2R]: Номер рейса. Отображает введенный номер рейса компании. Отображает прочерки до тех пор, пока действующий номер рейса не будет введен. Действительный номер рейса может состоять из 8 символов.
ROUTE [3R]: ввод маршрута компании или маршрута пользователя (название) и нажатие кнопки [EXEC].
● отображается название маршрута компании, когда маршрут загружен используя страницы USER ROUTES или SELECT CO ROUTE.
● вводится название маршрута компании или маршрута пользователя пилотом и выполняется с помощью кнопки [EXEC].
RTE X FILL [4L]: Эта подсказка появляется только в независимом режиме работы. Нажатие кнопки RTE x FILL, перемещает активный маршрут на другую FMS. Для активизации перемещённого маршрута, нажмите кнопку [EXEC] на другой FMS.
Эта подсказка исчезает, при использовании этого ключа для перемещения маршрута на другую FMS и вновь появляется, если маршрут изменяется на одной из FMS.
CO ROUTES [4R]: допуск на страницу SELECT CO ROURE 1/X.
RTE COPY [5L]: отображается только на странице неактивного маршрута и когда по крайней мере одна точка присутствует в активном маршруте. Нажатие кнопки копирует активный маршрут в неактивный.
USER ROUTES [5R]: допуск на страницу USER ROUTES 1/1.
RTE1 [6L]: допуск на страницу RTE1 1/X.
RTE2 [6L]: допуск на страницу RTE2 1/X.

© ЗАО «ГСС»

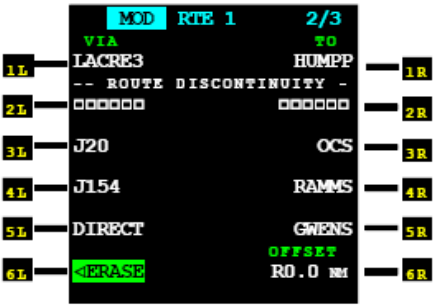
ERASE [6L]: Отображается только тогда, когда маршрут находится в процессе изменения. Нажатие этого ключа отменит все изменения в маршруте и возвратится к состоянию ACT ROUTE.
RESTORE [6L]: отображается только тогда, когда активный маршрут удалён в полёте, или на земле, или когда ключ активного маршрута ошибочно нажат. Нажатие этого ключа вернёт предыдущий маршрут к состоянию ACT RTE.
CANCEL [6L]:) отменяет изменения, сделанные в неактивном маршруте.
CONFIRM [6R]: подтверждает изменения, сделанные в неактивном маршруте.
OFFSET [6R]: Эта подсказка появляется, если элемент дисплея конфигурирован для “OFFSET”. Для включения навигации с параллельным треком, введите боковое отклонение (L99.9-R99.9) и нажмите [EXEC]. Ввод разрешается только в полете, если траектория на активную точку выполняется по установленному участку маршрута или DIRECT-TO, и не является частью процедуры захода, не заканчивается участком, типа HOLD.
Ввод “0” или нажатие на кнопку [CLR] отменит боковое отклонение. Индикация OFFSET по умолчанию, если боковое смещение не было введено или после отмены, будет R0.0.
ACTIVATE [6R]: подсказка отображается только тогда, когда маршрут не является активным и, по крайней мере, одна точка присутствует в неактивном маршруте. Нажатие ключа вызовет подсвечивание кнопки EXEC. Эта функция прекращается, когда перемещающая точка находится в активном маршруте.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в изменении.

СТРАНИЦА RTE X 2/X

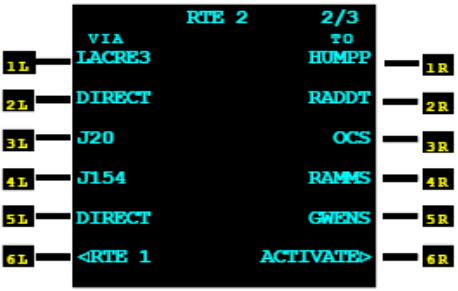
Допуск на страницу RTE x 2/X нажатием [RTE], [NEXT], или
на странице POS INIT/REF 2/2, <ROUTE>, [NEXT>, или
на странице ARRIVALS 1/X, <ROUTE>, [NEXT], или
на странице DEPARTURES 1/X, <ROUTE>, [NEXT], или
на странице USER ROUTES 1/X, <ROUTE>, [NEXT], или
на странице SELECT CO ROUTE 1/X, <ROUTE>, [NEXT].
A. Отображение страницы активного маршрута:



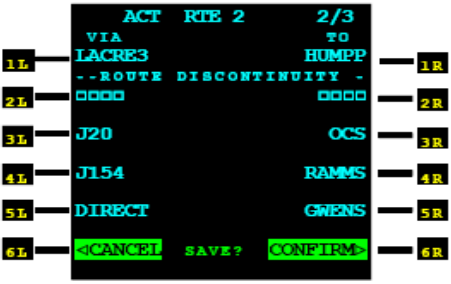
B. Активный маршрут во время изменения:



C. Страница неактивного маршрута перед редактированием:



Д. Неактивный маршрут во время изменения:



VIA [1L ДО 5L]: ввод с помощью строчек 1L - 5L:

● Достоверными вводами являются DIRECT или только идентификатор трассы.

● Названия процедур автоматически появляются, когда выбраны страницы DEP или ARR.

● Если ввод не сделан, используется по умолчанию DIRECT.

● Ввод трассы с предыдущим или следующим вводом “TO” не на той трассе является недействительным.

● Ввод трассы в первую строчку LSK 1L, инициирует захват трассы. Пустые квадратики появятся в первой строчке TO (LSK 1R).

© ЗАО «ГСС»

● Ввод точки в квадратики вызовет появление прочерков в первой строчке VIA, нажмите на нужную трассу и точка TO переместится вниз на одну линию.
● Последующий ввод трасс определяет точка пересечения.
● Если точка без названия, которая создана по широте и долготе, идентифицируется буквой “X” перед названием введённой трассы (например: XJ532).

TO [1R ДО 5R]: ввод точек, на которые выполняется полёт:
● Достоверными вводами являются опубликованные точки, радиосредства VHF, RW и идентификаторы аэропортов ICAO.
● Достоверными типами созданных точек являются: Place-Bearing-Distance (PBD), LAT/LONG и Place-Bearing- Place-Bearing (PB-PB).
● Точка трассы.
● Идентификатор точки состоит из семи символов для океанических точек с широтой и долготой (LAT/LONG).

RTE1 [6L]: допуск на страницу RTE1 1/X.
RTE2 [6L]: допуск на страницу RTE2 1/X.
CANCEL [6L]: отменяет изменения, сделанные в неактивном маршруте.
ERASE [6L]: отображается только тогда, когда маршрут находятся в процессе изменения. Нажатие ERASE (LSK 6L) отменит все изменения, сделанные в маршруте и возвратится в состояние ACT ROUTE. Если конфигурировано подтверждение ошибки при изменениях в маршруте, при нажатии ERASE запрашивается подтверждение отображением подсказок CANCEL/CONFIRM в строчке LSK 6L и 6R соответственно.
RESTORE [6L]: отображается оранжевым цветом только тогда, когда пункт вылета маршрута стёрт на странице RTE 1/X.
Для восстановления используется активный маршрут.
ACTIVATE [6R]: отображается только тогда, когда маршрут является неактивным. Нажатие ключа вызовет подсвечивание кнопки EXEC.
OFFSET [6R]: для выполнения навигации с параллельным треком введите боковое отклонение (L99.9-R99.9) и нажмите [EXEC]. Ввод разрешается только в полете, если траектория на активную точку является участком трека или DIRECT-TO, и не является частью процедуры захода и заканчивающим участком типа HOLD.
Ввод “0” или нажатие [CLR] отменит боковое отклонение. Отображение OFFSET по умолчанию, если параллельный трек не был введён или после отмены, будет R0.0 (отображается только тогда, когда OFFSET конфигурирована).
CONFIRM [6R]: подтверждает, сделанные изменения в неактивном маршруте.
PERF INIT [6R]: отображается во время нахождения на земле, конфигурирована характеристика VNAV и отображается активный или изменённый активный маршрут. Допуск на страницу PERF INIT 1/1.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в изменении.

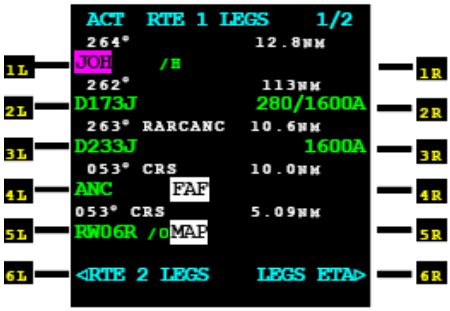
RTE X LEGS

Страница RTE x LEGS используется, чтобы показать и изменить активный план полета. Точки могут создаваться, вводиться и стираться. Зона ожидания может быть определена над любой точкой. Точки могут быть трансформированы из “FLY-BY” (с упреждением на разворот) во “FLY-OVER” (без упреждения на разворот).

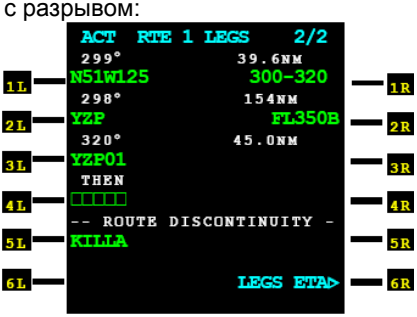
Ниже даны 7 иллюстраций, которые отображают различные форматы этих страниц, зависящие от функции исполнения.

Для отображения страницы ACT RTE LEGS 1/X нажмите [LEGS].

A. Отображение нормального активного формата:

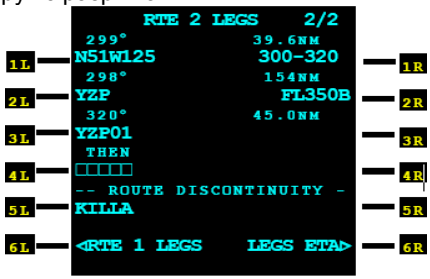


B. Активный маршрут с разрывом:

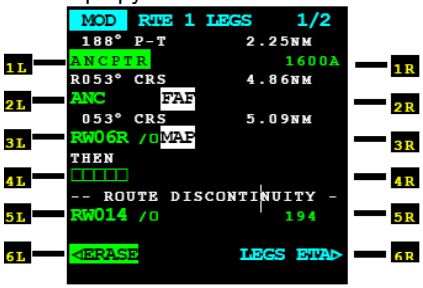


© ЗАО «ГСС»

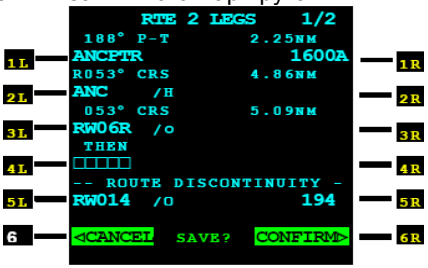
C. Неактивный маршрут с разрывом:



D. В процессе изменения маршрута:

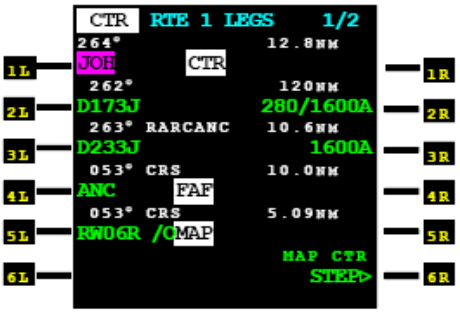


E. В процессе изменения неактивного маршрута:

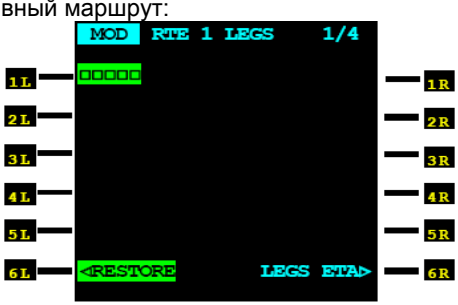


© ЗАО «ГСС»

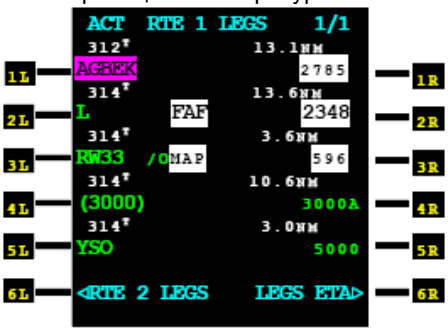
F. Страница LEGS в режиме PLAN:



G. Очищенный активный маршрут:



H. Нормальная активная страница с температурной компенсацией высоты:



© ЗАО «ГСС»

ACT/MOD/CTR (TITLE):
● ACT: отображает участки активного маршрута.
● MOD: отображает участки изменённого маршрута.
PAGE NUMBER (TITLE): номер используемой страницы LEGS. Активная точка “TO” расположена на первой странице: RTE LEGS 1/X.
LEG COURSE: Для активной точки, отображает текущий путевой угол/курс самолёта.
Для всех точек по маршруту:

1) Первоначальный путевой угол участка.
2) Сохраненный процедурный путевой угол.
3) Сохраненный процедурный курс (курс имеет окончание HDG).

Курсы и путевые углы индицируются от магнитного меридиана (º) или от истинного меридиана (T), в зависимости от конфигурации.
Поле отображается пустым, если направление участка неопределенно (разрыв в маршруте).
LEG DISTANCE: для активной точки, расстояние от текущего места самолета до точки следования.
WAYPOINT IDENTIFIER [1L, 2L, 3L, 4L, 5L]: использует до 7 символов. Обычно используется для ввода и/или отображения любого достоверного идентификатора точки. Достоверными вводами являются: идентификатор, широта/долгота, место/азимут/расстояние, место/азимут-место/азимут и расстояние по треку.
Идентификатор активной точки отображается вверху страницы RTE LEGS 1/X на негативном фоне (черными символами на белом фоне, или черными символами на малиновом фоне), в зависимости от конфигурации.
Активная точка не может быть стерта, но может быть изменена.
Условные точки не могут быть введены вручную.
Они появляются как результат процедуры выбора на страницах DEP и/или ARR.
WAYPOINT PROCEDURE [1L, 2L, 3L, 4L, 5L]: условное обозначение символа наклонная черта (/) показывает специальную процедуру, которая связана с этой точкой:
- “/H”, для процедуры зоны ожидания над точкой,
- “/O”, для пролета точки без упреждения на разворот.

SPEED CONSTRAINTS [1R, 2R, 3R, 4R, 5R]: Отображает обязательную скорость в узлах (взятую из навигационной базы данных или введенную пилотом) в идентифицированной точке той же самой строки. Ограничения скорости могут быть введены вручную, изменены и стерты (диапазон от 1 до 999 kt).
Ограничения скорости, взятые из навигационной БД, отображаются мелким шрифтом. Перемещение скорости ограничения в блокнот отвергается.

© ЗАО «ГСС»

ALTITUDE CONSTRAINTS [1R, 2R, 3R, 4R, 5R]:
Отображает обязательные ограничения высоты (взятые из навигационной базы данных или введенную пилотом) одним из следующих способов:
● Буква в конце высоты ограничения (A) определяет, что пересечение высоты ограничения на или выше отображенного значения (например: индикация “1600A” означает пролет точки D173J на или выше 1600 ft).
● Буква в конце высоты ограничения (B) определяет, что пересечение высоты ограничения на или ниже отображенного значения (например: FL350B означает пролет точки YZP на или ниже FL350).
● Два значения эшелона FL разделены символом (“—“), это означает, что пересечение высоты ограничения находится в диапазоне между двух значений эшелонов (например: FL300-320 означает пролет точки на эшелоне между 300 и 320).
Ограничения по высоте/скорости, взятые из навигационной БД, отображаются мелким шрифтом.
Ограничения высот, компенсированные на температуру, отображаются на негативном фоне белого цвета.
Ограничения по высоте могут быть введены вручную, изменены, стерты, по следующим правилам:
● Для участков, заканчивающихся высотой, ограничения по высоте не могут быть изменены.
● Ограничения навигационной БД на траектории окончательного захода могут быть только подняты, они не могут быть понижены или стёрты. Траектория окончательного захода определяется как все точки между MAP и FAF. Если есть точка MAP, но FAF нет в плане полёта, траектория окончательного захода определена как точка MAP и предшествующая точка в плане полёта.
● Все точки, не удовлетворяющие ограничениям по высоте выше критерия, могут быть стёрты или изменены.
● Стирание ограничения, введённого пилотом, приведёт обратно к исходному ограничению из навигационной базы данных.
Диапазон ограничений находится в пределе от (-5000) до 65000 ft.
● Вводы из 3-х цифр или меньше ограничены для эшелонов.
● Вводы из 4-х или 5 ти цифр ограничены высотой в футах.
● Вводы десятичных знаков не допускается.
Перемещение из поля в блокнот ограничений по высоте не допускается.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Например, если значение ограничения высоты навигационной базы данных 1300, экипаж может ввести 1300A как ограничение, но он не может ввести 1300B.

ROUTE TERMINATION: отображаются в виде прочерков после последней точкой маршрута.

© ЗАО «ГСС»

ROUTE DISCONTINUITY: Маршрут не формируется как постоянная траектория соединенных точек. Разрыв будет введен в план полета, если конец участка не определен. Разрыв в маршруте может быть удален методом “CLOSE UP”, например, копированием точки, которая следует после разрыва и перемещение этой точки в строку разрыва.
ERASE [6L]: отображается, когда маршрут находится в процессе изменения. Используется для стирания изменений. Если подтверждается ошибка в изменении маршрута, при нажатии ERASE, запрашивается подтверждение отображением CANCEL и CONFIRM в строчке LSK 6L и 6R соответственно.
RESTORE [6L]: отображается только тогда, когда маршрут был стёрт на странице RTE 1/X. Для восстановления используется активный маршрут.
RTE1 LEGS [6L]: допуск на страницу RTE1 LEGS 1/X.
RTE2 LEGS [6L]: допуск на страницу RTE2 LEGS 1/X.
CANCEL [6L]: отменяет изменения, сделанные в неактивном маршруте.
LEGS ETA [6R]: допуск на соответствующую страницу RTE LEGS ETA Y/X.
MAP CTR STEP [6R]: подсказка появляется, когда EFIS CP находится в режиме PLAN. Используется, чтобы передвинуть центр дисплея EFIS MAP в следующую точку плана полета.
INTC CRS XXXº [6R]: (не отображается). Подсказка появляется при вводе участка DIRECT-TO. Желаемый курс следования на точку DIRECT-TO может быть введен печатанием курса в блокноте и нажатием LSK 6R.
HOLD PPOS [6R]: (не отображается). Подсказка появляется при нажатии ключа HOLD в полете. Используется для определения зоны ожидания над текущим местом. Допуск на странице HOLD 1/X.
NEXT WPT [6R]: (не отображается). Подсказка отображается, когда автоматическое последовательное построение точки невозможно. Примеры являются, когда активный участок является вектором, или участок заканчивающий высотой без ввода барометрической коррекции высоты. Нажатие NEXT WPT приводит к немедленному переходу навигации и управления на следующую точку плана полета.
CONFIRM [6R]: подтверждает изменения сделанные в неактивном маршруте.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в изменении.
FAF, MAP, CTR:
– FAF: отображается, когда точка определена как окончательная точка захода, Final Approach Fix.
– MAP: отображается, когда точка определена как точка ухода на второй круг, Missed Approach Point.
– CTR: также появляется в заголовке, когда находится в режиме MAP CTR STEP.
Все отображаются в негативном зелёном цвете.

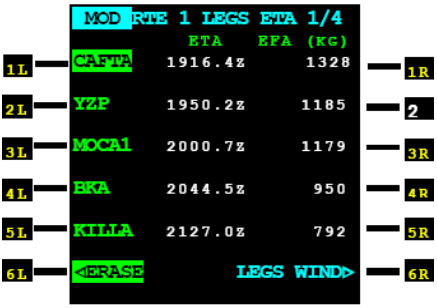
© ЗАО «ГСС»

RTE X LEGS ETA

Обеспечивает данными ETA и EFA для каждой точки на соответствующей странице RTE LEGS Y/X.
Для отображения страницы ACT RTE LEGS ETA Y/X, нажмите [LEGS] и <LEGS ETA>.
A. Нормальный активный формат, конфигурируемый с топливной страницей:



B. Страница LEGS ETA во время изменения, конфигурируемая с топливной страницей:

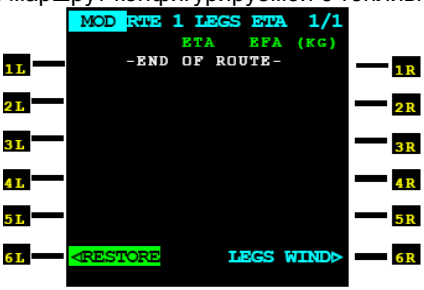


C. Страница LEGS ETA INDEX неактивного маршрута:

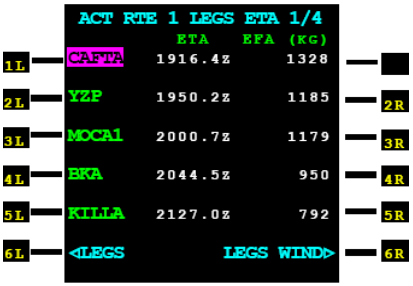


© ЗАО «ГСС»

D. Стёртый активный маршрут конфигурируемой с топливной страницей:



E. Восстановленный активный маршрут, конфигурированный с топливной страницей:



WAYPOINT IDENTIFIER [1L, 2L, 3L, 4L, 5L]: отображает те же самые идентификаторы, которые отображаются на соответствующей странице RTE LEGS Y/X.
ETA (1L, 2L, 3L, 4L, 5L): отображает ETA точки определенной на той же самой строчке. ETA основывается на текущей скорости TAS и прогнозируемом ветре, который является результирующим ветром от смешивания прогнозируемого и текущего ветров.
Если имеется разрыв в маршруте, последующие ETA основаны на предполагаемом курсе ортодромии с пересечением разрыва.
LEGS [6L]: обеспечивает допуск на соответствующую страницу RTE LEGS Y/X. Для отображения страницы RTE LEGS 1/X и активной точки, нажмите функциональный ключ LEGS.
ERASE [6L]: стирает изменения в маршруте (если таковые есть).
CANCEL [6L]: отменяет изменения сделанные в неактивном маршруте.
RESTORE [6L]: отображается только тогда, когда маршрут стёрт на странице RTE 1/X. Используется для восстановления активного маршрута.
EFA (1R, 2R, 3R, 4R, 5R): расчетное количество топлива в точке прибытия основывается на величине расхода топлива.
Если имеется разрыв в маршруте, EFA рассчитывается по предполагаемой ортодромии через разрыв в маршруте.
Поле не отображается, если вес топлива (включая резерв) или расход топлива или истинная воздушная скорость или ветер не пригодны.

© ЗАО «ГСС»

LEGS WIND [6R]:
Поле обеспечивает допуск на страницу RTE LEGS WIND.
CONFIRM [6R]: подтверждает изменения сделанные в неактивном маршруте.

© ЗАО «ГСС»

RTE X LEGS POS

Обеспечивает местоположение по широте и долготе, используя модель Земли WGS 84, для каждой точки на соответствующей странице RTE LEGS Y/X.
Для отображения страницы ACT RTE LEGS POS 1/X нажмите: [LEGS], <LEGS ETA> и <LEGS POS> (если топливная страница не конфигурирована), или [LEGS], <LEGS ETA>, <LEGS WIND>, <LEGS POS> (если топливная страница конфигурирована).

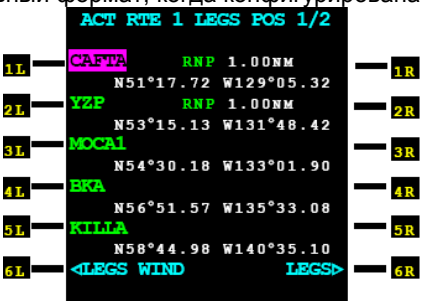
A. Страница LEGS POS во время изменения:



B. Страница LEGS POS INDEX неактивного маршрута во время изменения:



C. Нормальный активный формат, когда конфигурирована топливная страница:



© ЗАО «ГСС»

WAYPOINT IDENTIFIER [1L, 2L, 3L, 4L, 5L]: Отображает те же самые идентификаторы как на соответствующей странице RTE LEGS Y/X.
LEGS WIND [6L]: обеспечивает допуск на соответствующую страницу RTE LEGS WIND Y/X. Подсказка отображается, если топливная страница конфигурирована.
ERASE [6L]: стирает изменения в маршруте.
RESTORE [6L]: отображается только тогда, когда RTE стёрт на странице RTE 1/X. Для восстановления используется активный маршрут.
CANCEL [6L]: отменяет изменения сделанные в неактивном маршруте.
RNP (1R, 2R, 3R, 4R, 5R): отображает величину RNP участка, взятое из базы данных.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Величина RNP отобразится только тогда, если величина RNP определена для этого участка с NDB.

LAT-LONG (1R, 2R, 3R 4R,5R): отображает местоположение идентифицированной точки ниже предыдущего поля.
LEGS [6R]: обеспечивает возврат на соответствующую страницу RTE LEGS ETA.
CONFIRM [6R]: подтверждает изменения сделанные в неактивном маршруте.
ПРИМЕЧАНИЕ:
Изменения точек плана полета на странице LEGS POS не разрешается.

© ЗАО «ГСС»

RTE X LEGS WIND

Эта страница обеспечивает данными ETE и ветром для каждой точки на соответствующей странице RTE LEGS Y/X.
Для отображения страницы ACT RTE LEGS WND 1/X нажмите [LEGS], <LEGS ETA> и <LEGS WIND>.

A. Нормальный активный формат, ветер конфигурирован для 4-х эшелонов:



WAYPOINT IDENTIFIER [1L, 2L, 3L, 4L, 5L]: Отображает те же самые идентификаторы как на соответствующей странице RTE LEGS Y/X.
ETE (1L, 2L, 3L, 4L, 5L): отображает ETE на идентифицированную точки в той же самой строке.
ETA основывается на текущей скорости TAS и прогнозируемом ветре, который является результатом от смешивания прогнозируемого ветра и ветра системы. Если имеется разрыв в маршруте, расчет ETE основывается на предполагаемом курсе ортодромии с пересечением разрыва.
LEGS ETA [6L]: обеспечивает допуск на соответствующую страницу RTE LEGS ETA Y/X. Для отображения страницы RTE LEGS 1/X и активной точки, нажмите функциональный ключ [LEGS].
ERASE [6L]: стирает изменения в маршруте.
CANCEL [6L]: отменяет изменения сделанные в неактивном маршруте.
RESTORE [6L]: отображается только тогда, когда RTE стёрт на странице RTE 1/X. Для восстановления используется активный маршрут.
WIND [1R, 2R, 3R, 4R, 5R]:
Когда конфигурирован ветер для 4-х эшелонов.
На соответствующей странице ветра:
1. Заполненная подсказка “►” отобразится рядом с точкой, для которой определённые данные ветра введены.
2. Незаполненная подсказка “▻” отображает, что информация о ветре распространяется для этой точки.

Дополнительно, колонка ветра отображает вычисленный ветер для каждой точки (например: прогнозируемый ветер, который используется для вычислений ETA).
Ветер отображается мелким шрифтом.

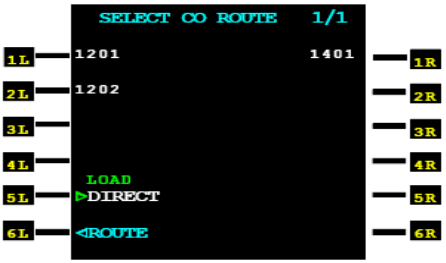
© ЗАО «ГСС»

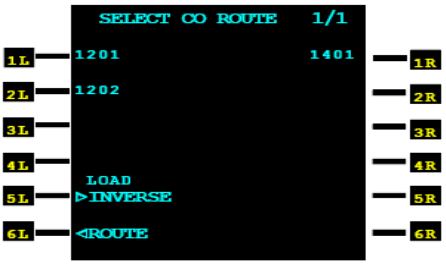
LEGS POS [6R]: обеспечивает допуск на соответствующую страницу RTE LEGS POS Y/X.
CONFIRM [6R]: подтверждает изменения сделанные в неактивном маршруте.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM, когда неактивный маршрут находится в изменении.

© ЗАО «ГСС»

SELECT CO ROUTE

Для выбора страницы SELECT CO ROUTE 1/1 нажмите [RTE] и <CO ROUTES>.





Когда маршрут компании выбран для неактивного маршрута, все поля отображаются в голубом цвете (как показано выше).
ROUTE [1L, 2L, 3L, 4L, 1R, 2R, 3R, 4R]: название маршрута компании. Нажатие соответствующей кнопки LSK загрузит маршрут компании (в режиме DIRECT или INVERSE) в выбранной последовательности в поле LSK 5L в измененный маршрут и вернется на страницу RTE1/1.
Если отображение CO ROUTE сконфигурировано для ORIG_DEST, только отдельные маршруты, связанные с вводом ORIGIN и DESTINATION будут отображаться.

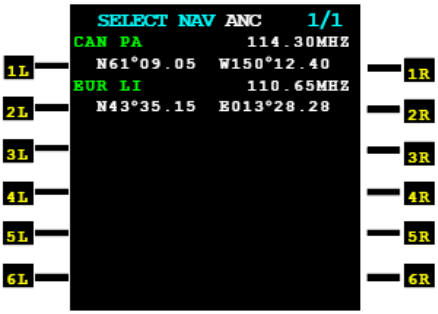
ПРИМЕЧАНИЕ:
После взлета, название выбранного маршрута компании на странице SELECT CO ROUTE 1/1 заменится текущим активным маршрутом без замены ORIGIN.

LOAD [5L]: переключением режима DIRECT/INVERSE выбирается направление загрузки маршрута.
ROUTE [6L]: допуск на страницу RTE 1/X.

© ЗАО «ГСС»

SELECT NAVAID

Автоматически отображается при вводе идентификатора навигационного средства, который имеет одноимённые идентификаторы в навигационной базе данных. Он отображается только тогда, если ввод был сделан на странице NAV RADIO.



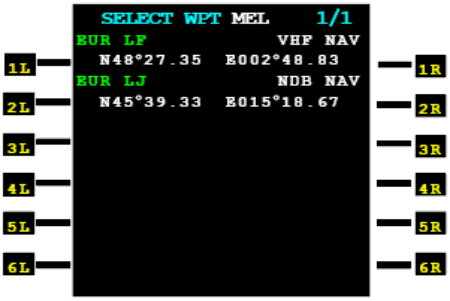
TITLE LINE: отображает одноимённый идентификатор навигационного средства.
NAVAID DESCRIPTION [ALL LSK]: отображает все исходные местоположения, которые связаны с общим идентификатором. Заголовок каждого навигационного средства показывает код региона ICAO, код страны ICAO (или идентификатор зоны аэропорта) и частоту. Навигационные средства сортированы, в порядке увеличения расстояния от текущего места.

Нажатие одного из соответствующего LSK автоматически выберет описание навигационного средства и вернется на предыдущую страницу, которая была открыта до этого. Идентификатор навигационного средства затем отобразится на строчке, где до этого была попытка ввода.

© ЗАО «ГСС»

SELECT WPT

Автоматически отображает при вводе идентификатор точки, у которого есть дубликаты в навигационной базе данных.



TITLE LINE: отображает одноимённый идентификатор навигационного средства.
WAYPOINT DESCRIPTION [ALL LSK]: отображает все исходные местоположения, которые связаны с общим идентификатором. Заголовок каждой точки показывает код региона ICAO, код страны ICAO (или идентификатор зоны аэропорта) и тип точки (смотрите также объяснение страницы WPT DATA). Точки сортированы в следующем порядке:
a). Для ручного ввода в маршрут, точки находятся в порядке увеличения расстояния от предыдущей точки плана полета.
b). Для процедур DIRECT-TO, точки находятся в порядке увеличения расстояния от текущего места.
c). Для маршрутов компании, происходит автоматическое разложение одноимённых точек, с самой ближней точки до предыдущей точки плана полета, которая была выбрана.

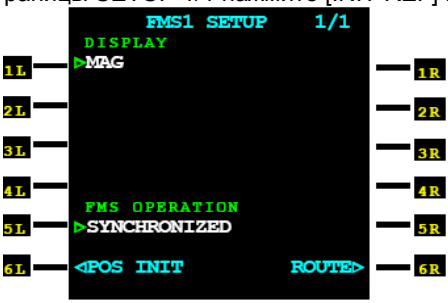
Нажатие одного из соответствующих LSK автоматически выберет описание точки и вернется на предыдущую страницу, с которой эта страница была открыта. Идентификатор точки затем отобразится на строчке, где перед этим была попытка ввода.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Поле региона ИКАО ничего не отобразит, если точка взята из базы данных компании или пользователя или точка, которая является временной.

© ЗАО «ГСС»

SETUP

Эта страница позволяет пользователю настраивать выбранные параметры. Для отображения страницы SETUP 1/1 нажмите [INIT REF] и <SETUP>.



DISPLAY [1L]: отображает систему отсчета всех курсов, треков, пеленгов и выходные данные углов на HSI.
Если самолёт находится в полярной зоне (широта > N73 или S60) в поле данных отображается TRUE.
Либо отображение системы отсчета будет мелким шрифтом (подсказка "▷" не отображается).

● Если получены данные TRUE/MAG от ARINC 429 (на оборудовании DCF) и данные являются достоверные, отобразится текущее состояние режима в поле [1L] MAG/TRUE.

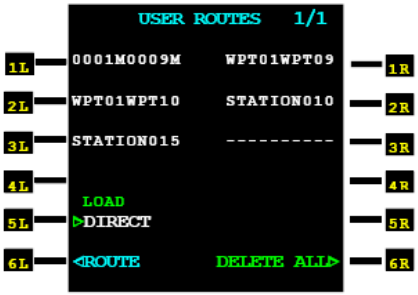
FMS OPERATION [5L]: Перекрестной режим работы с двух FMS. Варианты переключения режима работы: INDEPENDENT/SYNCHRONIZED. Необходимость изменения режима должна быть подтверждено.
CANCEL [6L]: используется для отмены запроса на изменение перекрестного режима работы FMS.
POS INIT [6L]: обеспечивает допуск на страницу POS INIT/REF 1/2.
CONFIRM [6R]: используется для подтверждения запроса на изменение режима перекрестной работы FMS (независимый или синхронизированный).
ROUTE [6R]: обеспечивает допуск на страницу RTE 1/1.

© ЗАО «ГСС»

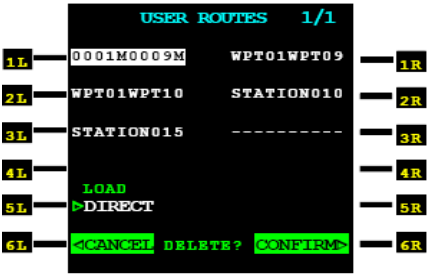
USER ROUTES

Для отображения страницы USER ROUTES 1/1 нажмите [RTE] и <USER ROUTES> или [RTE], <RTE X> и <USER ROUTES>.

A. Нормальное отображение:



B. Когда маршрут удаляется:



ROUTE [1L, 2L, 3L, 4L, 5L, 1R, 2R, 3R, 4R, 5R]: название маршрута пользователя.

Когда название маршрута введено из блокнота в поле содержащее прочерки, отображаются подсказки CANCEL и CONFIRM. Нажмите CONFIRM для сохранения нового идентичного маршрута пользователя в маршруте, который отображается на страницах RTE и LEGS.

Нажимая [CLR], затем LSK с названием маршрута пользователя, приведет к появлению подсказок CANCEL и CONFIRM. Нажмите CONFIRM для удаления маршрута пользователя.

Выбор названия маршрута пользователя, если блокнот пустой, приведет к 4-ой странице RTE с выбранным загруженным маршрутом пользователя (но не активированным).

© ЗАО «ГСС»

ПРИМЕЧАНИЕ:
После взлета, выбранный маршрут пользователя на странице USER ROUTES 1/1 заменится текущим активным маршрутом без замены аэропорта вылета.
Когда вводится название маршрут, превышая существующее количество, появится рекомендательное сообщение "INVALID ENTRY".
В случае, когда должен быть введен 11-й маршрут (который не разрешен в системе), один из существующих 10 маршрутов удаляется, для того чтобы освободить место для нового маршрута. Максимальное количество пользовательских маршрутов 10.

LOAD [5L]: переключение направления загрузки маршрута DIRECT/INVERSE. По умолчанию выбирается DIRECT.
ROUTE [6L]: возвращает на страницу RTE X 1/1.
DELETE ALL [6R]: стирает все пользовательские маршруты. Нажатие этого ключа вызовет появление подсказок CANCEL и CONFIRM. Для стирания нажмите CONFIRM. Эта подсказка появляется, если, по крайней мере, существует один пользовательский маршрут.
(DELETE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM при стирании пользовательской точки.
CANCEL [6L]: отменяет создание нового пользовательского маршрута или стирание одного пользовательского маршрута или всех пользовательских маршрутов, как используется.
CONFIRM [6R]: подтверждает создание нового пользовательского маршрута или стирание одного пользовательского маршрута или всех пользовательских маршрутов, как используется.
Перекрестно связывает создание или стирание с обоих FMS, если они находятся в синхронизированном режиме.
ПРИМЕЧАНИЕ:
Отобразится рекомендательное сообщение "USER ROUTE EXISTS", если введено одноимённое название пользовательского маршрута. Ввод прекратится.

© ЗАО «ГСС»

USER WPT

СТРАНИЦА USER WPT 1/2

Для отображения страницы USER WPT 1/2, нажмите [INIT REF], <WPT DATA>, <NEW USER WPT>.
Страницы USER WPT позволяют создание или изменение точек пользователя. Когда какой-либо идентификатор введён и введены все обязательные данные, появятся подсказки CANCEL/CONFIRM. Выход со страниц USER WPT без подтверждения, автоматически выполнит CANCEL.

A. Отображение страницы для создания новой неизменной пользовательской точки:

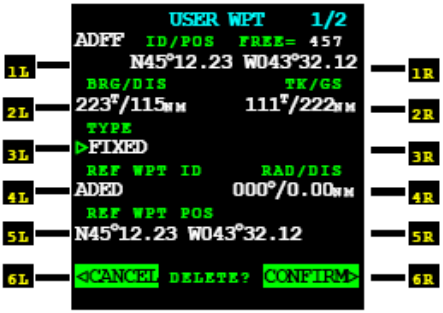


B. После ввода нового идентификатора и всех обязательных данных или изменяемых данных для существующего идентификатора неизменной точки, которые не находятся в активном маршруте:



© ЗАО «ГСС»

C. После ввода DELETE в существующий идентификатор пользовательской точки:



ID [1L]: отображает идентификатор пользовательской точки (состоит максимум из 5 символов).
Если введенный идентификатор существует как не пользовательская точка, ввод разрешается и появляется сообщение !DUBLICATE WAYPOINT.
Если введенный идентификатор существует как пользовательская точка, во время создания новой пользовательской точки, ввод не разрешается и появляется рекомендательное сообщение !DUBLICATE USER WAYPOINT.
Однако, ввод идентификатора существующей точки во время редактирования пользовательской точки включит отображение страницы NAV DATA с объединённой информацией введённой точки.
Если изменения находятся в процессе, ввод нового идентификатора удалит предыдущую отображенную информацию и отобразит информацию соответствующую вновь введенному идентификатору.
Ввод [CLR] в это поле приведет к отображению подсказки DELETE?.
POS [1R]: отображает местоположение пользовательской точки в выбранной системе координат и заданную величину. Автоматически отображается, если введенный идентификатор пользовательской точки существует. Ручной ввод приведет к появлению значений в полях REF WPT ID, REF WPT POS, RAD/DIS и автоматическое обновление поля BRG/DIS. По умолчанию, величина значений находится в клеточках.
FREE: отображает количество свободных пользовательских точек, находящихся в пользовательской базе данных, максимальное число 458 точек. Отображенное число является всегда разницей между 458 и числом неизменных точек.
BRG/DIS [2L]: отображает азимут и расстояние от текущего места самолета на точку.
Ручной ввод приведет к появлению по умолчанию значений в полях REF WPT ID, REF WPT POS, RAD/DIS и автоматически обновит поле POS.
Величины значений BRG и DIS могут быть введены индивидуально или одновременно, символ (“/”), предшествующий значению в блокноте, показывает, что должна быть обновлена только величина DIS.

© ЗАО «ГСС»

Значения будут перевычисляться, и отображаться с минимальной скоростью раз в секунду.
По умолчанию значения отображаются в виде прочерков, минимальное/максимальное значения для азимута (0/360º), для расстояния (0/999nm).
TYPE [3L]: отображает тип фиксированной точки (FIXED).
По умолчанию при вводе будет индикация (FIXED).
REF WPT ID [4L]: отображает идентификатор опорной точки с прочерками по умолчанию. Ввод идентификатора отобразит его местоположение в поле REF WPT POS, поля POS и BRG/DIS будут автоматически обновляться.
RAD/DIS [4R]: отображает радиал/расстояние от местоположения опорной точки в желаемое местоположение пользовательской точки. По умолчанию поле является пустым, если значение REF WPT POS не определено, иначе отображаются нули, как необязательные значения.
Ввод не разрешается, если поля пустые.
Ручной ввод автоматически обновляет поля POS и BRG/DIS.
Значения RAD и DIS могут быть введены индивидуально или одновременно, символ (“/”), предшествующий значению в блокноте, показывает, что должна быть обновлена только величина DIS.
REF WPT POS [5L]: Местоположение опорной точки с прочерками, как значение по умолчанию. Это соответствует местоположению идентификатора опорной точки или значению введенному вручную. При вводе значения, поле REF ID будет отображать прочерки, поля POS и BRG/DIS будут автоматически обновляться.
NAV DATA [6L]: допуск на страницу NAV DATA 1/1.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM при изменении пользовательской точки.
(DELETE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM при стирании пользовательской точки.
CANCEL [6L]: отменяет наименование, изменения или стирание пользовательской точки.
Все поля возвращаются в свои значения по умолчанию (когда отменяется создание пользовательской точки), или в свои исходные значения (когда отменяется изменение пользовательской точки).

ПРИМЕЧАНИЕ:
Если была создана одна пользовательская точка, делаются и отменяются некоторые новые изменения, все самые последние изменения теряются.

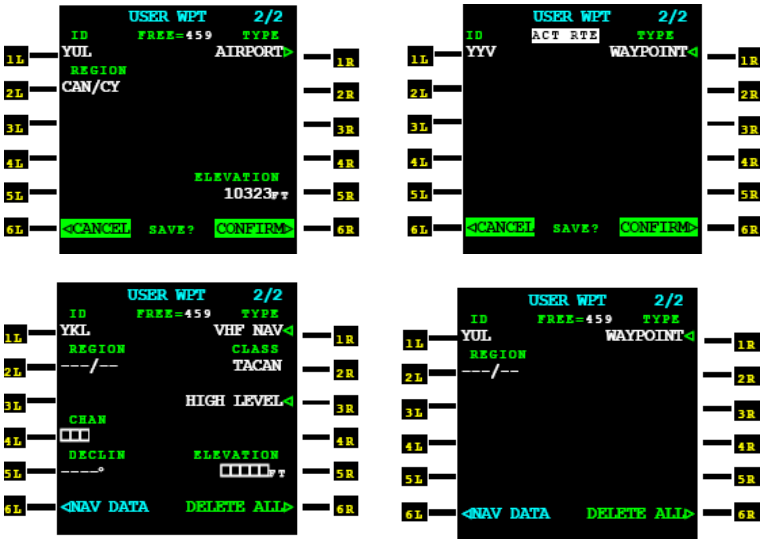
WPT LIST [6R]: допуск на страницу USER WPT LIST 1/N.
CONFIRM [6R]: подтверждает определение, изменения или удаление пользовательской точки.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Изменения еще разрешаются во время отображения CONFIRM на экране.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА USER WPT 2/2

Для отображения страницы USER WPT 2/2, для изменения параметров существующей точки, нажатием [INIT REF], <NAV DATA>, <NEW USER WPT> и [NEXT].
Страницы USER WPT позволяют создание новых пользовательских точек разного класса и типов или изменение существующих пользовательских точек. USER WPT1/2 позволяет вводить основные свойства точки, также его идентификатор “ID” и местоположение.
USER WPT 2/2 позволяет вводить тип и класс новой точки по маршруту с их дополнительными свойствами. (обязательные и дополнительные поля):
Когда новая созданная точка другого типа, чем WPT, в обязательные поля должны быть введены значения, которые отображаются дисплеем страницы.



ID [1L]: отображает идентификатор пользовательской точки с клеточками, как значение по умолчанию. Страница USER WPT 2/2 является идентичной странице USER WPT 1/1.
FREE: отображает количество свободных пользовательских точек в пользовательской базе данных, максимальное количество точек 460. Количество отображенных точек есть всегда разница между 460 и количеством фиксированных точек (460 - число фиксированных точек).

© ЗАО «ГСС»

TYPE [1R]: отображает тип идентификатора. Возможными значениями являются:
VHF NAV: TACAN (только с фиксированными станциями),
AIRPORT: аэропорты,
NDB WPT: точка приводной радиостанции,
WAYPOINT: обычная точка местоположения.
При вводе на страницах USER WPT по умолчанию отображается WAYPOINT, если пригодна.
REGION [2L]: отображает код региона и ИКАО.
Значениями по умолчанию являются черточки.
Полный перечень кодов регионов:

AFR: Африка	MES: Ближний Восток, Южная Азия
CAN: Канада	PAC: Тихий океан
EEU: Восточная Европа	SAM: Южная Америка
EUR: Европа	SPA: Южная часть Тихого океана
LAM: Латинская Америка	USA: Соединённые штаты Америки
CUS: определённый для компании	

Примеры кодов стран ICAO (2 символа):
EH=Европа, Нидерланды.
EG=Увропа, Великобритания.
Полный перечень кодов стран ICAO находится в документе ARINC 424.
NAVAID CLASS TYPE (2R): отображает класс TACAN.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Единственным типом пригодной пользовательской точки VHF NAV является TACAN.

NAVAID CLASS LEVEL [3R]: отображает переключение между: HIGH LEVEL, LOW LEVEL, TERMINAL и UNDEFINED.
Величиной по умолчанию является High level.
CLASS [2R], [3R]: отображает класс навигационного средства:
(только VHF NAV).

[2R]	[3R]
TACAN	H- High Level L- Low Level T- Terminal U- Undefined

При выборе по умолчанию тип VHF NAV будет TACAN.
CHAN [4L]: отображает номер канала TACAN NAVAID. Значениями по умолчанию являются квадратики и диапазон каналов находится в пределе от 1 до 126 с добавлением X или Y.

© ЗАО «ГСС»

DECLIN [5L]: отображает магнитное склонение станции VHF NAV. При отсутствии значений отображаются клеточки, минимальные/максимальные значения W127ºE127º.
ELEVATION [5R]: ввод высоты в футах (только для AIRPORT и VHF NAV). При отсутствии значений отображаются клеточки и минимальные/максимальные значения (-9999/+9999)ft.
NAV DATA [6L]: допуск на страницу NAV DATA 1/1.
(SAVE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM при изменении пользовательской точки.
(DELETE?): отображается между подсказками CANCEL/CONFIRM при стирании пользовательской точки.
CANCEL [6L]: отменяет наименование, изменение или стирание пользовательской точки или выполняет стирание всех пользовательских точек как показано вопросом выше подсказки.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Если была создана одна пользовательская точка, было сделано и отменено несколько новых изменений, все самые последние изменения теряются.

DELETE ALL [6R]: запрашивает для стирания всех пользовательских точек и включает подсказки CANCEL и CONFIRM.
CONFIRM [6R]: подтверждает наименование, изменение или стирание пользовательской точки или выполняет стирание всех пользовательских точек как показано вопросом.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Изменения еще разрешены во время отображения CONFIRM на экране.

© ЗАО «ГСС»

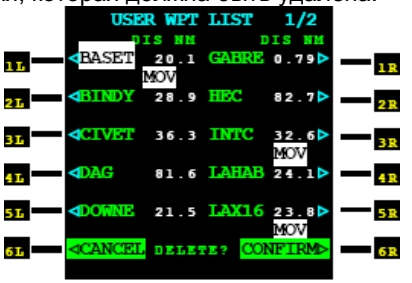
USER WPT LIST

Для отображения страницы USER WPT LIST 1/X нажмите [INIT REF], <WPT LISTS>, <USER WPT>,
Пользовательские точки отобразятся в алфавитном порядке.





Для просмотра другие страницы 1/X, используйте ключа [NEXT].
Расстояния между текущим местом самолета (PPOS) и точками, обновляются каждую секунду.
Пользовательские точки могут быть удалены нажатием [CLR] затем LSK соответствующей точки, которая должна быть удалена.



© ЗАО «ГСС»

USER WPT [1L,2L,3L,4L,5L, 1R,2R,3R,4R,5R]: отображается идентификатор и расстояние до пользовательской точки от текущего места самолета (PPOS). Выбранная точка отобразится на странице WPT DATA 1/1 со всей информацией принадлежащей той точке.

ТИП ТОЧКИ FIXED:

- Если индикация отсутствует, пользовательская точка является точкой FIXED.

NEW USER WPT [6L]: обеспечивает допуск на страницу USER WPT для создания пользовательской точки.

CANCEL [6L]: отменяет удаление USER WPT.

CONFIRM [6R]: обеспечивает перекрёстное стирание выбранной точки на обеих FMS, если FMS находятся в синхронизированном режиме.

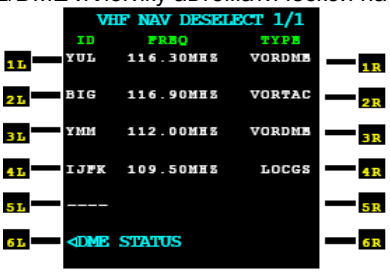
DEL ALL [6R]: запрашивает для стирания все пользовательские точки и отображает подсказки CANCEL и CONFIRM.

© ЗАО «ГСС»

VHF NAV DESELECT

(Если конфигурирована VOR/DME)

Для отображения страницы VHF NAV DESELECT 1/1 нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS>, <DME>, <DME DESEL>, или
[INIT/REF], <NAV STATUS>, <VOR/DME>, <VOR DESEL>.
Эта страница позволяет пилоту деселектировать навигационные средства VHF для сканирования DME/DME и логику автоматической настройки VOR.



ID [1L, 2L, 3L, 4L, 5L]: для добавления станции в деселектированный список, введите в блокнот идентификатор и нажмите соответствующий LSK.
Для удаления станции из деселектированного списка, нажмите CLEAR и соответствующий LSK.
FREQ (1L, 2L, 3L, 4L, 5L): отображает частоту DME (MHz) во второй колонке.
TYPE (1L, 2L,3L, 4L, 5L): отображает тип навигационного средства VHF в третьей колонке (правая колонка). Тип навигационного средства может быть любой из следующего списка:

- DME
- ILSDME
- ILSTACAN
- LOCGS
- LOCONLY
- MLSDMEN
- MLSDMEP
- TACAN
- VNCDME
- VNCTACAN
- VOR
- VORDME
- VORTAC

DME STATUS [6L]: обеспечивает допуск на страницу DME STATUS. Эта подсказка появляется только тогда, если эта страница была доступна на странице DME STATUS.

© ЗАО «ГСС»

VOR/DME STATUS [6L]: (не показана) Обеспечивает допуск на страницу VOR/DME STATUS 1/1. Эта подсказка появляется только тогда, если эта страница была доступна на странице VOR/DME STATUS.

© ЗАО «ГСС»

VOR/DME STATUS

(Если конфигурирована с VOR и DME)

Страница VOR/DME отображает входные данные датчика VOR и DME, используемые для радионавигации азимут/расстояние в FMS и результирующее местоположение.
Для отображения страницы VOR/DME STATUS 1/1, нажмите [INIT REF], <NAV STATUS>, <VOR/DME>.

A. Одинарная конфигурация VOR и DME:



B. Сдвоенная конфигурация VOR и одинарная DME:



C. Сдвоенная конфигурация VOR и DME:



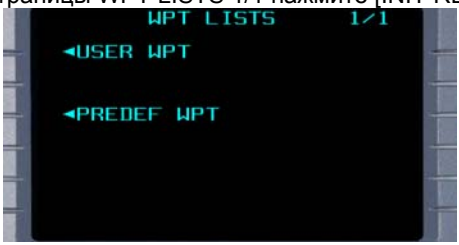
© ЗАО «ГСС»

VOR X ID/FREQ/RAD:
Отображает идентификатор станции VOR, частоту настройки и радиал от станции (всегда магнитный). Поля отображаются пустыми, если FMS не способна найти запрашиваемую станцию (например: недостоверный азимут), или когда значение частоты изменено и FMS ищет новый идентификатор станции. Частота и радиал являются полученными значениями от взаимодействия радиосредств.
DMEX ID/FREQ/DME НАКЛОННАЯ ДАЛЬНОСТЬ:
Отображает идентификатор станции DME, частоту настройки и наклонную дальность от станции (всегда в NM). Поля отображаются пустыми, если FMS не способна найти запрашиваемую станцию (например: недостоверное расстояние), или когда значение частоты изменено и FMS ищет новый идентификатор станции. Частота и наклонная дальность являются полученными значениями от взаимодействия радиосредств.
NAV STATUS [6L]: возвращает на страницу NAV STATUS INDEX 1/1.
POSITION (5R): отображает местоположение с использованием широты и долготы.
VOR DESEL [6L]: обеспечивает допуск на страницу VHF NAV DESELECT 1/1.

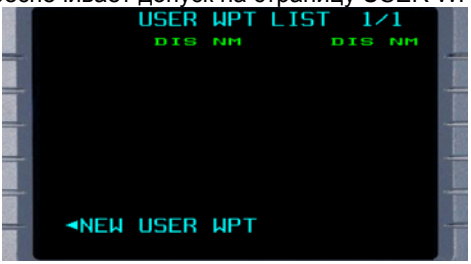
© ЗАО «ГСС»

WPT LISTS

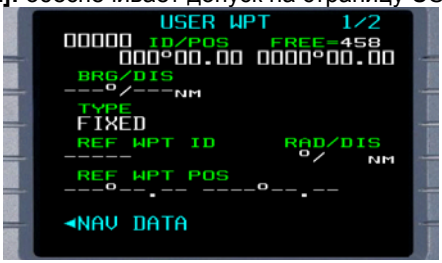
Для отображения страницы WPT LISTS 1/1 нажмите [INIT REF], <WPT LISTS>.

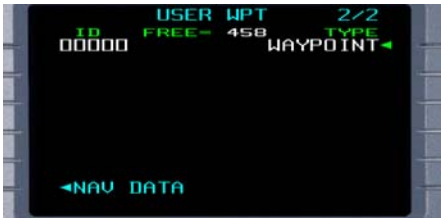


USER WPT [1L]: обеспечивает допуск на страницу USER WPT LIST1/1.



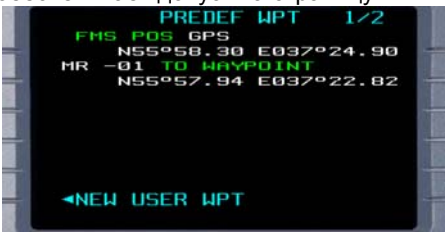
NEW USER WPT [6L]: обеспечивает допуск на страницу USER WPT1/X.





© ЗАО «ГСС»

PREDEF WPT [3L]: обеспечивает допуск на страницу PREDEF WPT X/2.





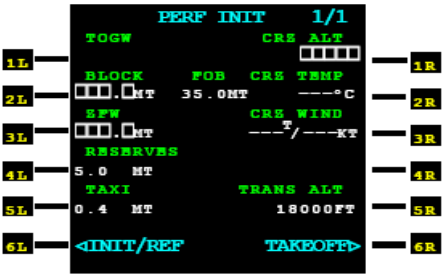
UPDATE POS [5L]: обеспечивает допуск на страницу UPDATE POS 1/1.



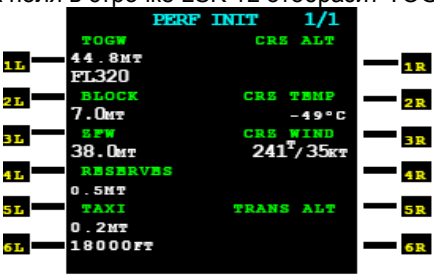
© ЗАО «ГСС»

PERF INIT

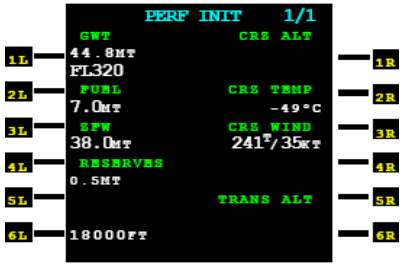
Страница PERF INIT используется для ввода первоначальных данных в FMS с данными требуемых характеристик для последующих вычислений характеристик VNAV.
Эта страница пригодна, если конфигурирована функция VNAV.
Для отображения страницы PERF INIT 1/X, нажмите [INIT REF], <PERF INIT>.
Функция характеристик VNAV перед первоначальным вводом данных.



САМОЛЁТ НАХОДИТСЯ НА ЗЕМЛЕ:
Самолёт находится на земле и нет достоверных данных от топливного компьютера. Топливо необходимое для полёта вводится в строку LSK 2L “BLOCK” и заголовок поля в строчке LSK 1L отобразит TOGW.



В ПОЛЁТЕ:
Заголовок поля TOGW изменяется в GWT и BLOCK удаляется. Данные поля LSK 2L отображают текущее количество топлива. Данные поля TAXI и заголовок удаляются.



© ЗАО «ГСС»

TOGW [1L]:
GWT [1L]:
Отображает следующее:

- Расчетный взлётный вес самолёта (TOGW), когда самолёт находится на земле (до отрыва) и все обязательные данные веса введены пилотом.
- TOGW соответствует весу:
  - ZFW [3L] + BLOCK [2L] – TAXI [5L]

или

- Фактический вес самолёта (GWT), когда все обязательные данные веса введены пилотом и самолёт находится в воздухе.
- Величина GWT есть сумма:
  - ZFW [3L] и вес топлива FUEL [2L]

Ручной ввод TOGW/GWT не разрешается.
Вычисленное значение TOGW/GWT отображается мелким шрифтом белого цвета. При отсутствии данных, поля ZFW или BLOCK/FUEL отображают клеточки.
BLOCK [2L]:
или
FUEL [2L]:
или
FUEL (EST) [2L]:
Обеспечивает ввод и отображение веса топлива в самолёте. Эта величина включает в себя резервный вес топлива RESERVES.
Это поле данных отображает:

- Вес топлива BLOCK, введённый экипажем на земле, или
- Полученный фактический вес топлива FUEL от топливного компьютера, после взлёта, или
- Рассчитанный FMS вес топлива FUEL (EST), если недостоверные топливные данные от топливного компьютера или ручной ввод веса топлива выполнен после взлёта.

После взлёта, введённый экипажем вес топлива уменьшается, используя фактический расход топлива от топливного компьютера, если пригоден. Если данные расхода топлива от топливного компьютера не пригодны, FMS будет обновлять какой-либо ручной ввод веса топлива использованием таблиц расхода топлива PDB.
На земле, введённый экипажем вес топлива BKOCK не уменьшается.
Вычисленный/полученный вес топлива отображается мелким шрифтом белого цвета. Вес топлива BLOCK отображается крупным шрифтом белого цвета, если введён вручную, иначе отображаются клеточки.
Когда отображается ZFW и:

- сделан ручной ввод веса топлива, это приводит к вычислению и отображению величины TOGW в строке [1L], если самолёт на земле.
- вес топлива является достоверным, это приводит к вычислению и отображению величины GWT в строке [1L], если самолёт в воздухе.

© ЗАО «ГСС»

FOB: обеспечивает отображение достоверного веса топлива в самолёте в соответствии с топливным компьютером. Заголовок поля FOB отображается только тогда, когда самолёт находится на земле. Объединённые данные поля отображаются только тогда, если достоверный вес топлива обеспечивается топливным компьютером и самолёт находится на земле.

ZFW [3L]:

ПРИМЕЧАНИЕ:

Отображаемый текст заголовка поля зависит от конфигурированного типа самолёта.

Ввод и отображение ZFW самолёта. Ручной ввод разрешён только тогда, когда самолёт находится на земле. Для ввода ZFW должен быть достоверный формат ручного ввода. Стирание ZFW не разрешается, попытка приводит к отображению результатов ранее отображенных данных. Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета.

RESERVES [4L]: обеспечивает ввод и отображение требуемого резервного топлива в пункте назначения.

Поле RESERVES является полем обязательного ввода (т.е. отображаются клеточки), если резервный вес топлива не определён в базе данных.

Резервный вес топлива, который определён в базе данных, является резервным весом топлива, отображённым на этой странице, и только ручной ввод заменит это значение.

Стирание ручного ввода возвратит к резервному значению топлива, если такое значение определено в базе данных. Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. По умолчанию значение топлива отображается мелким шрифтом белого цвета, если пригодно.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Фактический резервный вес топлива входит в вес топлива FUEL/BLOCK.

TAXI [5L]: обеспечивает ввод и отображение расчетного веса топлива для руления. Топливо для руления будет только тогда отображаться/вводиться, когда самолёт находится на земле.

Топливо для руления может быть определено по умолчанию или значение введено вручную. Стирание топлива для руления возвращает к весу топлива по умолчанию (которое определено в базе данных).

Значение топлива по умолчанию отображается мелким шрифтом белого цвета, значение топлива введённого вручную отображается крупным шрифтом белого цвета.

INIT/REF [6L]:

ERASE [6L]:

“INIT/REF” отображается, когда не выполняются изменения в активном плане полёта. Нажатие LSK обеспечивает прямой доступ на страницу INIT/REF INDEX 1/2.

“ERASE” отображается, когда выполняются изменения в активном плане полёта. Нажатие этого ключа сотрёт все изменения в активном плане полёта и вернётся в состояние ACT ROUTE.

© ЗАО «ГСС»

CRZ ALT [1R]: обеспечивает ввод и отображение ввода крейсерской высоты (MCDU) или выбранной высоты (FGCP).
Значения введённой CRZ ALT распределяются между страницами PERF INIT, CLB, CRZ и ENGINE OUT.
CRZ ALT может быть введена вручную или изменением выбранной высоты.
Достоверным форматом ручного ввода является:

- XXX (эшелон полёта), FLXXX, или
- XXXXX (высота полёта в футах).

Минимальная высота, которая может быть введена, больше минимального значения по умолчанию или высоты превышения аэродрома взлёта. Стирание крейсерской высоты разрешается.
В наборе, FMS получает изменение выбранной высоты от FGCP в поле данных только, если она выше, чем CRZ ALT активного маршрута, либо, отсутствует влияние этого изменения на поле данных, если она меньше, чем CRZ ALT.
На крейсерском эшелоне, FMS получает изменение выбранной высоты (выше или ниже значения текущей CRZ ALT) в поле данных в любое время, кроме, когда самолёт находится в пределе 50nm от T/D, при изменении высоты от точки T/D менее 50nm, изменение не влияет на поле данных.
На снижении, изменение выбранной высоты на поле данных не влияет.
Значение CRZ ALT отображается крупным шрифтом белого цвета. Если крейсерская высота не была введена или поле данных было стёрто, строчка данных отобразит клеточки.
На взлёте, если все поля данных, связанные с весом (GWT, ZFW и FUEL), содержат данные, а в поле CRZ ALT данные отсутствуют, текущая высота самолёта копируется мелким шрифтом белого цвета в поле данных CRZ ALT, при нажатии EXEC.
CRZ WIND [3R]: обеспечивает ввод и отображение прогнозируемого ветра в точке T/C. Достоверным диапазоном направления/скорости ветра для точки T/C являются:
0^{T} -359^{T} / 0-999 kt. Стирание ручного ввода разрешается. Ручной ввод CRZ WIND отображается крупным шрифтом белого цвета. Когда значение ветра в поле данных не введено, поле данных отобразит: "---^{T}/---". Заголовок и поле данных ничего не отображают, при построении первой крейсерской точки с вводом ветра.
CRZ TEMP [2R]: обеспечивает ввод и отображение температуры на крейсерском эшелоне. Достоверный диапазон температуры крейсерского эшелона находится между -75º C и +55º C.
Ручной ввод температуры крейсерского эшелона отображается крупным шрифтом белого цвета. По умолчанию температура крейсерского эшелона соответствует заранее установленной температуры ISA для выбранного крейсерского эшелона и отображается мелким белым шрифтом. Стирание ручного ввода температуры разрешается и данные возвращаются к температуре крейсерского эшелона по умолчанию.

© ЗАО «ГСС»

TRANS ALT [5R]: обеспечивает ввод и отображение высоты перехода. Ручной ввод заменяет значение, взятое из навигационной базы данных, если пригодно, или значение конфигурации по умолчанию. Достоверный диапазон для ввода высоты перехода находится между 0ft и 45000 ft. Стирание ручного ввода высоты перехода возвращает к значению, взятому из навигационной базы данных, если пригодно, или к значению по умолчанию. Стирание значений высоты перехода, взятых из навигационной базы данных, или значения по умолчанию, не разрешается.
Ручной ввод отображается крупным белым шрифтом. Значение по умолчанию и значение взятое из навигационной базы данных отображаются мелким белым шрифтом.

TAKEOFF [6R]:

ROUTE

Разрешает прямой доступ к странице TAKEOFF REF 1/1, если скорости TAKEOFF имеются в базе данных процесса (PDB).
Либо, разрешает прямой доступ к странице RTE.

© ЗАО «ГСС»

TAKEOFF REF

На земле, разрешается ручной ввод и отображение скоростей взлёта, и в зависимости от формата ввода (FXX или DXX), температуру взлёта FLEX, или взлётную тягу DE-RATE соответственно. Эта страница также отображает по умолчанию значение высоты уменьшения тяги (THR RED HT) и высоту разгона скорости (ACCEL HT), взятую из базы данных и разрешает экипажу ручной ввод этих значений.
После взлёта, ввод взлётных данных подавляется.
Следующая проверка применяется для ввода скоростей взлёта:

$$V1 <= VR <= V2$$

Любой ввод, который не соответствует этому критерию, не будет приемлем и отобразится сообщение об ошибке ввода !OUT OF RANGE.
Для отображения страницы TAKEOFF REF 1/1, нажмите [PERF INIT], <TAKEOFF>, или [INIT REF], <TAKEOFF>.
Экипаж ввёл скорости взлёта и температуру взлёта FLEX. Значения высоты уменьшения тяги и разгона скорости отобразятся по умолчанию, взятые из базы данных.



Экипаж ввёл скорость V1, но не ввёл VR и V2.
Экипаж ввёл уменьшение тяги на взлёте DE-RATE 15%, высоту уменьшения тяги и разгона скорости.



© ЗАО «ГСС»

V1 [1L]:
VR [2R]:
V2 [3L]:
На земле, разрешает экипажу ввод и отображение скорости принятия решения (V1), скорости подъёма передней ноги (VR) и безопасной скорости взлёта (V2) соответственно. Все скорости взлёта должны соответствовать правилу показанного выше.
FLAP RETR (4L):
SLAT RETR (5L):
GREEN DOT (5L):
INIT/REF [6L]:
ERASE [6L]:
“INIT/REF” отображается, когда не выполняются изменения в активном плане полёта. Нажатие LSK обеспечивает прямой доступ к странице INIT/REF INDEX 1/2 или 2/2.
“ERASE” отображается, когда выполняются изменения в активном плане полёта. Нажатие этого ключа стирает все изменения в активном плане полёта и возвращается к состоянию ACT ROUTE.
DRT TO-FLX TO [1R]: На земле, разрешает пилоту ввод и отображение температуры взлёта FLEX или уменьшение взлётной тяги DE-RATE.
ACCEL HT [2R]: Разрешает экипажу ввод и отображение высоты разгона скорости.
ПРИМЕЧАНИЕ:
Высота разгона скорости, это высота выше превышения аэродрома, на которой заданная скорость FMS переходит от выбранной скорости взлёта (например: V2+10) к первоначальной скорости набора. Высота разгона скорости имеет закодированное значение в базе данных (обычно по умолчанию это высота 3000 ft AGL). Отображение HT или ALT является реконфигурируемой.

THR RED HT [3R]: разрешает экипажу ввод и отображение высоты уменьшения тяги двигателей.
ПРИМЕЧАНИЕ:
Высота THR RED HT, это высота выше превышения аэродрома, на которой тяга двигателей уменьшается от взлётной тяги до набора. THR RED HT имеет закодированное значение в базе данных (обычно по умолчанию это высота 1500 ft AGL). Отображение HT или ALT является реконфигурируемой.
ROUTE [6R]: Разрешает прямой доступ к странице RTE 1/X.

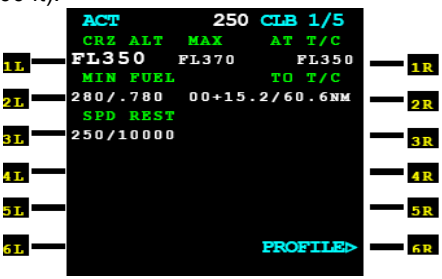
© ЗАО «ГСС»

CLB

Страница CLB используется для выбора и отображения данных вертикального режима CLIMB.
Эта страница пригодна, если функция VNAV конфигурирована.
Для отображения страницы CLB 1/5, нажмите:
[VNAV] (когда режим набора или при уходе на второй круг).
[VNAV] (на земле).
[VNAV] [PREV] (в режиме крейсерского полёта).
[VNAV] [NEXT], [NEXT], [NEXT] (в режиме снижения).
[VNAV] [NEXT], [NEXT], (в режиме захода).
[VNAV] [NEXT], (когда режим TOGA является активным)
<CLIMB> на странице PROFILE.

A.

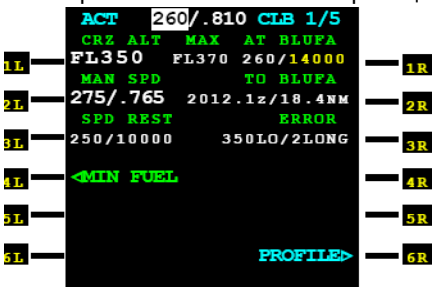
- Самолёт на предполётной подготовке,
- По умолчанию, заголовок поля в строке LSK 2L отображает название первого подрежима набора взятого из базы данных (например: MIN FUEL).
- Поле данных в строке LSK 2L отображает скорость по плану, объединённую с отображенным подрежимом в заголовке поля (например: 280/.780).
- Заголовок страницы отображает планируемую заданную скорость набора, как только режим набора становится активным (ограничение скорости до 10000 ft).



© ЗАО «ГСС»

B.

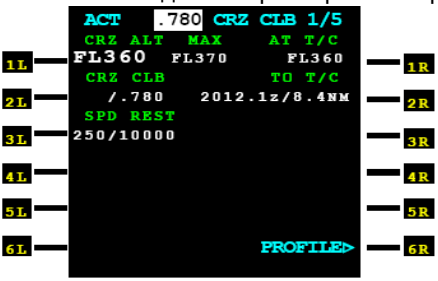
- Экипаж вручную ввёл в строку LSK 2L IAS/MACH: 275/.765,
- Заголовок поля в строке LSK 2L отображает “MAN SPD”,
- Поле данных отображает введённую скорость вручную крупным белым шрифтом.
- Название по умолчанию подрежима набора в строке LSK 4L,
- Заданную скорость, полученную из ограничения скорости над точкой BLUFA, если точка BLUFA построена, введённая скорость вручную становится заданной скоростью.
- Самолёт находится ниже пересечения высоты,
- Если самолёт набирает выше высоты пересечения, активная заданная MACH набора выделяется (например: 310/.810) в заголовке страницы, если подрежим не отображается в заголовке страницы.



C.

В фазе крейсерского полёта, экипаж устанавливает режим «Climb in Cruise”:

- FMS возвращается на страницу CLB с отображением “CRZ CLB” в заголовке рядом с активной заданной крейсерской скоростью.



TITLE: Если отображается активный план полёта,
строчка заголовка страницы отображает следующее:

1. Если режим полёта не Climb in Cruise, после активной заданной скорости набора отображается “CLB”.
2. Если режим полёта Climb in Cruise, после активной заданной скорости набора отображается “CRZ CLB”.
3. В фазе набора, заданная скорость отображается в негативном цвете, крупным белым шрифтом (например: 250).

© ЗАО «ГСС»

4. Во всех других вертикальных фазах полёта, заданная скорость отображается в нормальном виде, крупным белым шрифтом (например: .800) Если план полёта находится в состоянии изменения, FMS не вычисляет заданную скорость и скорость не отображается. Только ”CLB” или “CRZ CLB” будут отображаться в заголовке страницы.

CRZ ALT [1L]: обеспечивает ввод и отображение крейсерской высоты (ввод MCDU или полученная выбранная высота от FGCP). Введённое значение распределяется между PERF INIT, CLB, CRZ.

CRZ ALT может быть введена вручную или изменена выбранной высотой FGCP. Достоверным форматом ручного ввода является:

XXX (эшелон полёта), FLXXX или XXXXX (feet). Минимальная высота, которая может быть введена больше минимального значения по умолчанию или высоты превышения аэродрома. Стирание крейсерской высоты разрешается.

В наборе, FMS получает изменение выбранной высоты от FGCP в поле данных только, если она выше чем CRZ ALT активного маршрута, либо, отсутствует действие на поле данных.

Значение CRZ ALT отображается крупным белым шрифтом. Если крейсерская высота не была введена или поле данных было стёрто, строчка данных отображает клеточки.

Во время взлёта, если все поля данных, относящиеся к весу (GWT и ZFW), сохраняют данные и поле данных CRZ ALT является пустым, текущая высота самолёта копируется мелким белым шрифтом в поле данных CRZ ALT, когда EXEC нажата.

MAX: отображает максимальный крейсерский эшелон, вычисленный FMS. Значение максимального крейсерского эшелона отображается мелким белым шрифтом.Заголовок и поле данных становятся пустыми, если данные являются не пригодными или самолёт находится в активном режиме снижения.

XXX XXX [2L]: Заголовок поля отображает название выбранного подрежима набора (например: MIN FUEL).

Поле данных отображает скорость по плану, объединённую с выбранным подрежимом набора или скорость по плану, введённую вручную.

Если экипаж вводит вручную скорость по плану в поле данных, заголовок поля отображает “MAN SPD”.

Достоверным форматом ввода является значение IAS и/или MACH использованием правила SLASH, (например: 280, 280/.780 или /.780). Стирание подрежима скорости набора не разрешается.

Ручной ввод скорости отображается крупным шрифтом белого цвета. Подрежим скорости набора отображается мелким шрифтом белого цвета.

Если режим полёта Climb in Cruise, заголовок поля отображает CRZ CLB и поле данных отображает крейсерскую скорость, которая распространяется со страницы CRZ мелким шрифтом белого цвета в следующем формате:

- IAS/<индикация отсутствует>, если текущая заданная крейсерская скорость имеет значение IAS.
- <индикация отсутствует>/MACH, если текущая заданная крейсерская скорость имеет значение число MACH.

© ЗАО «ГСС»

SPD REST [3L]: обеспечивает ввод и отображение ограничение скорости набора/высота ограничения скорости.
Ручной ввод изменяет значение скорости по умолчанию, полученную из навигационной базы данных, если пригодна.
Достоверный формат ввода для скорости и/или высоты используется правило SLASH, например: 250, 250/10000 или /10000.
Стирание ручного ввода возвращает поле данных к значению по умолчанию, полученное из навигационной базы данных.
Стирание значений, полученных из навигационной базы данных, не разрешается.
Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Значение по умолчанию или значение, полученное из навигационной базы данных отображается мелким шрифтом белого цвета.
ERASE [6L]: “ERASE” отображается только тогда, когда активный план полёта находится в изменении. Нажатие ключа стирает все изменения в активном плане полёта и возвращается к состоянию ACT ROUTE**.**
AT NNNNNNN [1R]: Отображает первую точку набора (NEXT) с ограничением по скорости/высоте, если это имеет место, либо отображает “AT T/C” с крейсерской высотой.
Отображает ограничения по скорости и высоте на следующую точку набора, когда ограничение скорости объединено с ограничением по высоте в точке.
Отображает только ограничение по высоте, если только ограничение по высоте объединено с точкой.
Ручной ввод ограничения по скорости и/или высоте объединённой с точкой в заголовке не разрешается. Он заменяет значения из навигационной базы данных и распространяется на/из страницы LEGS. Стирание ручного ввода ограничения по скорости/высоте возвращает поле данных к значениям, полученным из базы данных, которые распространяются на/из страницы LEGS.
Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Значения по умолчанию или вычисленные отображаются мелким шрифтом белого цвета.
Поля заголовка и данных ничего не отображают, если режим набора является неактивным.
Проблематичные ограничения по высоте отображаются жёлтым цветом, согласно формату отображения страницы LEGS.
TO NNNNNNN [2R]: отображает ETA и DTG до отображенной точки в строке (1R), если имеет место, либо, она отображает ETA и DTG на точку T/C.
ETA и DTG отображаются мелким шрифтом белого цвета. Если заголовок [1R] и поле данных ничего не отображают, заголовок и поле данных в строке [2R] также ничего не отображают.
Когда самолёт находится на земле, поле отображает ETE вместо ETA.

© ЗАО «ГСС»

ERROR [3R]: отображает расчетную ошибку в достижении отображённой точки в строке [1R], если имеет место.
Отображает XXXXLO/YYLONG, где XXXX отображает расчетную ошибку относительно занятия высоты ограничения и YY отображает ошибку в расстоянии до отображенной точки набора в строке [1R].
Величина вертикальной ошибки колеблется в пределах от 200ft до 9900ft с округлением до 10ft и ошибка в расстоянии колеблется в пределах от 1nm до 99nm, с округлением до 1nm.
Данные ошибки отображаются мелким шрифтом в белом цвете. Когда отображенная точка отсутствует в строке [1R], заголовок и поле данных ничего не отображают.
Когда значение вертикальной ошибки в точке прогнозируется менее чем 200ft и/или ошибка в расстоянии прогнозируется менее чем 1nm, заголовок и поле данных отображаются пустыми.
PROFILE [6R]: обеспечивает допуск на страницу VNAV PROFILE 1/X.

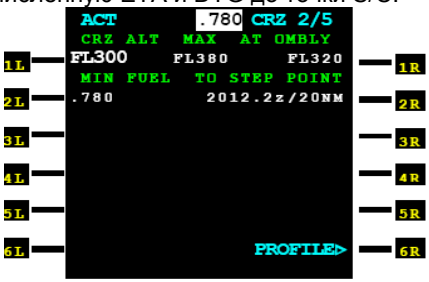
© ЗАО «ГСС»

CRZ

Страница CRZ используется для выбора и отображения данных вертикального режима крейсерского полёта.
Эта страница пригодна, если функция VNAV является конфигурируемой.
Для отображения страницы CRZ 2/5 нажмите:
[VNAV] (если режим CRUISE), или
[VNAV], [PREV] (если режим DESCENT), или
[VNAV], [NEXT], [NEXT], [NEXT] (если режим VNAV APPROACH), или
[VNAV], [NEXT], [NEXT (когда режим TOGA является активным), или
[VNAV], [NEXT] (в режиме набора), или
<CANCEL E/O> со страницы ENG OUT CRZ 2/5, или
<CRUISE> со страницы PROFILE.

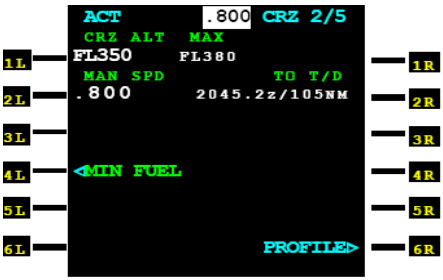
A.

Крейсерский подрежим “MIN FUEL” выбран и самолёт находится в крейсерском полёте. Активная заданная скорость “MIN FUEL” .780 (выделена на белом фоне). Крейсерская точка, ограниченная по высоте, находится впереди самолёта (OMBLY).
FMS отображает вычисленную ETA и DTG до точки S/C.



B.

Значение введённой вручную скорости .800M отображается в строке [2L]. Самолёт находится в пределе 150nm от T/D, поэтому выполнение ступени набора (снижения) не разрешается и FMS отображает вычисленную ETA и DTG до T/D.



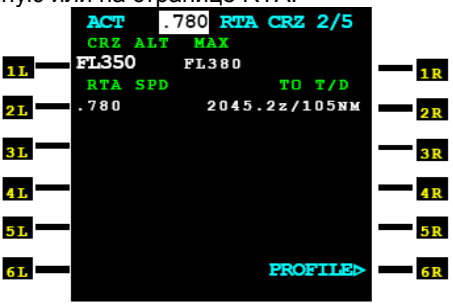
C.

Самолёт выполняет крейсерское снижение до эшелона FL350.

© ЗАО «ГСС»

D.

Подрежим RTA является активным, когда данные RTA введены на странице RTA и EXEC нажата. FMS отображает заданную скорость прибытия в пункт назначения в требуемое время (RTA). Подрежим скорости по умолчанию вновь не появится в соответствующей строке LSK. Исходящее RTA не может быть выполнено выбором другого подрежима скорости, вводом скорости установленной вручную или на странице RTA.



TITLE: Если активный план полёта отображается, строчка заголовка страницы отображает следующее:

1. Активная заданная крейсерская скорость отображается перед:
   - — CRZ DES, если самолёт находится в режиме DESCENT IN CRUISE, или
   - — RTA CRZ, если RTA является активной, или
   - — Перед “CRZ”.
2. В крейсерском полёте, заданная скорость будет отображаться в негативном цвете, крупным шрифтом белого цвета (например: .800).
3. Во всех других вертикальных фазах полёта, заданная скорость будет отображаться в нормальной индикации, крупным шрифтом белого цвета (например: .800).

Если план полёта находится в состоянии изменения, FMS не вычисляет заданную скорость и скорость не отображается.
Будет отображаться только CRZ, CRZ DES или RTA CRZ в заголовке страницы.

CRZ ALT [1L]: Обеспечивает ввод и отображение крейсерской высоты (MCDU) или полученную выбранную высоту (FGCP). Значение введённой высоты распределяется между страниц PERF INIT, CLB и CRZ.
CRZ ALT может быть введена вручную или изменена выбранной высотой. Достоверным форматом ручного ввода является: XXX (эшелон полёта), FLXXX или XXXXX (feet). Минимальная высота, которая может быть введена, больше минимального значения по умолчанию или высоты превышения аэродрома. Удаление крейсерской высоты разрешается.
В режиме крейсерского полёта, FMS принимает изменение выбранной высоты (значение больше или меньше чем текущее значение CRZ ALT) в поле данных

© ЗАО «ГСС»

в любое время, исключая, когда самолёт находится в пределах 50nm до T/D, на этом удалении какое-либо изменение не имеет эффекта на поле данных. Значение CRZ ALT отображается крупным шрифтом белого цвета. Если крейсерская высота не была введена или поле данных было удалено, строчка данных отображает клеточки.
Во время взлёта, если все поля данных, относящиеся к весу (GWT и ZFW), сохраняют данные и поле данных CRZ ALT является пустым, текущая высота самолёта копируется мелким шрифтом в поле данных CRZ ALT, когда нажат ключ EXEC.
MAX: отображает максимальный крейсерский эшелон, вычисленный FMS. Значение максимального крейсерского эшелона отображается мелким белым шрифтом.
Заголовок и поле данных ничего не отображают, если данные являются не пригодными или самолёт находится в активном режиме снижения.
Максимальная высота, вычисленная FMS, всегда ограничена до максимальной сертифицированной высота самолёта.
XXX XXX [2L]: это поле отображает скорость по плану, объединённую с выбранным подрежимом крейсерского полёта, или со скоростью по плану, введённую вручную, или со скоростью RTA, если она активная.
Заголовок поля отображает название выбранного подрежима крейсерского полёта (например: MIN FUEL). По умолчанию, заголовок поля отображает название первого подрежима крейсерского полёта, определённого базой данных (например: MIN FUEL, и т. д.).
Если экипаж вручную вводит скорость в поле данных, заголовок поля отобразит MAN SPD. Если скорость RTA является активной, заголовок поля отобразит RTA SPD.
Ручной ввод скорости отображается крупным шрифтом белого цвета. Вычисленный или по умолчанию подрежим скорости крейсерского полёта отображается мелким шрифтом белого цвета. Если требуемые минимальные данные для вычисления вертикального профиля не пригодны, поле ничего не отобразит.
XXX XXX [4L]: отображает первый подрежим скорости крейсерского полёта из базы данных, если другой подрежим крейсерского полёта не был выбран или ручной ввод скорости не был выполнен в строке LSK 2L. Либо, название первого подрежима отображается в заголовке поля в строке LSK 2L и подсказка в строке LSK 4L ничего не отобразит.
Если подсказка отображается, нажатие соседнего LSK вызывает следующий эффект:

- Подрежим скорости по плану копируется в поле данных LSK 2L,
- Посказка исчезает,
- Подсказка вновь появится, когда будет выбран другой подрежим скорости крейсерского полёта или будет сделан ручной ввод скорости в строке LSK 2L,
- Выбор подрежима скорости CRZ распростаняется на страницу DES, если выбранный подрежим применим для той страницы.

© ЗАО «ГСС»

ПРИМЕЧАНИЕ:

Заголовок поля (например: MIN FUEL) копируется «как есть» из поля данных. Заголовок поля может встретиться с разными названиями в различных базах данных.

ERASE [6L]: ERASE отображается только тогда, когда активный план полёта находится в изменении. Нажатие этого ключа удаляет все изменения в активном плане полёта и возвращает на страницу состояния ACT ROUTE.

AT XXXXX (XX) [1R]: Отображает первую (следующую) крейсерскую точку с ограничением высоты, если оно есть.

Ручной ввод высоты, объединённый с точкой в заголовке, разрешается. Ручной ввод изменяет значение из навигационной базы данных, или страницы LEGS и распространяется на/из страницы LEGS. Удаление ограничения высоты, введённого вручную, возвращает поле данных к полученной базе данных или значению страницы LEGS, которое затем распространяется на/из страницы LEGS.

Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Значение по умолчанию или вычисленное отображается мелким шрифтом белого цвета. Если самолёт находится на высоте менее чем 150 ft от точки T/D, заголовок и поле данных ничего не отображают.

TO T/D [2R]:

TO STEP POINT [2R]:

Отображает ETA и DTG до точки T/D, когда самолёт находится в пределе 150 nm от точки T/D. Либо, отображает ETA и DTG до точки S/D или S/C, отображающихся в строке [1R], если они есть.

NO STEP отображается в поле данных, когда FMS определяет, что точка ступени находится в пределах 150 nm от точки T/D.

ETA, DTG, NO STEP и NOW отображаются мелким шрифтом белого цвета. Заголовок и поле данных ничего не отображают, когда самолёт находится на удалении более чем 150 nm от точки T/D, и:

- Заголовок и поле данных [1R] ничего не отображают, или
- Активный режим снижение.

Когда самолёт находится на земле, отображается ETE вместо ETA.

PROFILE [6R]: Позволяет выполнить прямой допуск к странице VNAV PROFILE 1/X.

© ЗАО «ГСС»

DES

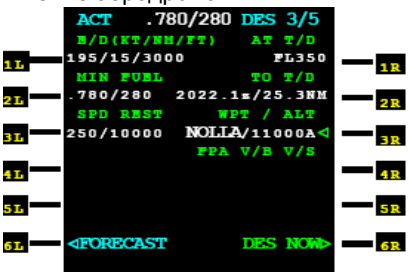
Страница DES используется для выбора и отображения данных вертикального режима DESCENT.Эта страница пригодна, если конфигурирована функция VNAV.Для отображения страницы DES 3/5 нажмите:
[VNAV] (в режиме снижения),
[VNAV], [PREV] (в режиме захода)б
[VNAV], [NEXT], [NEXT], [NEXT] (когда TOGA активизирован)
[VNAV], [NEXT], [NEXT] (в режиме набора)
[VNAV], [NEXT], (в режиме крейсерского полёта) или
<DESCENT> на странице PROFILE.

A.

- Подрежим снижения определяется из базы данных,
- Подрежим скорости снижения не является активным (заданная скорость или название подрежима не выделяются в заголовке страницы),
- Самолёт находится в пределе 50nm от точки T/D, подсказка DES NOW пригодна.

FAF не находится в активном плане полёта, поэтому поле данных E/D показывает следующее:

- Скорость E/D (195),
- Местоположение: DTG (15nm) до торца ВПП, если ВПП было выбрано или до аэропорта назначения,
- Высота E/D (3000ft) относительно превышения аэродрома, если он выбран, или превышение аэродрома.



B.

- Экипаж вручную ввел скорость по плану (.800/290) в строчке LSK 2L,
- Заголовок поля LSK 2L отобразит MAN SPD,
- Режим снижения является активным (заданная скорость отображается в негативном цвете в заголовке),
- Активная заданная скорость является MACH (.800) в негативном белом цвете,
- Подрежим скорости снижения отображается в строчке 5L,
- Самолёт находится 50ft ниже траектории снижения, вычисленной FMS,
- Точка снижения ограниченная высотой (NOLLA), находится впереди

© ЗАО «ГСС»

самолёта. FMS отображает вычисленную ETA и DTG на точку снижения,

● Поле FPA отображает угол снижения самолёта в данный момент “Y”, который может быть выражен как положение траектории самолёта (Θ), минус угол атаки (α).

● Вертикальный наклон траектории (V/B) и вертикальная скорость (V/S) вычисляются от текущего места самолёта на точку и ограничение высоты, определяемое в строке 3R.

C.

● Экипаж ввёл скорость по плану в строке LSK 2L,

● Режим снижения является активным (активная заданная скорость отображается в негативном белом цвете в заголовке).

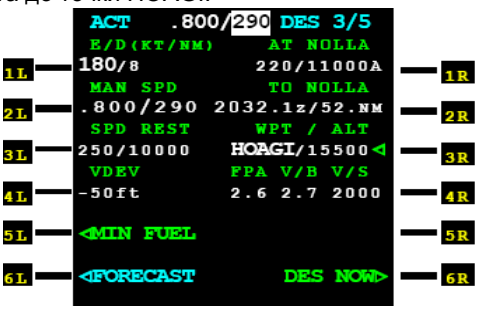
● Самолёт находится ниже высоты пересечения и выше высоты ограничения скорости, активная заданная скорость 290 kt.

● В активном плане полёта отсутствует FAF, поэтому поле данных E/D показывает следующее:

— Скорость E/D (ручной ввод 180), и

— Местоположение E/D: DTG (8nm) до FAF.

● Экипаж вручную ввёл точку HOAGI в поле данных LSK [3R], которая имеет высоту ограничения 15500ft. V/B и V/S вычисляются от текущего места самолёта до точки HOAGI.



TITLE: Если отображается активный план полёта, строчка заголовка страницы отображает следующее:

1. После активной заданной скорости снижения отображается символ DES,
2. В процессе снижения, заданная скорость отобразится в негативном цвете, крупным белым шифром,
3. Во всех других вертикальных фазах полёта, заданная скорость отобразится нормальной индикацией, крупным белым шифром (например: 300).

Если план полёта находится в состоянии изменения, FMS не вычисляет заданную скорость и скорость не отображается. Только DES отобразится в заголовке страницы.

© ЗАО «ГСС»

E/D (KT/NM/FT) [1L]:
E/D (KT/NM) [1L]:
Обеспечивает ввод и отображение параметров E/D (скорость/местоположение/высота или скорость/местоположение).
Местоположение E/D определяется как:

- DTG до точки FAF, когда FAF находится в плане полёта,
- DTG до торца ВПП, если какая-либо ВПП выбрана или до аэропорта назначения, когда FAF отсутствует в плане полёта.

Когда ограничение высоты отсутствует между расположением E/D и ВПП пункта назначения в активном плане полёта, поле данных E/D показывает следующее:

- Скорость E/D,
- Месторасположение E/D,
- Высота E/D относительно превышения аэродрома, если аэродром выбран или превышение аэродрома.

Когда ограничение высоты имеется между E/D и ВПП назначения в активном плане полёта, поле данных E/D показывает только следующее:

- Скорость E/D, и
- Месторасположение E/D.

Ручной ввод параметров E/D разрешается и изменяет значения по умолчанию. Достоверным форматом ручного ввода является SSS/DD или SSS/DD/AAAA в зависимости есть или нет ограничения высоты между E/D и ВПП назначения.
Удаление параметра введённого вручную разрешается и соответствующее поле данных возвращается к параметру по умолчанию. Удаление параметра по умолчанию не разрешается. Ручные вводы удаления и высоты разрешаются, когда FAF введена или удалена из плана полёта.
Ручной ввод отображается крупным белым шрифтом. Значение по умолчанию отображается мелким белым шрифтом.
Высота ввода отсчитывается от земной поверхности (AGL).
XXX XXX [2L]: заголовок поля отображает название выбранного подрежима снижения (например: MIN FUEL).
По умолчанию, заголовок поля отображает название первого подрежима снижения в базе данных (например: MIN FUEL и т. д.)
Поле данных отображает скорость по плану, связанную с выбранным подрежимом снижения или вручную введённую скорость по плану.
Если экипаж вручную вводит скорость в поле данных, заголовок поля отображает MAN SPD.
Достоверным форматом ввода является ввод значения MACH и/или IAS использованием правила наклонной черты, например: .820, /280 или .820/300.
Удаление ручного ввода скорости возвращает поле данных и заголовок к предыдущему выбранному подрежиму снижения.
Удаление скорости подрежима снижения не разрешается.
Ручной ввод скорости отображается крупным белым шрифтом. Скорость подрежима снижения отображается мелким белым шрифтом.

© ЗАО «ГСС»

SPD REST [3L]: обеспечивает ввод и отображение ограничения скорости снижения/высоты ограничения скорости.
Ручной ввод заменяет значение по умолчанию, взятое из навигационной базы данных, если пригодно.
Форматом ручного ввода является скорость и/или высота, используя правило наклонной черточки, например: 250, 250/10000 или /10000. Удаление ручного ввода возвращает поле данных к значению по умолчанию, которые взяты из навигационной базы данных, если пригодно, иначе, отображаются прочерки. Удаление значений, которые взяты из навигационной базы данных, не разрешается. Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Значения по умолчанию или значения, которые взяты из навигационной базы данных, отображаются мелким шрифтом белого цвета. Поле данных отображает прочерки
(---/----), когда значения являются не пригодными.
VDEV [4L]: Отображает вертикальное отклонение относительно траектории снижения, вычисленной FMS, в диапазоне от 0 до 9990 с шагом 10 feet. Положительное значение показывает, что самолёт находится выше предварительно вычисленной траектории снижения. Отрицательное значение показывает, что самолёт находится ниже предвычисленной траектории снижения.
Заголовок и поле данных отображаются, когда самолёт только что прошёл точку T/D или режим снижения является активным. FMS ничего не отобразит в заголовке или в поле данных, когда вертикальная навигация не пригодна. Когда пригодна, значения отображаются мелким шрифтом белого цвета.
XXX XXX [5L]: Отображает первый подрежим скорости снижения в базе данных, если выполнен ручной ввод скорости в LSK 2L.
Либо, отображает название первого подрежима в заголовке поля в LSK 2L и подсказка в LSK 5L ничего не отображает.
Когда подсказка отображается, нажатие соседнего LSK вызывает следующий эффект:

- Подрежим скорости по плану копируется в поле данных LSK 2L,
- Подсказка исчезает,
- Подсказка вновь появится, когда будет сделан ручной ввод скорости в строке LSK 2L.

Заголовок поля (например: MIN FUEL) копируется «как есть»из базы данных. Заголовок поля может встретить разные наименования в различных базах данных.
FORECAST [6L]: FORECAST отображается, когда отсутствуют изменения в активном плане полёта. Нажатие LSK обеспечивает прямой доступ к странице DES FORECAST 1/2.
ERASE [6L]: ERASE отображается, когда активный план полёта находится в процессе изменения. Нажатие этого ключа удалит все изменения в активном плане полёта и возвратит к состоянию ACT ROUTE.

© ЗАО «ГСС»

AT NNNNN(NN) [1R]:
AT E/D [1R]:
Отображает следующую точку снижения с высотой ограничения, если таковая есть, либо отображает AT E/D и скорость и/или высоту E/D.
Отображает следующие ограничения скорости и высоты точки снижения, когда ограничение скорости объединено с ограничением высоты в точке.
Отображает ограничение высоты только тогда, когда единственное ограничение высоты объединено с точкой.
Ручной ввод ограничения скорости и/или высоты, объединённой с точкой, в заголовке разрешается. Ручной ввод заменяет значения из навигационной базы данных и распространяется на/от страницы LEGS. Удаление вручную введённого ограничения скорости/высоты возвращает поле данных к значениям взятых из базы данных, которые затем распределяются на/от страницы LEGS. Удаление значений ограничений скорости/высоты, полученных из навигационной базы данных, не разрешается.
Ручной ввод или удаление не разрешается, когда поле заголовка [1R] отображает AT E/D. Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Значение по умолчанию или вычисленное отображается мелким шрифтом белого цвета.
TO NNNNN(NN) [2R]:
TO E/D [2R]:
TO T/D [2R]:
Отображает ETA и DTG на точку, отображенную в поле заголовка.
Поле заголовка отображает:

- “ “ (ничего не отображает), когда режим CRZ или CLB является активным и самолёт находится на удалении более чем 150 nm от T/D.
- “TO T/D”, когда режим CRZ или CLB является активным и самолёт находится в пределах 150nm от T/D.
- “TO NNNNN(NN)”, отображенная точка в [1R], когда режим DES является активным и точка отображается в [1R], или
- “TO E/D”, когда режим DES является активным и точка не отображается в [1R].

Поле данных отображается мелким шрифтом белого цвета. Поле данных ничего не отображает, когда в поле заголовка отсутствую данные.

WPT/ALT [3R]: или **TGT ALT [3R]:**
Это поле обеспечивает отображение и ввод одного из следующих вариантов:

- Ввод и отображение точки и ограничение высоты точки для вычисления V/B и V/S в строке [4R]:
  - Значение по умолчанию является точка и ограничение высоты в строке [1R].
  - Ручной ввод идентификатора точки из навигационной базы данных разрешается только во время взлёта.
  - Достоверный формат ручного ввода нужен для того, чтобы ввести точку и/или высоту использованием правила наклонной черты. Например:

© ЗАО «ГСС»

NNNNN/, NNNNN/AAAAA или /AAAAA. Для ввода NNNNN/, точка должна иметь объединённое ограничение высоты. Для ввода /AAAAA, точка должна быть уже отображена в поле данных.

— Удаление ручного ввода точки, возвращает поле данных к данным по умолчанию [1R], если это имеет место.

или

● Ввод и отображение заданной высоты используется для вычисления расстояния до этой высоты в строке [4R]:

— Значение по умолчанию является выбранная высота на FGCP.

— Ручной ввод заданной высоты разрешается только после взлёта:

- Вводимая высоты должен быть ниже текущей высоты самолёта и на или выше превышения аэродрома, если режим снижения является активным.
- Вводимая высота должна быть выше текущей высоты самолёта и на или ниже CRZ FMS, если режим набора является активным.

— Удаление ручного ввода точки, возвращает поле данных к высоте выбранной на FGCP.

Переключение между двух вариантов имеет место, когда LSK [3R] нажата и ничего не отображается в блокноте.

Для отображения обоих вариантов:

— Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета.

— Значение по умолчанию отображается мелким шрифтом белого цвета.

— Поле данных отображает прочерки во время нахождения на земле.

FPA V/B V/S [4R]: или **DIST TO ALT [4R]:**

Это поле может отображать один из следующих вариантов, основываясь на сделанном выборе в строке [3R]:

● Знание положения вертикальной траектории выдерживается относительно точки и высоты отображённой в строке [3R]:

— Поле FPA отображает текущий угол снижения самолёта “Y”, который может быть выражен, как положение траектории самолёта (Θ) минус угол атаки (α). Значение (в градусах) есть относительно воздушной массы без знака +/-.

— Поле V/B отображает текущий вертикальный пеленг от фактического места самолёта на точку/высоту, отображаемого в строке [3R], в градусах.

— Поле V/S отображает вертикальную скорость в ft/min, требуемую для достижения угла вертикальной траектории равному вертикальному пеленгу на текущей путевой скорости.

— Если [3R] и [1R] идентичны, поле данных отображается только тогда, когда режим снижения является активным. Если [3R] введена вручную, поле данных отображается всё время. Данные отображаются мелким шрифтом белого цвета. Поле данных V/B и V/S ничего не отображает, когда вертикальная навигация не пригодна.

© ЗАО «ГСС»

или

● Расчетная дальность до высоты отображается в строке [3R], основываясь на текущую высоту самолёта, путевую скорость и вертикальную скорость:

— Это расстояние отображается только тогда, когда:

- Самолёт взлетел, и
- Активный режим VNAV является CLIMB или DESCENT/APPROACH (в этом поле ничего не отображается, если режим CRZ), и
- Отсутствует противоречие по высоте между текущей высотой самолёта и высотой отображенной в строке [3R], и
- Барометрическая корректировка данных высоты пригодна, если высота, отображенная в строке [3R] находится:

— Ниже эшелона перехода во время снижения, или

— Ниже высоты перехода во время набора.

Переключение между обоими вариантами имеет место только тогда, когда[3R] нажата и ничего не отображается в блокноте.

PROFILE [6R]: Если PROFILE отображается, разрешается прямой доступ на страницу VNAV PROFILE 1/X.

DES NOW [6R]: Подсказка DES NOW отображается, когда режим CRUISE является активным и самолёт находится в пределах 50nm от точки T/D. Нажатие LSK во время, когда подсказка DES NOW отображается, устанавливает FMS в состояние MOD и кнопка EXEC высвечивается. При нажатии кнопки EXEC, режим снижения становится активным.

© ЗАО «ГСС»

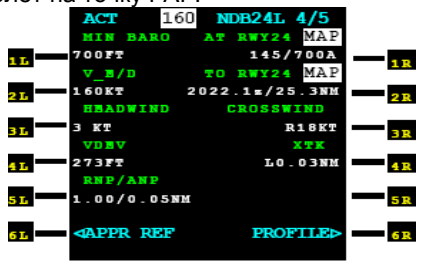
APPR

Эта страница применяется только при выборе захода в активном маршруте. Она используется и отображает данные, предварительно сохранённые в выбранном заходе.
Эта страница пригодна, если функция VNAV является конфигурируемой.
Для отображения страницы APPR 4/5 нажмите:
[VNAV] (если режим захода), или
[VNAV], [PREV] (если режим TOGA является активным), или
[VNAV], [NEXT], [NEXT], [NEXT] (если режим набора), или
[VNAV], [NEXT], [NEXT] (если крейсерский режим), или
[VNAV], [NEXT] (если режим снижения), или
<APPROACH> на странице PROFILE.

A. Выбран заход NDB24L и режим захода не является активным.

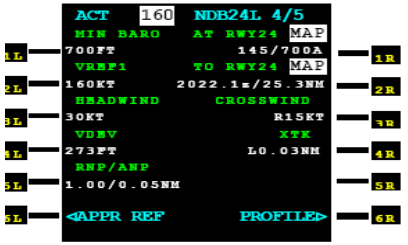


B. Выбран заход NDB24L и режим захода является активным. Самолёт только что отрегулировал полёт на точку FAF.



© ЗАО «ГСС»

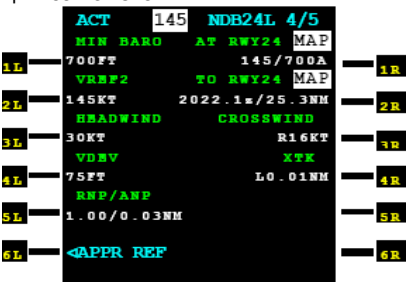
C. Выбран заход NDB24L, предкрылки выпущены и заданная скорость, вычисленная FMS, объединена с выбранной конфигурацией SLATS/FLAPS отображается в строке [2L] и в заголовке страницы.



D. Заход не выбран.

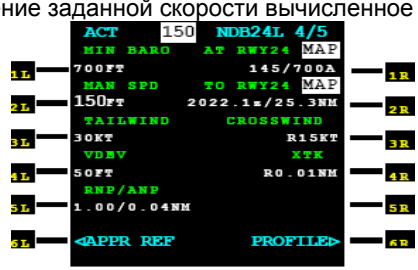


E. Заход NDB24L выбран, закрылки выпущены и заданная скорость, вычисленная FMS, объединена с выбранной конфигурацией SLATS/FLAPS отображается в строке [2L] и в заголовке страницы.
Поле заголовка [2L] изменено, чтобы показать пилоту, что имеет место изменение заданной скорости начатое FMS, как результат изменения выбранной конфигурации самолёта.

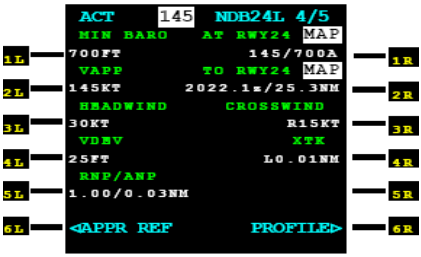


© ЗАО «ГСС»

F. Экипаж выполнил ручное изменение активной заданной скорости, вычисленное FMS.
Поле заголовка [2L] изменено в MAN SPD, чтобы показать пилоту, что имеет место ручное изменение заданной скорости вычисленное FMS.



G. Экипаж выбрал конфигурацию SLATS/FLAPS, соответствующую планируемой посадочной конфигурации, которая была выбрана в строке [5R] страницы APPR REF 1/2.
Поле заголовка [2L] изменено из MAN SPD в VAPP, чтобы показать пилоту, что имеет место изменение заданной скорости вычисленное FMS, как результат изменения в конфигурации SLATS/FLAPS и что выбранная конфигурация соответствует планируемой посадочной конфигурации.
Эта ситуация ясно показывает пилоту, что окончательная скорость захода, вычисленная FMS, является текущей заданной скоростью, которой управляет автопилот.



TITLE: Строчка заголовка страницы отображает следующее:

- После прохождения точки E/D (фаза вертикального захода), перед названием выбранного захода (если процедура захода выбрана экипажем, например: NDB24L) отображается:
  - Если план полёта является активным, заданная скорость активного захода в формате IAS, в негативном цвете, крупным шрифтом белого цвета (например: 180),
  - Если план полёта находится в состоянии изменения, заданная скорость не отображается.
- Во всех других фазах вертикального полёта (например: взлёт, набор, крейсерский полёт, снижение до E/D), перед названием выбранного захода (если процедура захода выбрана экипажем, например: NDB24L) отображается:

© ЗАО «ГСС»

— Заданная скорость в точке E/D в нормальном изображении, крупным шрифтом белого цвета.

● Если заход не был выбран, отображается только APPR.

ПРИМЕЧАНИЕ:

— ACT показывает, что данные отображаемые на этой странице используются в активном плане полета,

— MOD показывает, что план полёта находится в процессе изменения.

— Заданная скорость изменённого маршрута есть заданная скорость, которая была бы активной, если бы была нажата EXEC.

MIN BARO [1L]:
XXXXX [2L]:

Отображает заданную скорость между точками E/D и MAP, если FAF выбрана. Перед тем как самолёт пройдёт точку E/D, поле данных отображает скорость в точке E/D (она основывается на чистой конфигурации и расчетном посадочном весе). Это есть таже самая скорость, которая отображается на странице DES. Значение отображается мелким шрифтом белого цвета, когда скорость вычисляется FMS из PDB, либо, она отображается крупным шрифтом белого цвета, когда выполнен ручной ввод. Если выполняется ручной ввод экипажем, заголовок поля отобразит V E/D, этот ручной ввод распространяется на страницу DES в поле скорости E/D.

Отображение заголовка поля и объединённых данных могут соответствовать:

● V E/D : заданная скорость точки E/D, когда самолёт находится в чистой конфигурации.

● V REF1 : заданная скорость захода, когда самолёт прошёл E/D и находится в конфигурации 1 (CONF1).

● V REF2 : заданная скорость захода, когда самолёт прошёл E/D и находится в конфигурации 2 (CONF2).

● V REF3 : заданная скорость захода, когда самолёт прошёл E/D и находится в конфигурации 3 (CONF3).

● MAN SPD: заданная скорость, которую экипаж ввёл вручную.

● V APP : заданная скорость окончательного захода, вычисленная FMS, когда текущая конфигурация SLATS/FLAPS соответствует выбранной посадочной конфигурации в строке [5R] страницы APPR REF 1/2.

HEADWIND ИЛИ TAILWIND [3L]: отображает текущий встречный ветер или попутный (в узлах).

VDEV [4L]: отображает вертикальное отклонение относительно траектории снижения, вычисленное FMS с шагом 10ft и диапазоном от 0 до 9990.

Положительное значение показывает, что самолёт находится выше предварительно вычисленной траектории снижения.

Отрицательное значение показывает, что самолёт находится ниже предварительно вычисленной траектории снижения.

© ЗАО «ГСС»

Поле заголовка и данных отображаются, когда самолёт прошёл точку T/D или режим снижения является активным. FMS ничего не отобразит в поле заголовка и данных, когда вертикальная навигация является не пригодной. Когда вертикальная навигация пригодна, значения отображаются мелким шрифтом белого цвета.

RNP/ANP [5L]: используется для ввода и/или отображения текущей требуемой навигационной характеристики (RNP) и отображение фактической навигационной характеристики. Диапазон разрешенного ввода значений RNP находится между значениями 0.10 и 20.0 nm.

ERASE [6L]: ERASE отображается только тогда, когда активный план полёта находится в процессе изменения.

APPR REF [6L]: APPR REF отображается, когда конфигурирована страница захода.

AT NNNNN(NN0 [1R]:

AT E/D [1R]:

Отображает следующую точку снижения с ограничением высоты, если она есть, либо, отображает скорость и/или высоту AT E/D и E/D.

Отображает ограничения скорости и высоты следующей точки снижения, когда ограничение скорости является объединённой с ограничением высоты в точке.

Отображает только ограничение высоты, когда только ограничение высоты объединено с точкой.

Ручной ввод ограничения скорости и/или высоты, объединённой с точкой в заголовке, разрешается. Он изменяет значения из навигационной базы данных и распространяется на/от страницы LEGS. Удаление ограничения скорости/высоты, введённых вручную, возвращает поле данных к значениям взятые из базы данных, которые затем распространяются на/от страницы LEGS. Удаление значений ограничений скорости/высоты, взятые из навигационной базы данных, не разрешается.

Ручной ввод или удаление не разрешается, когда поле заголовка [1R] отображает AT E/D.

Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Значения по умолчанию или вычисленные отображаются мелким шрифтом белого цвета.

TO NNNNN (NN) [2R]:

TO E/D [2R]:

TO T/D [2R]:

Отображает ETA и DTG до точки или точки ступени, отображенной в поле заголовка.

Поле заголовка отображает:

- “ “, когда режим CRZ или CLB являются активными и самолёт находится на удалении более чем 150 nm от точки T/D,
- TO T/D, когда режим CRZ или CLB являются активными и самолёт находится в пределе 150 nm от T/D,
- TO NNNNN (NN), отображенная точка в строке [1R], когда режим DES или APPR является активным и точка отображается в строке [1R], или,
- TO E/D, когда режим DES или APPR является активным и точка не

© ЗАО «ГСС»

отображается в строке [1R].

Поле данных отображается мелким шрифтом белого цвета. Поле данных ничего не отображает, когда поле заголовка пустое.

CROSSWIND [3R]: отображает текущий боковой ветер (направление откуда дует, в узлах).

XTK [4R]: отображает ошибку бокового отклонения (LEFT или RIGHT) в NM активного участка.

ARR [6R]: разрешает прямой доступ на страницу ARRIVALS 1/X.

Подсказка отображается только тогда, когда заход не выбран.

MISSED APPR [6R]: Разрешает переход FMS к фазе ухода на 2-ой круг, позволяющая построение точки MAP.

Подсказка появляется после перехода к режиму неточного захода на посадку по GPS (обычно имеет место за 2nm до FAF, если все GPS удовлетворяют условиям захода). Функция этого ключа ограничена для FMS и не имеет воздействия на какой-либо режим ухода на 2-ой круг или TO/GA системы управления полётом.

PROFILE [6R]: обеспечивает прямой доступ к странице VNAV PROFILE 1/X.

© ЗАО «ГСС»

APPR REF

СТРАНИЦА APPR REF 1/2

Обеспечивает отображение и ввод расчетных данных захода.
Для знания экипажем полётной ситуации, страница Aproach Reference отображает следующие скорости:

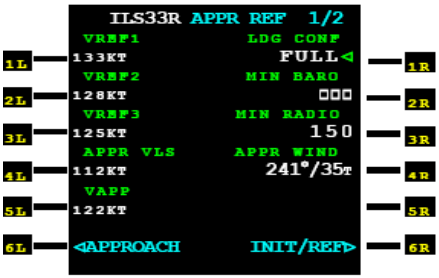
- Наименьшая допустимая скорость (VLS)
- Скорость окончательного захода, вычисленная FMS (V APP)
- Расчетные скорости захода вычисленные FMS (VREF 0, VREF 1, VREF 2, VREF 3) относительно конфигурации самолёта: чистая (CONF_0), CONF1, CONF2 и CONF3 соответственно.

Если в план полёта был введён заход по неточной системе (NPA) или заход по точной системе (ILS/MLS), на странице APPR REF разрешается экипажу ввод MIN BARO (например: MDA-DA, DA или MDH-DH), сохраняющаяся в выбранном заходе.

Минимум MDA-DA или MDH-DH зависит от выбора экипажем от уровня барометрического измерения QNH или QFE.
Если введён в план полёта заход по точной системе, экипажу разрешается ввод минимума по радиовысотомеру (DH) или MIN BARO (DA) для выбранного захода.
При выборе захода по точной системе, решение об применении минимума DH или DA является ответственностью экипажа.

Примечание: При выборе системы захода на посадку на земле на случай аварийного захода на посадку,(страница FMS APPR REF 1/2) цифровые значения высот DH/DA,MDA/MDH высвечиваться на PFD жёлтым цветом.

Экипаж может ввести ветер на заходе и выбрать посадочную конфигурацию.
Экипаж может вручную изменить значения, вычисленные FMS, скорости захода и расчетных скоростей на заходе.
Для отображения страницы APPR REF 1/2 нажмите [INIT REF], <APPR REF> или <APPR REF>.



TITLE: заголовок страницы отображает название выбранного захода активного плана полёта крупным шрифтом белого цвета, если пригодно.

© ЗАО «ГСС»

V REF1 [1L]:
V REF2 [2L]:
V REF3 [3L]:
Эти поля данных отображают экипажу изменяемые скорости, вычисленные FMS (V REF X) или расчетные скорости захода введённые экипажем. Скорости захода V REF1, V REF2, и V REF3 соответствуют конфигурациям самолёта и расчетному посадочному весу CONF1, CONF2 и CONF3.
APPR V LS [4L]:
V APP [5L]:
Эти поля данных отображают следующие скорости, вычисленные FMS в PDB или введённые экипажем вручную:

- Наименьшую допустимую скорость для посадочной конфигурации (APPR V LS), вычисленную в PDB.
- Скорость захода V APP для планируемой посадочной конфигурации (вычисленную в PDB или введённую вручную).

Эти скорости вычисляются, основываясь на выбранной посадочной конфигурации самолёта и расчетном посадочном весе. Скорость захода может быть введена экипажем вручную.

APPROACH [6L]: Нажатие этого ключа обеспечивает прямой доступ к странице APPR.
ERASE [6L]: ERASE отображается только тогда, когда активный план полёта находится в процессе изменения. Нажатие этого ключа сотрёт все изменения в активном плане полёта или возвратится к состоянию ACT ROUTE.
LDG CONF [1R]: Это поле разрешает экипажу выбор планируемой посадочной конфигурации самолёта, которая может быть FULL или CONF3.
MIN BARO [2R]: Это поле разрешает экипажу ввод и отображает минимум захода по неточной системе (MDA, DA или MDH) или минимум захода по точной системе (например: DA для захода по ILS CAT1). MDA, DA или MDH, DH зависят от выбранного давления QNH или QFE.
Диапазон ввода MIN BARO ограничен следующим, если используется QFE:

- Высота FAF> MIN BARO>высоты MAP-превышения аэродрома.

Где высоты FAF и MAP соответствуют пригодным значениям только для активного плана полёта.
MIN RADIO [3R]: Это поле разрешает экипажу ввод и отображает высоту принятия решения на посадку для точного захода (DH). Ввод ограничен от 0 до 999 ft.
APPR WIND [4R]: обеспечивает ввод и отображение ветра захода аэропорта прибытия.
Достоверный диапазон для направления/скорости ветра захода является: 0□ - 359□/0-99kt. Удаление ручного ввода разрешается.
Если значение ветра не введено, поле данных отобразит "---□/---kt".
INIT/REF [6R]: нажатие этого LSK обеспечивает прямой доступ к странице INIT/REF INDEX 1/2 или 2/2.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА APPR REF 2/2

Вторая страница APPR REF отображает высоту уменьшения тяги двигателей и высоту разгона скорости для аэропорта прибытия. Эти значения могут быть переписаны экипажем.
Для отображения страницы APPR REF 2/2 нажмите [INIT REF], <APPR REF>, [NEXT].



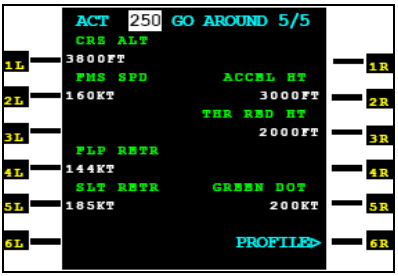
TITLE: Заголовок страницы отображает название выбранного режима захода в активном плане полёта крупным белым шрифтом, если пригодно.
VFE NEXT (1L): Поле отображает наименьшую допустимую скорость для закрылков VFE NEXT.
APPROACH [6L]: Нажатие этого LSK обеспечивает прямой доступ к странице VNAV APPR.
ERASE [6L]: ERASE отображается только тогда, когда активный план полёта находится в процессе изменения. . Нажатие этого ключа сотрёт все изменения в активном плане полёта или возвратится к состоянию ACT ROUTE.
ACCEL HT [2R]:
ACCEL ALT [2R]:
Отображает и разрешает экипажу ввод высоты разгона скорости в аэропорту прибытия.
THR RED HT [3R]:
THR RED ALT [3R]:
Отображает и разрешает экипажу ввод высоты уменьшения тяги двигателей в аэропорту прибытия.
INIT/REF [6R]: нажатие этого LSK обеспечивает прямой доступ к странице INIT/REF INDEX 1/2 или 2/2.

© ЗАО «ГСС»

GO AROUND

Страница GO-AROUND используется для отображения используемой информации GO AROUND, когда режим TOGA является активным, как включен режим ухода на 2-ой круг.
Для отображения страницы GO AROUND 5/5 нажмите:
[VNAV] (если режим TOGA является активным), или
[VNAV] [PREV] (в режиме набора), или
[VNAV] [NEXT] [NEXT] [NEXT] (на крейсерском эшелоне), или
[VNAV] [NEXT] [NEXT] (в режиме снижения), или
[VNAV] [NEXT] (в режиме захода).

A. Первоначальное отображение после того, как страница GO AROUND была впервые открыта.



TITLE: Строка заголовка страницы отображает следующее:

- Текущую заданную скорость, устанавливаемую FMS в формате IAS и в негативном отображении крупным белым шрифтом перед “GO ARROUND”, когда режим TOGA является активным и план полёта не изменяется,
- “GO ARROUND”, когда режим TOGA является активным и план полёта не изменяется или когда TOGA не является активным,
- ACT показывает, что отображаемые данные на этой странице применяются для активного плана полёта,
- MOD показывает, что план полёта изменяется.

CRZ ALT [1L]: Если режим TOGA является активным, это поле отображает наивысшую высоту между выбранной высотой и наивысшим ограничением высоты точки зоны ожидания при уходе на 2-ой круг, если такая высота существует в навигационной базе данных.
FMS SPD [2L]:
MAN SPD [2L]:
Если режим TOGA является активным, это поле данных отображает заданную скорость ухода на 2-ой круг (обычно GREEN DOT). Заданная скорость ухода на 2-ой круг, вычисленная FMS, отображается мелким шрифтом белого цвета и объединенным заголовком поля является FMS SPD.
Заданная скорость ухода на 2-ой круг, введённая вручную, отображается крупным шрифтом и объединённым заголовком поля является MAN SPD.

© ЗАО «ГСС»

FLP RETR (4L):
SLT RETR (5L):
Если экипаж начал уход на 2-ой круг, отображает минимальную скорость для уборки предкрылков, которая декодирована из системы Stall Warning System (SWS).
ACCEL HT [2R]:
ACCEL ALT [2R]:
Это поле данных отображает высоту разгона скорости для аэропорта прибытия, которое берётся со страницы APPR REF 2/2 или вводится вручную.
THR RED HT [3R]:
THR RED ALT [3R]:
Это поле данных отображает высоту уменьшения тяги двигателей для аэропорта прибытия, которая берётся со страницы APPR REF 2/2 или вводится вручную.
GREEN DOT (5R):
PROFILE [6R]:
Обеспечивает прямой доступ к странице VNAV PROFILE 1/X.

© ЗАО «ГСС»

VNAV PROFILE

Страница VNAV PROFILE отображает точки набора и снижения, T/C, T/D, E/D и точки крейсерского полёта с ограничениями высоты.
Эта страница пригодна, если конфигурирована функция VNAV.
Для отображения страницы VNAV PROFILE 1/2, нажмите <PROFILE> на страницах CLB, CRZ, DES, APPR.

A. Первая строчка первой страницы отображает, во время взлёта, требуемую вертикальную скорость для выдерживания угла вертикальной траектории (VPA) на текущей путевой скорости. На земле, она отображает вертикальную скорость для выдерживания VPA на заданной путевой скорости. Все последующие строчки и страницы отображают расчетные вертикальные скорости и требуемые углы траектории полёта для выдерживания профиля набора/снижения, определённого FMS, на заданной скорости.



B. Нажатие LSK переключает индикацию между заданными скоростями/высотами пересечения и ограничениями скоростей/высот (подобно странице LEGS), когда зелёная стрелка отображается в колонке 24.



© ЗАО «ГСС»

C. Значения, которые превышают диапазон ограничений вертикальных характеристик самолёта, отображаются оранжевым цветом (скорость, вертикальная скорость, высота, компенсированная на температуру, набор на снижении).



TITLE: Строчка заголовка страницы отображает “VNAV PROFILE”. Строчка заголовка может также отображать “MOD”, обозначая, что план полёта находится в процессе изменений, во время которого данные отображенные на странице соответствуют измененному плану полёта.

CURRENT REFERENCE VERTICAL SPEED [1L]

На первой странице: отображает фактическую требуемую вертикальную скорость (ft/min) для выдерживания угла вертикальной траектории на текущей путевой скорости в полёте, или заданную путевую скорость на земле.

Достоверные данные отображаются мелким шрифтом белого цвета. Значения, которые превышают диапазон ограничений вертикальных характеристик самолёта, отображаются мелким шрифтом оранжевого цвета.

PREDICTED REFERENCE VERTICAL SPEEDS
[2L -5L] НА ПЕРВОЙ СТРАНИЦЕ:
[1L -5L] НА ВСЕХ СЛЕДУЮЩИХ СТРАНИЦАХ:

Отображает расчетную вертикальную скорость (ft/min) для выдерживания угла вертикальной траектории набора/снижения на заданной скорости.

Достоверные данные отображаются мелким шрифтом белого цвета. Значения, которые превышают диапазон ограничений вертикальных характеристик самолёта, отображаются мелким шрифтом оранжевого цвета.

VERTICAL PATH ANGLE [1R – 5R]:

Отображает требуемый средний угол вертикальной траектории (VPA), в градусах, на каждую точку и имеющуюся точку ступени ограничения высоты или пересечения высоты (точки набора, снижения, T/C и E/D).

Достоверные данные отображаются мелким шрифтом белого цвета. Значения, которые превышают диапазон ограничений вертикальных характеристик самолёта, отображаются мелким шрифтом оранжевого цвета.

WAYPOINT IDENTIFIER [1L – 5L]: Отображает идентификатор ICAO всех точек набора, точек крейсерского полёта, ограниченные по высоте и все точки на снижении, как на странице LEGS, и вычисленные точки вертикальных ступеней,T/C, T/D и E/D.

Точки FAF и MAP обозначены с помощью “FAF” и “MAP” в негативном белом цвете.

CLIMB [6L]:

CRUISE [6L]:
DESCENT [6L]:
APPROACH [6L]:
ERASE [6L]:
“ERASE” отображается только тогда, когда активный план полёта находится в процессе изменения. Нажатие этого ключа удалит все изменения в активном плане полёта и вернётся на страницу состояния ACT ROUTE.
Нажатие LSK [6L] “CLIMB”, “CRUISE”, “DESCENT” или “APPROACH” обеспечивает прямой доступ на эту страницу.
WAYPOINT SPEED/ALTITUDE [1R – 5R]: отображает расчетные заданные скорости/высоты пересечения или ограничения скоростей/высот.
Нажатие LSK переключает индикацию между заданными скоростями/высотами пересечения и ограничениями скоростей/высот (подобно странице LEGS), когда стрелка отображается в колонке 24.
Ограничение скорости/высоты отображается в том же цвете и шрифте, как на странице LEGS. Достоверная скорость/высота пересечения отображается мелким шрифтом белого цвета. Высота, компенсированная на температуру, отображается в негативном цвете.
Значения, которые превышают диапазон ограничений вертикальных характеристик самолёта, отображаются мелким шрифтом оранжевого цвета. Если ограничение высоты формирует “CLIMB IN DESCENT”, ограничение высоты отображается в оранжевом цвете.
FORECAST [6R]: обеспечивает прямой доступ на страницу DES FORECAST 1/2.

© ЗАО «ГСС»

DES FORECAST

СТРАНИЦА DES FORECAST 1/2

Эта страница используется для ввода ветра на снижении (на 4-х различных высотах/эшелонах), для регулирования вертикального профиля снижения. Текущий и прогностические ветры смешиваются. Эта страница пригодна, если функция VNAV конфигурирована.
Для отображения страницы DES FORECAST 1/2, нажмите [VNAV], <PROFILE>, <FORECAST> (когда в режиме CLIMB, CRUISE или DESCENT) или [VNAV], <FORECAST> (в режиме DESCENT).

A. Прогнозируемый ветер на снижении для 4-х различных высот/эшелонов.



TITLE: Строчка заголовка страницы отображает DES FORECAST 1/2 . Она также отображает ACT, когда активный план полёта имеется в FMS и MOD, когда план полёта находится в процессе изменения.
ALT [1L – 4L]: обеспечивает ввод и отображение ветра на эшелонах/высотах. Ручной ввод ветра может быть сделан в любое поле 1L - 4L. FMS автоматически сортирует значения ветра в порядке снижения. Стирание ветра введённого вручную разрешается.
Достоверный ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Поле данных отображает прочерки, при отсутствии данных.
ERASE [6L]: ERASE отображается только тогда, когда активный план полёта находится в процессе изменения. Нажатие этого ключа стирает все изменения в активном плане полёта и возвращается к состоянию ACT ROUTE.
WIND [1R – 4R]: обеспечивает ввод и отображение направление ветра (TRUE) и скорости (KT).
Достоверным форматом ручного ввода ветра является:
- ввод направления ветра (например, 250),
- ввод направления и скорости (например, 250/90) и
- ввод скорости ветра (например. /90).

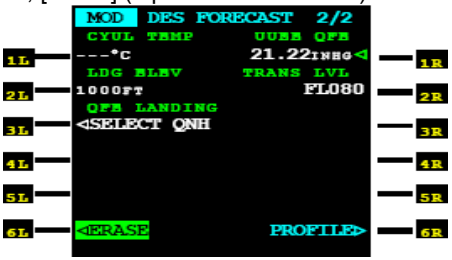
Удаление ручного ввода ветра разрешается.
Достоверный ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Поле данных отображает прочерки, если данные отсутствуют.
PROFILE [6R]:
DESCENT [6R]:

© ЗАО «ГСС»

PROFILE или DESCENT обеспечивают прямой доступ на эту страницу.

СТРАНИЦА DES FORECAST 2/2

Эта страница используется для ввода и отображения температуры в аэропорту прибытия, расчетного QNH и определённого эшелона перехода (TL). Эта страница пригодна, если функция VNAV конфигурирована.
Для отображения страницы DES FORECAST 1/2, нажмите [VNAV], <PROFILE>, <FORECAST>, [NEXT] (когда режим CLIMB, CRUISE или DESCENT) или [VNAV], <FORECAST>, [NEXT] (в режиме DESCENT).



TITLE: Строчка заголовка страницы отображает DES FORECAST 2/2. Она также отображает ACT, когда активный план полёта имеется в FMS и MOD, когда план полёта находится в процессе изменения.
DESTINATION AIRPORT TEMP [1L]: обеспечивает ввод и отображение температуры воздуха в аэропорту прибытия. Когда введённая температура отличается от стандартной, ввод используется для корректировки MDA/DA, высот точек захода, вертикального отклонения от траектории и заданной вертикальной скорости на температуру. Корректировка на температуру не вычисляется, если температура положительная. Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Стирание ручного ввода разрешается.
Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Если температура не была введена или первоначальный ввод был стёрт, поле данных отображает прочерки.
LDG ELEV [2L]: это поле отображает превышение аэродрома посадки (в футах).
Выбор “<QFE LANDING” LSK [3L] вызывает заголовок LDG ELEV и поле данных отобразится в строке [3L]. LDG ELEV вычисляется основываясь на высоту, взятую из навигационной базы данных для:

- ВПП прибытия (если пригодно), или,
- Аэропорт прибытия,

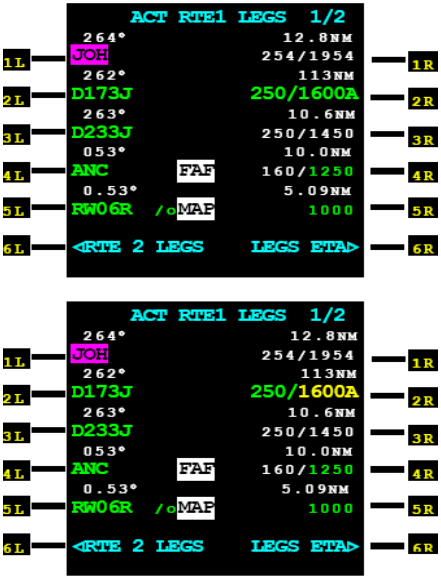
и преобразуется в превышение (AGL) основываясь на установку давления QFE.
ERASE [6L]: ERASE отображается только тогда, когда активный план полёта находится в процессе изменения. Нажатие этого ключа стирает все изменения в активном плане полёта и возвращается к состоянию ACT ROUTE.
DESTINATION AIRPORT QNH/QFE [1R]:
Обеспечивает ввод и отображение расчетной поправки на барометрическое давление (например: QNH или QFE) в аэропорту прибытия.

© ЗАО «ГСС»

Ввод используется только для оптимизации вычисления профиля снижения FMS-VNAV.
Достоверный диапазон для QNH: 27.00 – 32.00 (inches) или 915 – 1083 (millibars).
Для QFE: 22.00 – 32.00 (inches) или 745 – 1083 (millibars).
Десятичная точка не требуется и FMS автоматически определяет, какая система единиц введена.
Стирание ручного ввода разрешается.
Нажатие LSK, когда блокнот пустой, переключает индицируемую систему единиц QNH/QFE между inches и millibars.
Ручной ввод отображается крупным шрифтом белого цвета. Когда значение не было введено или первоначальный ввод был стёрт, строчка данных отображает прочерки. Поле ничего не отображает во время снижения, давление QNH/QFE установлено экипажем (например, через пульт управления дисплеем).
TRANS LVL [2R]: обеспечивает ввод и отображение TL.
Ручной ввод изменяет значение TL по умолчанию, взятое из навигационной базы данных для аэропорта/процедуры прибытия, если пригодно, или значение конфигурации по умолчанию. Удаление TL, введённого вручную, возвращает к значению взятого из навигационной базы данных, если пригодно, или к другому значению по умолчанию.
Удаление значения TL, взятого из навигационной базы данных или значения по умолчанию, не разрешается.
Ручной ввод TL отображается крупным шрифтом белого цвета. Значение по умолчанию или значение, взятое из навигационной базы данных, отображается мелким шрифтом белого цвета.
Заголовок и поле данных ничего не отображают во время снижения, если QNH не является стандартным давлением.
PROFILE [6R]:
DESCENT [6R]:
PROFILE или DESCENT обеспечивают прямой доступ на эту страницу.

© ЗАО «ГСС»

LEGS



SPEED CONSTRAINTS/RESTRICTIONS/SPEED TARGETS [1R] – [5R]:
Отображает заданную скорость точек без ограничения скорости мелким шрифтом белого цвета.
Отображает ограничения скорости точек, которые не могут быть соблюдены, желтым цветом.

© ЗАО «ГСС»

ALTITUDE CONSTRAINTS/RESTRICTIONS/CROSSING ALTITUDES [1R] – [5R]:
FMS отображает следующие ограничения высоты точек или высот пересечения точек:

	шрифт огран. высоты		шрифт высоты пересеч.	
Тип точки	Точка из НБД	Точка, введённая пилотом	Точка без огран. высоты	Режим VNAV
Достигаемое ограничение высоты/ высота пересечения	Мелкий, зелён. цвета	Крупный, зелён. цвета	Мелкий, белого цвета	CLB/ CRZ/ DES/ APP
Ограничения высоты/высоты пресечения, которые являются недосягаемыми	Мелкий, оранж. цвета	Крупный, оранж. цвета	Мелкий, оранж. цвета	CLB/ CRZ/ DES/ APPR
Точка, исправленная на температуру	Мелкий, негатив. зелён. цвет	Мелкий, негатив. зелён. цвет	Мелкий, негатив. белый цвет	DES/ APPR
Ограничения высот, исправ. на температуру, которые являются недосягаемыми	Мелкий, негатив. оранж. цвет	Мелкий, негатив. оранж. цвет	N/A	DES/ APPR

ПРИМЕЧАНИЕ:
Точки ухода на 2-ой круг не имеют высоту пересечения или отображаемые скорости.

© ЗАО «ГСС»

LEGS ETA

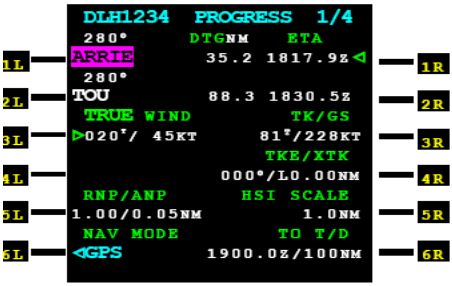


ETA [1L] – [5L]:
Отображает ETA в индицируемой точке, если вертикальный профиль вычислен. Значения отображаются для точек активного и изменённого плана полёта, включая точки ВПП, если отображены.
Значения, вычисленные FMS, отображаются мелким шрифтом белого цвета.
Поле данных отображает прочерки, если вертикальный профиль не вычислен.
Поле данных ничего не отображает в неактивном маршруте.
На земле поле отображает ETE, вместо ETA.

EFA [1R] – [5R]:
Отображает расчетный остаток топлива (EFA) в индицируемой точке, если вертикальный профиль вычислен. Значения отображаются для точек активного и изменённого плана полёта, включая точки ВПП, если отображены.
Значение, вычисленное FMS, отображается мелким шрифтом белого цвета.
Поле данных отображает прочерки, если вертикальный профиль не вычислен.
Поле данных ничего не отображает в неактивном маршруте.

© ЗАО «ГСС»

PROGRESS



TO T/C [6R]:
TO T/D [6R]:
TO E/D [6R]:
TO S/C [6R]:
TO S/D [6R]:

Отображает ETA и DTG на следующую точку маршрута, точку профиля, вычисленную VNAV:

- T/C, если режим CLB является активным, или,
- T/D, если режим CRZ является активным и самолёт находится в пределах 150 nm от T/D, или,
- S/C, если режим CRZ является активным и предварительно планируемая S/C существует в активном плане полёта, или,
- S/D, если режим CRZ является активным и предварительно планируемая S/D существует в активном плане полёта, или,
- E/D, если режим DES является активным, или,
- Заголовок поля и данные не отображаются, если данные не пригодны.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Значения ETA и DTG не отражаются при каком-либо изменении маршрута, до нажатия EXEC. Если самолёт находится на земле, ETE отображается вместо ETA.

© ЗАО «ГСС»

VNAV INVALID 1/3

Заголовок страницы отображает [VNAV] при следующих условиях:

- Проверка PDB или POLICY file CRC неисправна,
- Формат ID PDB не соответствует ожидаемому формату ID PDB FMS,
- Формат ID POLICY FILE не соответствует ожидаемому формату ID POLICY FILE FMS.

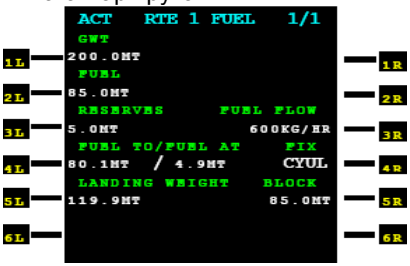


© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА FUEL ДЛЯ АКТИВНОГО МАРШРУТА

Для открытия страницы, нажмите [INIT/REF], <FUEL>.
Эта страница пригодна, если функция VNAV конфигурирована.

A. Страница FUEL активного маршрута.



TITLE: Заголовок страницы отображает RTE X FUEL и режим FMS:

- ACT: отображает участки активного маршрута,
- MOD: отображает участки изменённого маршрута, или
- “ “ (индикация отсутствует, нет плана полёта)

ПРИМЕЧАНИЕ:
Где (X) соответствует “1” или “2”, взависимости от того, какой маршрут является активным.

TOGW [1L]:
GWT [1L]:
Отображает величину TOGW или GWT, которая копируется со страницы PERF INIT 1/1.

FUEL [2L]:
или
FUEL (EST) [2L]:
Если самолёт находится на земле, поле заголовка отображает FUEL и объединённое поле данных отображает значение FOB, которое копируется со страницы PERF INIT 1/1 (если вес топлива от Fuel Computer достоверен).
В полёте, отображает значение FUEL и объединённый заголовок FUEL или FUEL (EST), который копируется от страницы PERF INIT 1/1.

RESERVES [3L]: отображает резервное количество топлива, которое копируется со страницы PERF INIT 1/1.

FUEL TO/FUEL AT [4L]:
FUEL TO – отображает расчетное необходимое количество топлива до точки FIX, основываясь на расчете топлива VNAV.
FUEL AT – отображает расчетное количество оставшего топлива в точке FIX, основываясь на расчете топлива VNAV.

LANDING WEIGHT [5L]: поле данных отображает расчетный посадочный вес, основываясь на взлётном весе и расчетном расходе топлива по маршруту.

FUEL FLOW [3R]: поле данных отображает расход топлива от DECU и APU, если они пригодны.

FIX [4R]: поле данных отображает назначенную точку для вычисления FUEL TO/FUEL AT. По умолчанию является аэропорт назначения, который определён на странице RTE в поле DEST.
BLOCK [5R]: это поле позволяет экипажу вводить первоначальный вес топлива на стоянке (BLOCK).
Это поле копируется на/от страницы PERF INIT и не изменяется на взлёте.

© ЗАО «ГСС»

03.30 ТИПЫ НАВИГАЦИОННЫХ УЧАСТКОВ

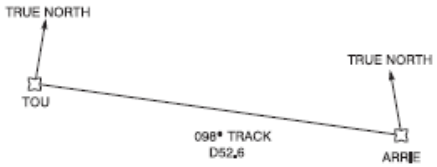
ВВЕДЕНИЕ

Для горизонтальной навигации, требуемый маршрут вводится в FMS через ключевую панель, например: маршрут компании, аэропорт вылета, аэропорт прибытия, маршрут выхода, точки маршрута, маршрут прибытия и захода на посадку.
Вводы и выборы опубликованных процедур передаются, используя 20 различных типов навигационных участков для определения горизонтальной траектории. Каждый из этих типов участков иллюстрируются графически с сопровождением индикации.

ЛИНИЯ ПУТИ К КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКЕ (TF LEG)

Полет между двумя фиксированными точками по кратчайшему расстоянию.



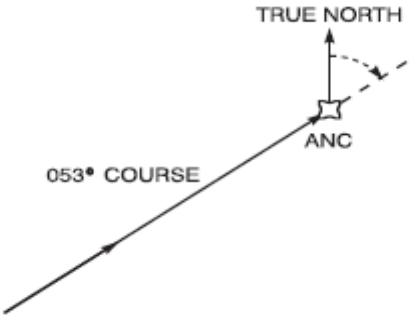


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ К КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКЕ (CF LEG)

Навигационный участок определяется конечной точкой и ЗПУ к этой точке.

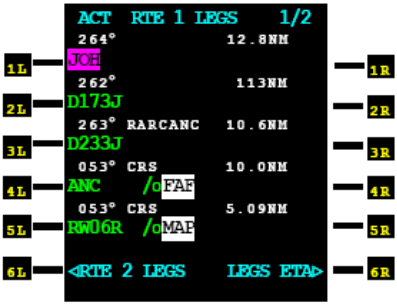


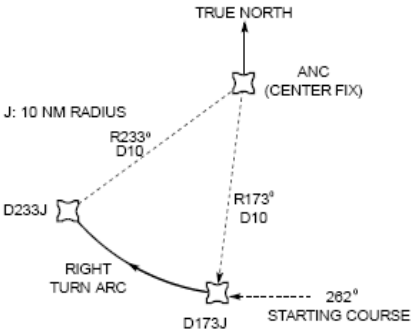


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ ПО ДУГЕ DME ИЛИ С ЗАДАННЫМ РАДИУСОМ К КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКЕ (AF И RF LEG)

Навигационный участок определяется дугой DME от определенного пеленга до контрольной точки или от одной контрольной точки к другой по дуге, с радиусом от определенной точки.



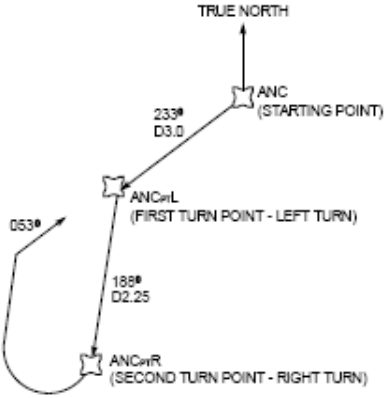


© ЗАО «ГСС»

РАЗВОРОТ ПО УСТАНОВЛЕННОЙ СХЕМЕ ДЛЯ ВЫХОДА НА ЗАДАННЫЙ КУРС (PI LEG)

Навигационный участок определён начальной точкой, начальным направлением, направлением разворота и курсом следования на точку FIX навигационного участка.



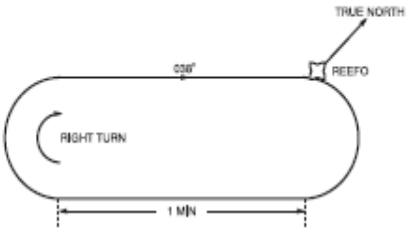


ПОЛЕТ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ, ЗАКАНЧИВАЕМЫЙ ВРУЧНУЮ, ДО КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ, С НАБОРОМ ВЫСОТЫ (HM, HF, HA LEGS)

Навигационный участок определён точкой, направлением разворота, курсом выхода и временем или расстоянием. Участок заканчивается:

- Пересечением точки и выход из зоны начат экипажем.
- Пересечение точки после завершения процедуры ввода (полёт в зоне с обратным курсом).
- Пересечение точки и достижение заданной высоты.



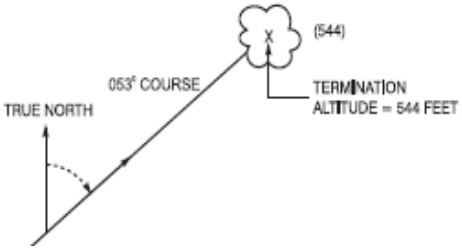


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ (CA LEGS)

Навигационный участок определён ЗПУ от предыдущего положения окончания участка и заданной высотой.

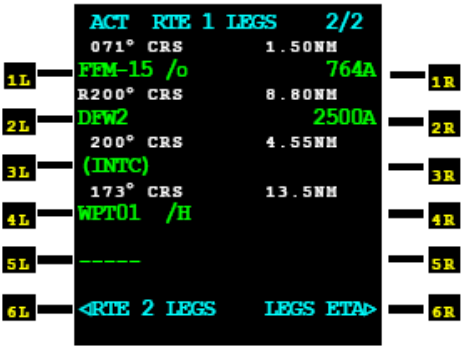


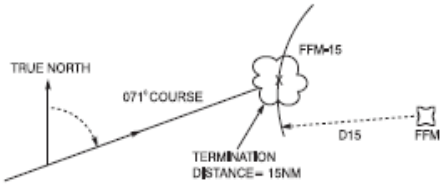


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ВЫХОДА НА ДУГУ DME (CD LEG)

Участок определён ЗПУ от текущего места самолёта и заканчивается при достижении заданного удаления от DME.

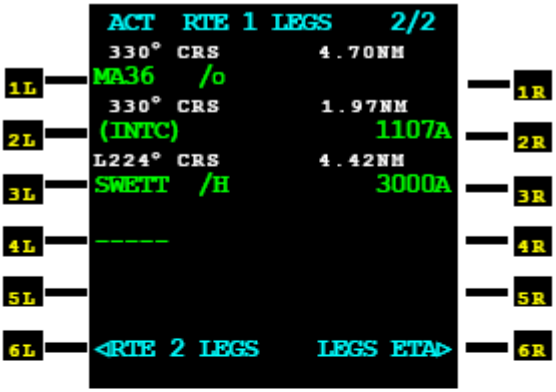


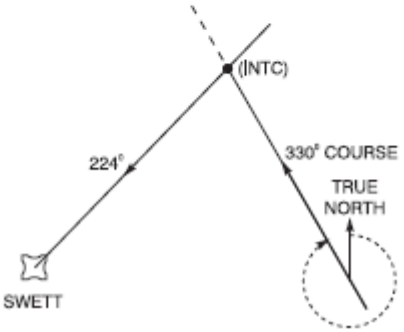


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ПЕРСЕЧЕНИЯ С ЗАДАННОЙ ЛИНИЕЙ ПУТИ (CI LEG)

Участок определен ЗПУ от текущего места самолёта до пересечения с определенной линией пути.

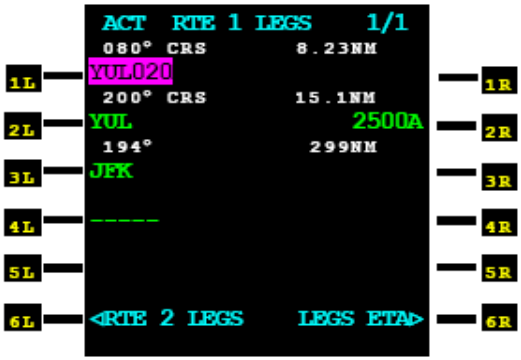


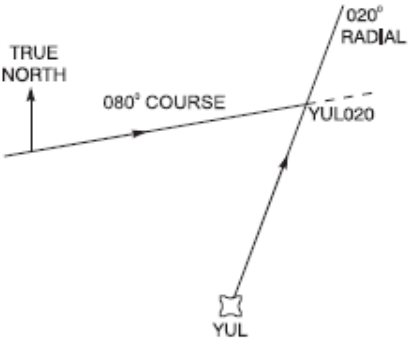


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ДО ВЫХОДА НА РАДИАЛ VOR (CR LEG)

Участок определен ЗПУ от текущего места самолёта до пересечения с определенным радиалом от VOR.

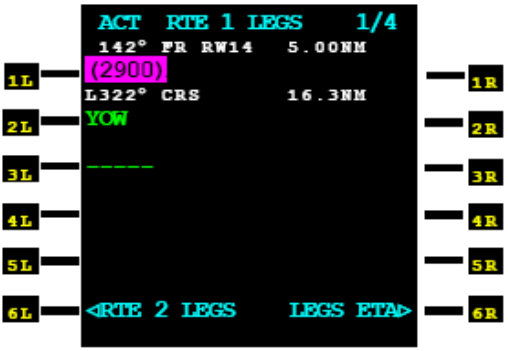


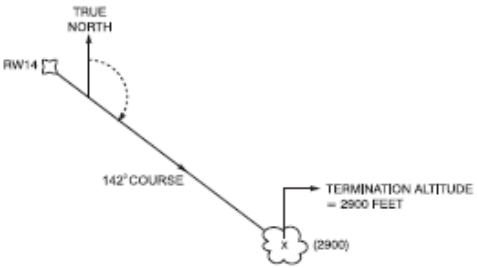


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ ДО ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ (FA LEG)

Участок определён точкой, ЗПУ и высотой окончания участка.



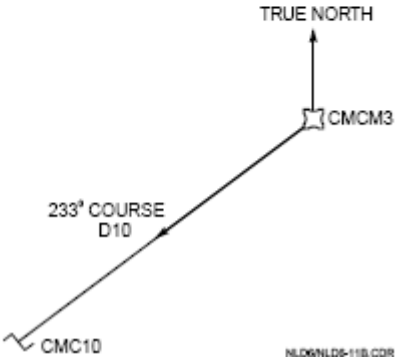


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ НА ОПРЕДЕЛЕННОЕ РАССТОЯНИЕ (FC LEG)

Участок определён точкой, ЗПУ и расстоянием от точки.

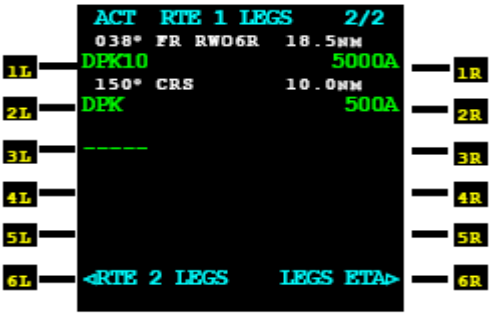


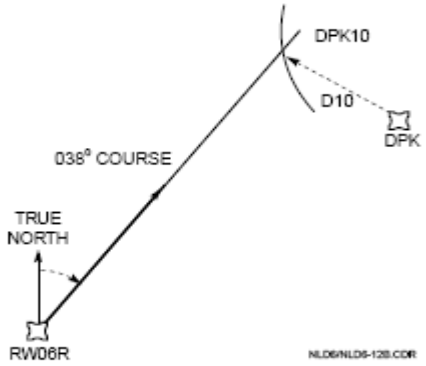


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ К ДУГЕ DME (FD LEG)

Участок определён ЗПУ от контрольной точки и заканчивается при достижении заданного удаления от DME.

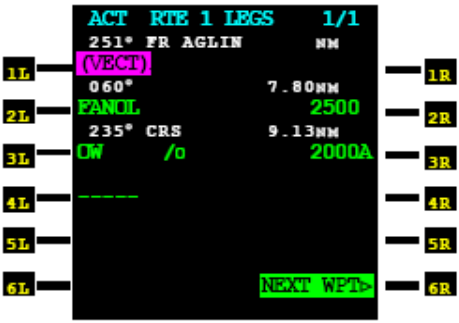


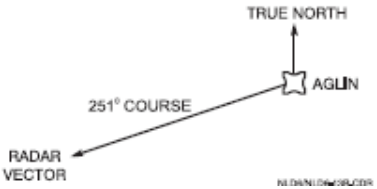


DME.

ПОЛЕТ С ЗПУ ОТ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ, ЗАКАНЧИВАЕМЫЙ ВРУЧНУЮ (FM LEG)

Участок определён точкой, ЗПУ и заканчивается вручную.



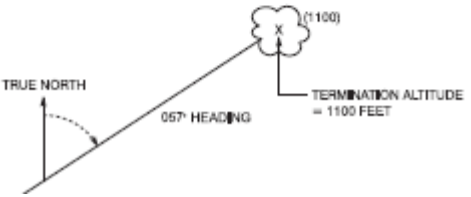


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ВЫХОДА НА ЗАДАННУЮ ВЫСОТУ (VA LEG)

Участок определён курсом от текущего места самолёта и заканчивается, когда достигнет заданной высоты.

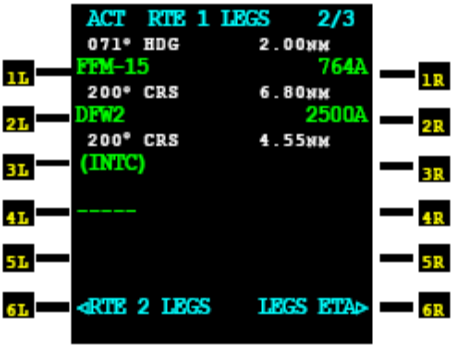


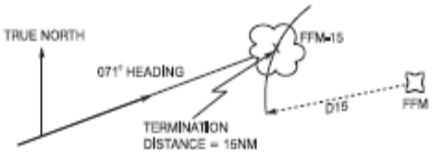


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ВЫХОДА НА ДУГУ DME (VD LEG)

Участок определён курсом от текущего места самолёта и заканчивается при достижении заданного удаления от DME.

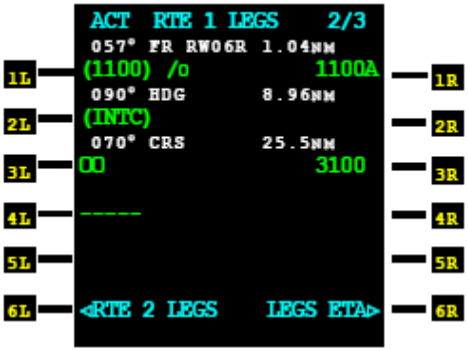


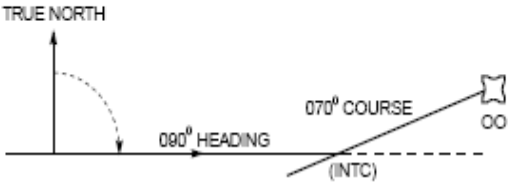


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ПЕРСЕЧЕНИЯ С ЗАДАННОЙ ЛИНИЕЙ ПУТИ (VI LEG)

Участок определен курсом от текущего места самолёта до пересечения с определенной линией пути.



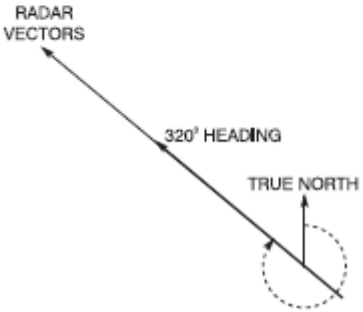


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ, ЗАКАНЧИВАЕМЫЙ ВРУЧНУЮ (VM LEG)

Участок определён курсом от текущего места самолёта и заканчивается вручную.



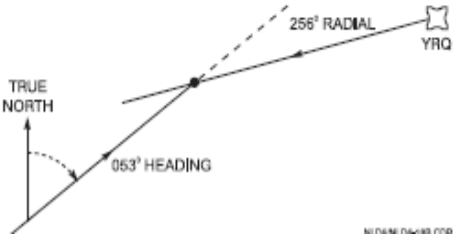


© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ ЗАДАННЫМ КУРСОМ ДО ВЫХОДА НА РАДИАЛ VOR (VR LEG)

Участок определён курсом от текущего места самолёта до пересечения с определенным радиалом от VOR.

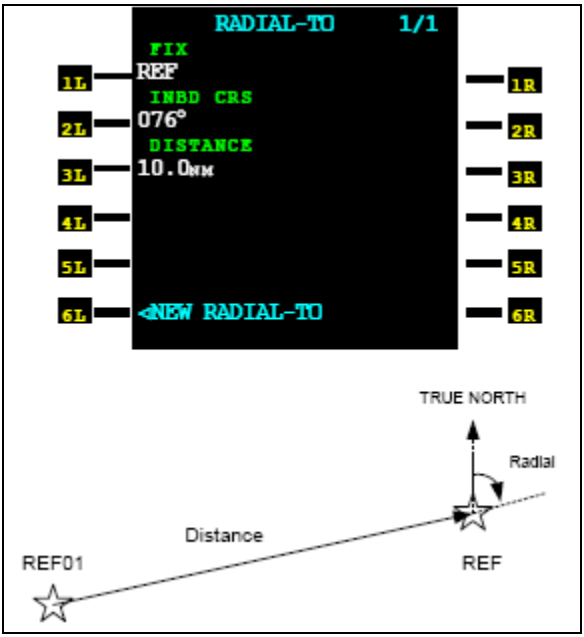




© ЗАО «ГСС»

РАДИАЛ НА ТОЧКУ

Участок определён точкой ввода и заданной точкой. Точка ввода создаётся радиалом и расстоянием до заданной точки. Заданная точка может быть точкой маршрута или другой точкой. Новый участок вводится в маршрут.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

03.40 СООБЩЕНИЯ НА MCDU

ПРЕДУПРЕЖДАЮЩИЕ СООБЩЕНИЯ

A. Предупреждающий сигнал системы.

Требуется немедленные действия пилота.
Отображается в желтом цвете на странице «Message Recall».
Отображается в желтом цвете в блокноте до подтверждения.
Предупреждающие сообщения имеют наивысший приоритет среди сообщений (не могут быть закрыты или переписаны вводом другого типа сообщений или данных). Они должны быть подтверждены нажатием клавиши CLR до того, как произойдет новый ввод данных.

B. Предупреждающий сигнал технического обслуживания.

Показывает состояние определенного отказа системы FMS.
Отображается желтым цветом на странице MAINT MESSAGES.
Не отображается в блокноте.
Имеет приоритет над Консультативными сообщениями технического обслуживания.

КОНСУЛЬТАТИВНЫЕ СООБЩЕНИЯ

A. Консультативные сообщения технического обслуживания.

Обозначаются пробелом.
Отображаются белым цветом в блокноте и не появляются на странице MESSAGE RECALL. Они отображаются на страницах MAINT MESSAGES.

B. Консультативные сообщения о состоянии.

Не требуют немедленных действий пилота, но свидетельствуют о состоянии отказа определенного оборудования.
Отображаются белым цветом на странице MAINT MESSAGES и в блокноте.
Имеют наименьший приоритет среди сообщений в строке ввода (могут быть закрыты и переписаны вводом любого другого типа сообщения).
Данные, введенные в строку ввода нажатием LSK, или с помощью наборной панели, имеют приоритет над консультативными сообщениями технического обслуживания.
Ввод ошибочных консультативных сообщений обозначается в блокноте предшествующим символом “!”.

© ЗАО «ГСС»

ДОСТУП К СТРАНИЦАМ СООБЩЕНИЙ

Доступ к страницам MESSAGE RECALL и MAINT MESSAGES может быть осуществлен с помощью клавиши [INIT REF], кнопки MSG или нажатием и удерживанием кнопки [INIT REF] дольше 1 секунды.

Когда имеет место более чем одно новое предупреждающее сообщение, сигнализатор MSG системы управления полетом FMS будет продолжать гореть до тех пор, пока все сообщения не будут поочередно просмотрены нажатием клавиши CLR, которая удаляет текущее сообщение и показывает следующее. Предупреждающие сообщения имеют наивысший приоритет и отображаются первыми.

Сообщения можно также удалить из блокнота, просмотрев на странице MESSAGE RECALL или MAINT MESSAGES. Некоторые сообщения удаляются автоматически, когда причина, вызвавшая это сообщение, была устранена или перестала быть актуальной.

© ЗАО «ГСС»

03.50 ПЕРЕЧЕНЬ ФОМАТОВ ДАННЫХ MCDU

Зарезервировано

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.00 СОДЕРЖАНИЕ

04.10 ПРОЦЕДУРЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ 1
ВВОД РАЗРЫВА В МАРШРУТ ПОЛЁТА 3
УДАЛЕНИЕ РАЗРЫВА В МАРШРУТЕ 3
ТОЧКИ МАРШРУТА “FLY-OVER” И “FLY-BY” 4
ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ПОСТРОЕНИЯ УЧАСТКОВ 6
КОПИРОВАНИЕ АКТИВНОГО МАРШРУТА 9
СОЗДАНИЕ ВРЕМЕННЫХ ТОЧЕК 10
ВВОД В МАРШРУТ УЧАСТКА RADIAL-TO 16
ВВОД УЧАСТКА МАРШРУТА НА НАВИГАЦИОННУЮ ТОЧКУ 18
ОТМЕНА ПАРАЛЛЕЛЬНОГО МАРШРУТА 22
ОТОБРАЖЕНИЕ И СОЗДАНИЕ ТОЧКИ “FIX” 23
ОБНОВЛЕНИЕ МЕСТА САМОЛЁТА 26
МАРШРУТ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ 27
ПРОЦЕДУРА DIRECT-TO/INTERCEPT 29
ЗОНА ОЖИДАНИЯ 38
04.20 ПРОЦЕДУРЫ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ 1
ПЛАНИРОВАНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ 1
ВЛИЯНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПЛАНА ПОЛЁТА НА ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПРОФИЛЬ 1
ОГРАНИЧЕНИЯ СКОРОСТИ 2
ОГРАНИЧЕНИЕ ТОЧКИ ПО ВЫСОТЕ 3
ОГРАНИЧЕНИЕ ТОЧКИ ПО ВРЕМЕНИ (RTA) 4
ТРЕБУЕМОЕ ВРЕМЯ ПРИБЫТИЯ (RTA) 5
ВВОД ДАННЫХ О ВЕТРЕ 7
04.30 ПРОЧИЕ ПРОЦЕДУРЫ 1
УСТАНОВКА ДАВЛЕНИЯ НА ВЫСОТЕ ПЕРЕХОДА 1
УДАЛЕНИЕ ТОЧКИ ИЗ МАРШРУТА 3
ПОСТРОЕНИЕ НЕАКТИВНОГО МАРШРУТА 5
ПОЛЁТ НА ОДНОМ ДВИГАТЕЛЕ 7
ТАКТИЧЕСКИЕ ФУНКЦИИ 14
04.40 НАСТРОЙКА РАДИОСРЕДСТВ 1
ВВЕДЕНИЕ 1
СТРАНИЦА RADIO 4
СТРАНИЦА VOR 8
СТРАНИЦА ADF 10
СТРАНИЦА XPDR/TCAS 11
СТРАНИЦА VHF 13
СТРАНИЦА HF 14
БИБЛИОТЕКА РАДИОСВЯЗИ 15

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

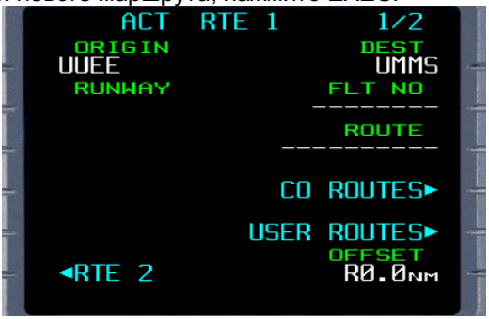
© ЗАО «ГСС»

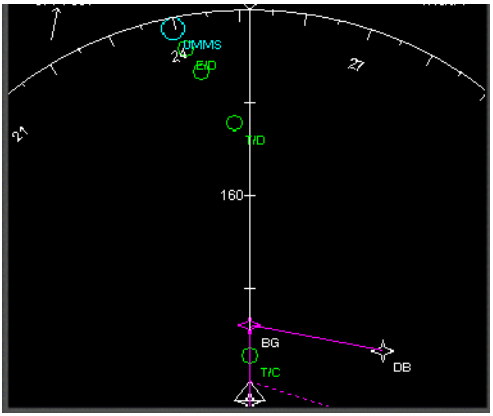
04.10 ПРОЦЕДУРЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

ВВОД НОВОГО ПУНКТА НАЗНАЧЕНИЯ

В полёте, при изменении пункта назначения, экипаж может ввести новый пункт назначения. Для этого необходимо:

1. Открыть страницу RTE 1 1/2 нажатием на клавишу [RTE].
2. Ввести в строку ввода новый идентификатор аэропорта назначения (например: Минск, UMMS).
2. Нажатием LSK 1R переместить идентификатор в поле DEST.
3. Построить маршрут до нового пункта назначения,
4. Для активизации нового маршрута, нажмите EXEC.





© ЗАО «ГСС»

ВРЕМЕННЫЙ ПЛАН ПОЛЁТА

Когда сделано какое-либо изменение в активном плане полёта, изменённый план полёта отобразится на ND и MCDU.

Для изменения плана полёта:

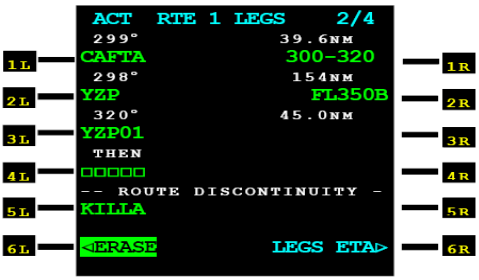
Нажмите [LEGS], [NEXT], [PREV].

Введите новый идентификатор WPT в строку ввода (например: YZP320/45).

Нажмите соответствующий LSK XL после той точки, откуда должен измениться план полёта, идентификатор отобразится под определённым номером (например: как YZP01).

После ввода новой точки появится разрыв в маршруте.

Нажмите [EXEC] для подтверждения изменений в маршруте или отмените их LSK 6L<ERASE>.



© ЗАО «ГСС»

ВВОД РАЗРЫВА В МАРШРУТ ПОЛЁТА

В нормальных условиях, активный маршрут формирует сплошную траекторию из соединенных точек (участков). Однако, разрыв в маршруте (ROUTE DISCONTINUITY) отобразится в плане полета, если конец участка не определён, или когда введенная точка не является частью существующего активного плана полета.

В этих случаях отобразится надпись THEN и пять клеточек (□□□□□) в поле данных сразу после введённой новой точки, затем следует строчка с надписью ROUTE DISCONTINUITY.

Вставка или удаление точки WPT принадлежащей маршруту, также создаст разрыв в маршруте.

УДАЛЕНИЕ РАЗРЫВА В МАРШРУТЕ

При отображении на странице RTE X LEGS “THEN” и “ROUTE DISCONTINUITY”.

Для удаления разрыва в плане полёта:

1. Нажмите NEXT для отображения нужной точки маршрута, которая находится после разрыва.
2. Копируйте или введите нужный идентификатор точки в строку ввода (в блокнот), нажатием соответствующего LSK XL.
3. Переместите точку в поле THEN нажатием соответствующего LSK, вместо клеточек появится идентификатор точки, который находился в строке ввода.
4. Проверьте курс и расстояние на предыдущем и последующем участках.
5. Нажмите [EXEC] для активации измененного маршрута или отмените изменение нажатием LSK 6L<ERASE.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Чтобы уменьшить объем работы при изменении маршрута удаление разрывов маршрута должно быть выполнено до нажатия EXEC.

© ЗАО «ГСС»

ТОЧКИ МАРШРУТА “FLY-OVER” И “FLY-BY”

Точки загружаются в маршрут с признаком FLY-BY (с углом упреждения на разворот) или FLY-OVER (без угла упреждения), как закодированы в навигационной базе данных.
По умолчанию, все точки, включая временные точки, введенные вручную, первоначально определяются как FLY-BY, если они специально не закодированы как FLY-OVER.
Любая точка может быть преобразована из одного типа в другой, за исключением MAP, которая всегда определяется как FLY-OVER и не может быть изменена.

А. ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ТОЧКИ ИЗ “FLY-BY” В “FLY-OVER”.

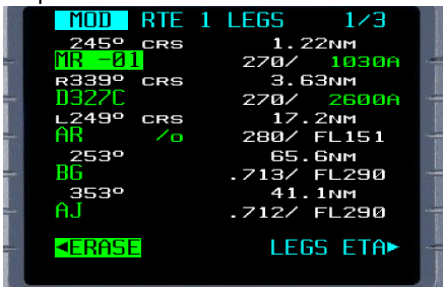
1. Введите в строку ввода признак “/O”.
2. Отобразите желаемую точку нажатием [LEGS] и NEXT или PREV (в активном или неактивном маршруте).
3. Переместите “/O” в поле выбранной точки нажатием соответствующего LSK.

Символ “/O” отобразится справой стороны от выбранной точки.

4. Нажмите [EXEC] для активации измененного маршрута или отмените изменения нажатием LSK 6L<ERASE.

После этих действий данная точка теперь определяется как FLY-OVER и упреждение на разворот подавляется только для выбранной точки.

Переход на следующий участок происходит автоматически, после пролёта точки или её траверза.



© ЗАО «ГСС»

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ТОЧКИ ИЗ “FLY-OVER” В “FLY-BY”.

ВНИМАНИЕ:

Будьте особенно внимательны, если какая-либо точка с признаком FLY-OVER, взятая из навигационной базы данных, преобразуется в точку FLY-BY (особенно точки FAF и MAP). Экипаж всегда несёт ответственность за нахождение в пределах разрешённой зоны и за выполнение всех ограничений по высоте.

1. Отобразите желаемую точку нажатием [LEGS] и PREV или NEXT.
2. Введите признак «/» в строку ввода и переместите его в поле расположения точки нажатием соответствующего LSK.

Символ “/O” удаляется от идентификатора точки.

3. Нажмите [EXEC] для активации измененного маршрута или отмените изменения нажатием LSK 6L<ERASE.

Выбранная точка теперь определена как FLY-BY и разворот выполняется, для перехода к следующему участку, с учётом упреждения на соответствующем удалении до пролёта точки.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Точка MAP всегда определена как FLY-OVER и не может быть преобразована в точку FLY-BY.
Любая зона ожидания, определённая над точкой отменяется, если эта точка преобразована в точку FLY-OVER.

© ЗАО «ГСС»

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ПОСТРОЕНИЯ УЧАСТКОВ

A. ПРИ ПРОЛЁТЕ ТОЧКИ FLY-BY

FMS устанавливает последовательность смены участков при пролёте точек FLY-BY только тогда, когда пересекает биссектрису активного и следующего участков или, когда пересекает линию пути активного участка, какой вариант будет первым.
В исключительных случаях, где следующий участок маршрута будет коротким, последовательное построение участков имеет место, основываясь на пересечении линии пути следующего участка, если эта ситуация возникла впервые.
Если самолёт выполняет заход на посадку, последовательное построение точки FAF возможно только тогда, когда самолёт развернётся в направлении на ВПП.

Во время первой половины переходного участка FLY-BY, между точкой первоначального разворота и точкой смены участка (биссектриса), активная точка отображается в негативном белом цвете на страницах LEGS и PROGRESS. Также, во время этого периода, сигнализационное сообщение о точке, посланное в EFIS, сохраняется, чтобы отобразить переход. Это выделяет тот факт, что HSI отображает информацию по управлению относительно следующего участка, несмотря на то, что текущий активный участок ещё не построен.

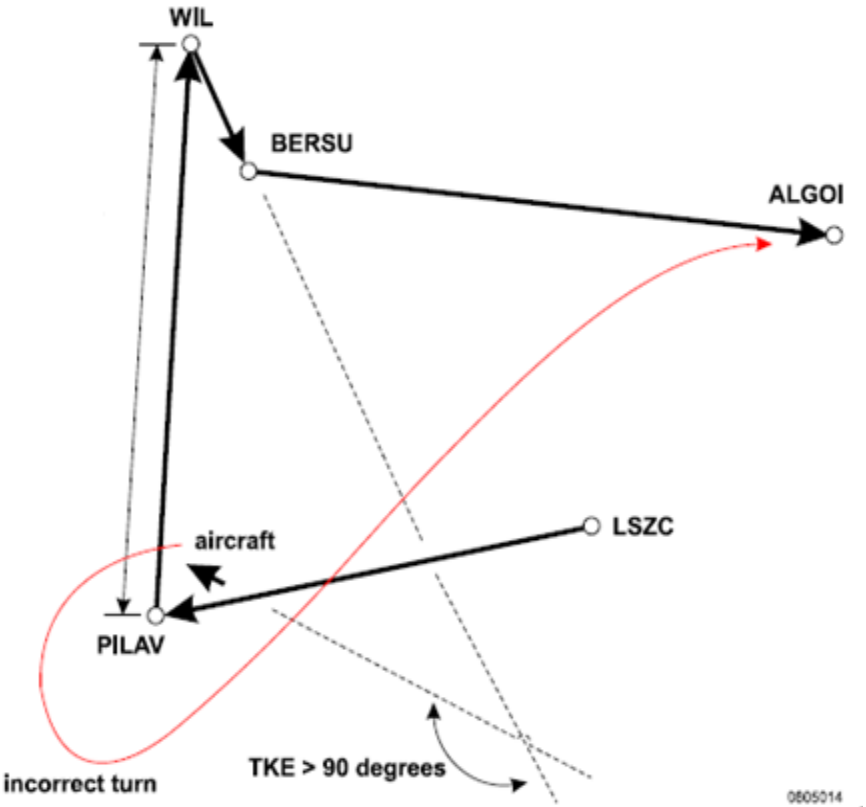
ВНИМАНИЕ:

Если активная траектория полёта имеет чрезмерную конфигурацию (в соответствии документу DO-283), экипаж должен выключить режим LNAV, так как он может дать команду на неожиданное выполнение разворота. Смотрите рисунок ниже.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Ниже приведённый пример отображает чрезмерную кофигурацию участков в сочетании путевой скорости, изменения путевого угла больше чем 120° и близко расположенных точек.

© ЗАО «ГСС»



План полёта с чрезмерной конфигурацией участков.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Точка "WIL", была бы последовательно построена во время разворота над точкой "PILAV", "BERSU" стала активной точкой. Над этой точкой угол выхода на линию пути (TKE) будет больше чем 90º, поэтому точка "BERSU" ещё не построена. Однако самолёт развернётся влево в направлении наименьшего угла выхода на линию пути.

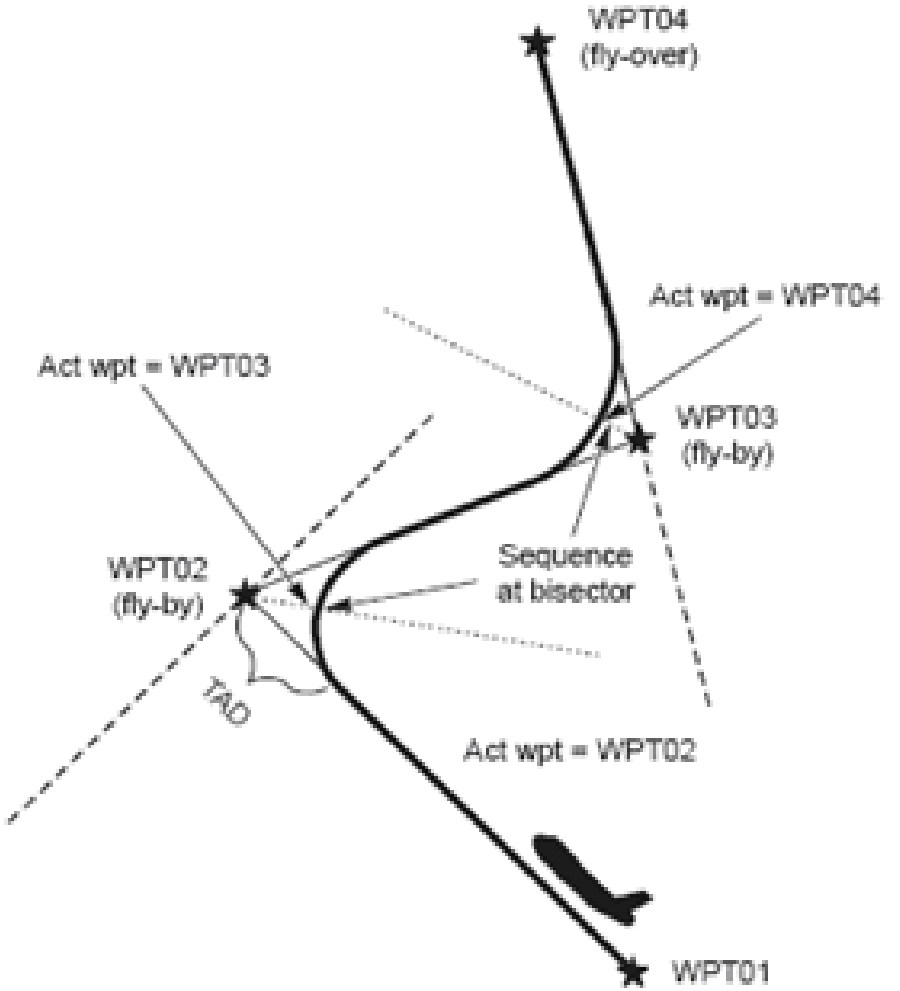
В. ПРИ БОЛЬШОМ ИЗМЕНЕНИИ КУРСА

Не обращая внимание на фазу полёта, изменение курса построенного участка больше чем на 125º, который не является частью опубликованной процедуры, выдаст сигнал для отображения в блокноте сообщения COURSE CHANGE >125 AHEAD.

Для примера, это сообщение появится в блокноте, когда точка "WIL" станет активной точкой.

C. ПРИ ПРОЛЁТЕ ТОЧКИ FLY-OVER

FMS устанавливает последовательность смены участков при прохождении точки FLY-OVER.



Маршрут с WPT типа FLY-BY и FLY-OVER.

© ЗАО «ГСС»

КОПИРОВАНИЕ АКТИВНОГО МАРШРУТА

Для копирования активного маршрута:

— Нажмите LSK5L<RTE COPY> для копирования активного маршрута (RTE1) в неактивный маршрут.

RTE 1 остается активным и используется для навигации.

— Нажмите CONFIRM>LSK6R, для подтверждения копирования маршрута.

После подтверждения RTE 2 появляется ERASE RTE 2<LSK6L.

— Нажмите [LEGS], для отображения точки неактивного маршрута RTE 2 LEGS.

— Измените скопированный маршрут на странице RTE x LEGS, для построения нового плана полета, основанного на текущем активном маршруте.

— Нажмите ACTIVATE> LSK 6R для активации выбранного маршрута.

До нажатия ACTIVATE>LSK6R, можно отменить активацию, нажав LSK6L<ERASE.

— Проверьте курсы и расстояния между участками маршрута.

— Нажмите [EXEC], для подтверждения активации RTE 2.

© ЗАО «ГСС»

СОЗДАНИЕ ВРЕМЕННЫХ ТОЧЕК

При получении разрешения на полёт от АТС по изменённому маршруту, точки которого отсутствуют в навигационной БД, экипажу для построения изменённого маршрута необходимо создать временные точки и сохранить их в БД пользователя.

Для этого необходимо:

1. Нажать INIT/REF,
2. Нажать NEW USER WPT (LSK 6L),
3. Ввести идентификатор точки в поле LSK 1L,
4. Ввести координаты точки в поле LSK 1R.

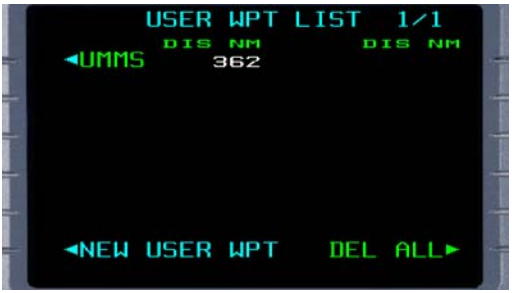
Временные точки создаются следующими способами:

	СПОСОБ СОЗДАНИЯ	ПРИМЕР ВВОДА	ND
A	PLACE BEARING/DISTANCE (WPT РАДИАЛ/ДАЛЬНОСТЬ)	YZP320/45	YZP01
B	PLACE BEARING/ PLACE BEARING (WPT РАДИАЛ/WPT РАДИАЛ)	CAFTA268/ YZP148	CAF01
C	WPT/ДАЛЬНОСТЬ WPT/РАДИАЛ	KILLA/±20 D173J/203	KIL01
D	LATITUDEL/LONGITUDE N(S)+ШИРОТА, E(W)+ДОЛГОТА	N5533.20 E03809.10	WPT01

ПРИМЕЧАНИЕ: FMS позволяет ввод максимум 99 временных точек.

© ЗАО «ГСС»





Список созданных точек можно просмотреть на странице USER WPT LIST нажатием на WPT LIST (LSK 6R).
Для стирания всех созданных точек необходимо нажать на DEL ALL (LSK 6R).

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ВРЕМЕННОЙ ТОЧКИ В МАРШРУТ

Примечание: Система позволяет ввод в план полёта максимум 99 временных точек.

ВВОД ТОЧЕК ИДЕНТИФИЦИРОВАННЫХ КАК “PLACE/BEARING/DISTANCE”

1. Откройте страницу LEGS.
2. Введите в блокнот азимут и расстояние от точки, разделённые наклонной чертой “/” (например: AR300/30).



3. Переместите точку из блокнота в нужное место в маршруте, нажатием соответствующего LSK.
Новая точка вводится впереди существующей точки.
Созданный идентификатор точки состоит из трёх букв и порядкового номера (например: AR01).



4. Проконтролируйте ввод точки проверкой курса и расстояния предыдущих и следующих участков.
5. Нажмимте [EXEC] для активизации изменённого маршрута.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ТОЧЕК ИДЕНТИФИЦИРОВАННЫХ КАК “PLACE/BEARING—PLACE/BEARING”

1. Откройте страницу LEGS.
2. Напечатайте в блокнот идентификатор первой опорной точки и азимут от этой точки, затем следует наклонная черта и идентификатор второй опорной точки и азимут от этой точки (например: AR280/DB200).



3. Переместите точку из блокнота в нужное место в маршруте, нажатием соответствующего LSK.
Новая точка вводится впереди существующей точки.
Созданный идентификатор точки состоит из трёх букв и порядкового номера (например: AR02).



4. Проконтролируйте ввод точки проверкой курса и расстояния предыдущих и следующих участков.
5. Нажмимте [EXEC] для активизации изменённого маршрута.
Точки, введённые как PLACE/BEARING - PLACE/BEARING отобразятся как точки PLACE BEARING/DISTANCE, основываясь на идентификаторе первой опорной точки.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ТОЧЕК РАСПОЛОЖЕННЫХ НА МАРШРУТЕ

1. Откройте страницу LEGS.
2. Введите в блокнот точку, которая является частью маршрута, затем наклонную черту и расстояние после этой точки (например: BG/40), или, Введите в блокнот точку, затем наклонную черту и расстояние до точки (например: BG/-20),
3. Переместите новую точку в место опорной точки на маршруте.





ВВОД ТОЧЕК РАСПОЛОЖЕННЫХ НА ДУГЕ (ARC)

1. Введите в блокнот опорную точку, находящуюся на дуге на определённом удалении от DME (например: D173J), наклонную черту, затем радиал от станции DME (например: D173J/203),
2. Переместите точку из блокнота в нужное место в маршруте, нажатием соответствующего LSK.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Все точки по маршруту должны быть введены в местоположение опорной точки, независимо их фактического положения относительно той точки.

Проконтролируйте ввод точки проверкой курса и расстояния предыдущих и следующих участков.
Нажмимте [EXEC] для активизации изменённого маршрута.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Если созданный участок точкой маршрута перекрывает ближайщую точку, из условия что создаётся обратный курс, точка маршрута не принимается и отображается ошибочное сообщение ввода данных “!OUT OF RANGE”.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ТОЧЕК ИДЕНТИФИЦИРОВАННЫХ КАК “LATITUDE/LONGITUDE”

1. Введите координаты в блокнот (например: N60W038).

ПРИМЕЧАНИЕ:

Координаты должны быть введены целым количеством градусов, целое количество минут с шагом до 0.01 минут необязательно.

2. Отобразите место желаемого ввода точки в маршруте, нажатием [LEGS].
3. Переместите точку из блокнота в нужное место в маршруте, нажатием соответствующего LSK.
4.Проконтролируйте ввод точки проверкой курса и расстояния предыдущих и следующих участков.
5. Нажмимте [EXEC] для активизации изменённого маршрута.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Название точки, автоматически обозначится как “WPT” за названием которой, следует порядковый номер. В качестве альтернативы, название точки может быть автоматически названо использованием широты и долготы в градусах. Эта опция выбирается на конфигурированных страницах.

ВВОД ТОЧЕК ИЗ НАВИГАЦИОННОЙ БАЗЫ ДАННЫХ

1. введите новый идентификатор точки в блокнот.
2. Отобразите место ввода точки в маршруте, нажатием [LEGS].
3. Переместите точку в желаемое место в маршруте, нажатием соответствующего LSK.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Если идентификатор не найден в базе данных, в блокноте появится сообщение “!NOT IN DATABASE”.

4.Проконтролируйте ввод точки проверкой курса и расстояния предыдущих и следующих участков.
5. Нажмимте [EXEC] для активизации изменённого маршрута.

© ЗАО «ГСС»

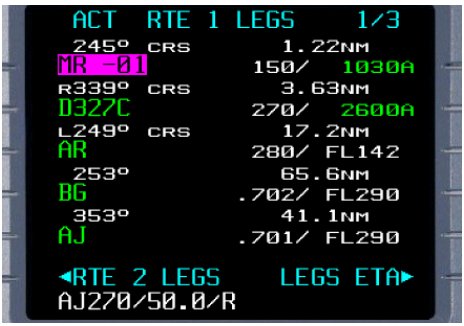
ВВОД В МАРШРУТ УЧАСТКА RADIAL-TO

Участок RADIAL-TO вводится на странице RTE1 RADIAL-TO. Для этого пилоту необходимо:

1. Ввести в блокнот (/R).
2. Нажать LSK точки, на которую пилот хочет определить процедуру RADIAL-TO (например: “AJ” LSK 5L).
3. После нажатия на LSK 5L “AJ”, отобразится страница RTE1 RADIAL-TO, где введите курс на точку AJ и расстояние (например: 270º и 50nm).



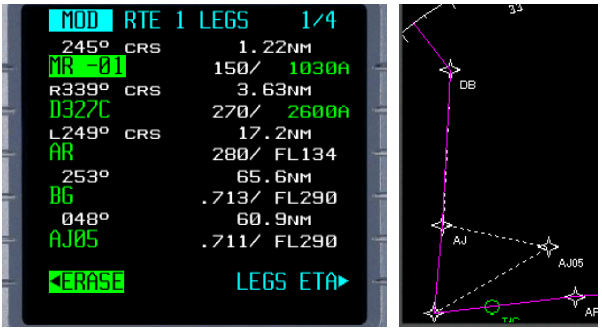
4. Нажмите NEW RADIAL-TO (LSK6L). В блокноте отобразятся данные заданной точки AJ270/50.0/R.



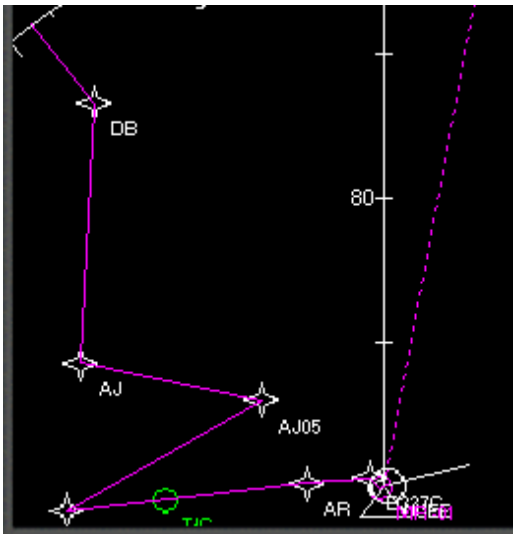
5. Для ввода участка RADIAL-TO на точку AJ в план полёта, нажмите “AJ” (LSK 5L).

© ЗАО «ГСС»

6. В плане полёта отобразится участок маршрута AJ05─AJ.
На ND отобразится участок AR─AJ05─AJ.



7. Для активизации участка, нажмите [EXEC].



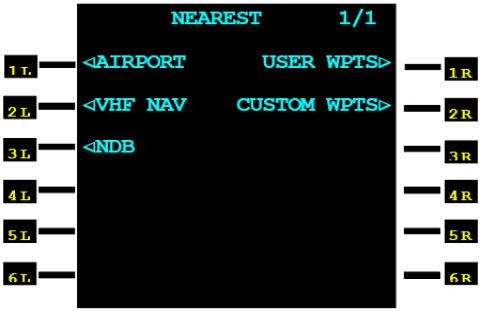
© ЗАО «ГСС»

ВВОД УЧАСТКА МАРШРУТА НА НАВИГАЦИОННУЮ ТОЧКУ

FMS отображает информацию о ближайших навигационных точках (до 50 точек) текущего воздушного пространства, азимут и дальность относительно текущего местоположения самолёта (PPOS) или опорной навигационной точки в пределах 640 nm.

ВЫБОР НАВИГАЦИОННОЙ ТОЧКИ

Для построения участка маршрута до ближайшей навигационной точки из базы данных, необходимо выбрать тип точки.
Нажмите [INIT/REF], затем NEAREST (LSK 5R).



На странице NEAREST 1/1 отобразятся типы навигационных точек:
— <AIRPORT (LSK 1L), в этом поле расположены ближайшие аэропорты,
— <VHF NAV (LSK 2L), в этом поле расположены ближайшие навигационные радиосредства типа VOR/DME,
— <NDB (LSK 3L), в этом поле расположены ближайшие навигационные радиосредства типа ADF,
— USER WPTS> (LSK 1R), в этом поле расположены ближайшие навигационные точки из базы данных экипажа,
— CUSTOM WPTS> (LSK 2R), в этом поле расположены ближайшие навигационные точки из базы данных компании.
Выбранная категория навигационных точек выводится в порядке увеличения удаленности от текущего местаположения самолёта. При первом открытии страницы NEAREST после холодного запуска (по умолчанию), точка отсчета устанавливается в текущее местоположение самолета (PPOS). Если точкой отсчета является PPOS, информация об азимуте и дальности обновляется каждые 10 секунд, для любого другого типа точки, азимут и расстояние вычисляются один раз (пока соответствующая страница не будет закрыта и открыта заново).
Для страницы NEAREST USER WPTS (ближайшие точки пользователя), азимут и дальность каждой отображенной точки обновляется каждые 10 секунд независимо от категории точки отсчета.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД УЧАСТКА МАРШРУТА

Для ввода участка маршрута до ближайшей навигационной точки, выберите страницу NEAREST и выберите нужную категорию навигационной точки, нажатием соответствующей клавиши LSK.
Просмотр других страниц осуществляется нажатием [NEXT] или [PREV].
Первый идентификатор на странице отобразится на негативном белом цвете.
При нажатии на другой LSK, соответствующий идентификатор отобразится на негативном белом цвете, и копируется в строку ввода.



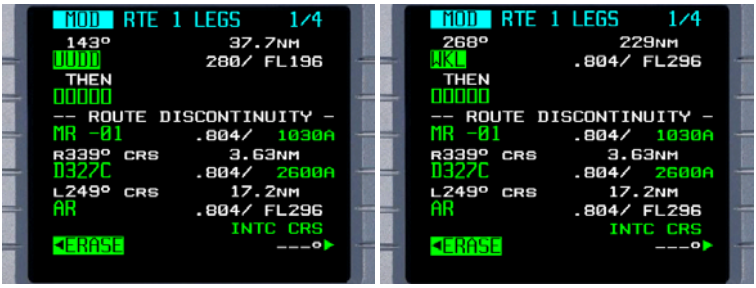


Точка отсчета REF ID (LSK 5R) по умолчанию выбирается PPOS.
В качестве точки отсчета может быть выбрана навигационная точка.
Для изменения точки отсчета, введите выбранную точку в строку ввода и нажмите REF ID (LSK 5R).

© ЗАО «ГСС»

Для ввода участка маршрута:

1. Выберите нужную навигационную точку нажатием соответствующей LSK, например: на странице NEAREST AIRPORT “UUDD” (LSK 4L) или на странице NEAREST VHF NAV “WKL” (LSK 4L).
2. Нажмите <DIRECT-TO (LSK 5L).
3. На ND и странице RTE 1 LEGS отобразится участок маршрута DIRECT-TO с индикацией UUDD или WKL в поле LSK 1L.
4. В поле LSK 6L отобразится ERASE на зелёном фоне и будет высвечиваться EXEC.
5. Для активизации участка маршрута необходимо нажать EXEC.



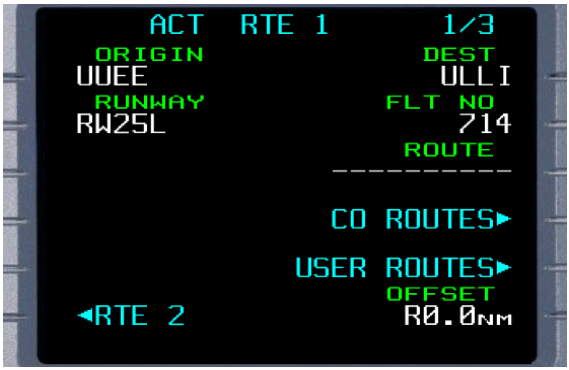
Примечание: Страницы NEAREST NDB, NEAREST USER WPTS, и NEAREST CUSTOM WPTS подобны страницам NEAREST VHF NAV.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ПАРАЛЛЕЛЬНОГО МАРШРУТА

Для ввода бокового смещения маршрута:

Нажмите [RTE] для отображения страницы ACT RTE 1 1/3.



Наберите в строке ввода направление и величину бокового смещения маршрута в милях (L10.0) и нажмите LSK6R для ввода в поле OFFSET.

Нажмите [EXEC] для активизирования бокового смещения маршрута.

Навигация и управление будут выполняться относительно параллельного маршрута, если LNAV подключен. FMS выход на параллельный маршрут будет выполнять под углом 45º, если значение бокового смещения больше чем нормальный предел. Горит сигнализатор OFST на MCDU.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Боковое отклонение маршрута возможно только на участках между двумя точками или определенных как DIRECT TO.

© ЗАО «ГСС»

ОТМЕНА ПАРАЛЛЕЛЬНОГО МАРШРУТА

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ОТМЕНА ПАРАЛЛЕЛЬНОГО МАРШРУТА

Активный с боковым отклонением маршрут автоматически отменяется при условии:

активный участок не является этапом на точку FIX (TF), или направлением на точку FIX (DF),

выполняется функция DIRECT-TO/INTERCEPT,

активный этап является частью захода на посадку,

зона ожидания определенна на активную WPT,

следующий участок является, дуга DME,

следующая активная WPT определена, как FLY-OVER.

ОТМЕНА ПАРАЛЛЕЛЬНОГО МАРШРУТА ВРУЧНУЮ.

Нажмите [RTE] для отображения страницы ACT RTE 1 1/3:

Наберите в строке ввода величину бокового отклонения «0» и нажмите LSK 6R для перемещения в поле OFFSET, или,

Нажмите [CLR] затем LSK 6R,

Нажмите [EXEC] для перехода на полет по основному маршруту.

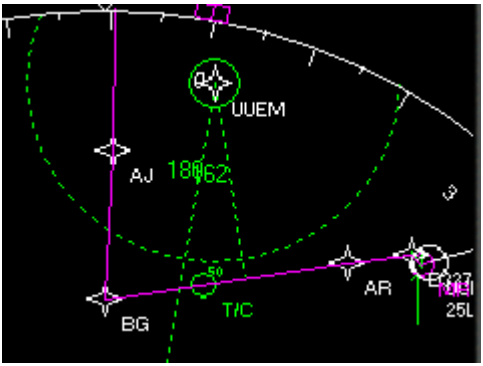
Сообщение “END OF OFFSET” отобразится в строке ввода. Сигнализация OFST на MCDU погаснет. Навигация и управление будут выполняться относительно исходного маршрута.

© ЗАО «ГСС»

ОТОБРАЖЕНИЕ И СОЗДАНИЕ ТОЧКИ “FIX”

Для отображения точки FIX, откройте страницу FIX INFO 1/1 нажатием на функциональную кнопку [FIX]:





1. Введите идентификатор точки в строку ввода и нажмите LSK 1L (например: UUEM).
2. Для выбора направления (на или от точки FIX), нажмите LSK 1R (REF).

Если в поле REF LSK 1R выбрана индикация FROM, отображается радиал и дистанция от точки FIX до самолета, если выбрана индикация TO, отображается путевой угол от самолета на точку FIX.

3. Для создания точки на маршруте, где радиал от введённой точки “FIX” пересекает трек, введите радиал в блокнот (например: 180) и нажмите LSK 3L или LSK 4L.
4. Для создания точки на маршруте, где прямая линия от точки “FIX” пересекает трек, введите наклонную черту и расстояние в блокнот (например: /50) и нажмите LSK 3L или LSK 4L.

© ЗАО «ГСС»

5. Для создания точки на маршруте, где самолёт пересекает траверз точки “FIX”, нажмите <ABEAM> (LSK 5L).

На дисплее отображается расстояние (DTG) и ETA до точки пересечения. Если радиал, расстояние или траверз точки fix не пересекает маршрут впереди самолёта, или точка пересечения не лежит в пределе 500nm от контрольной точки fix, отобразится предупреждающее сообщение “!INVALID INTERSECTION”.

ВВОД ТОЧКИ ПЕРЕСЕЧЕНИЯ В МАРШРУТ

Для ввода точки пересечения в маршрут:
1. Скопируйте строчку выбора пересечения в блокнот нажатием LSK 3L, LSK 4L или LSK 5L.
Точка пересечения отобразится в блокноте как PLACE BEARING/LISTANCE (например: UUEM 180.0/57.4).

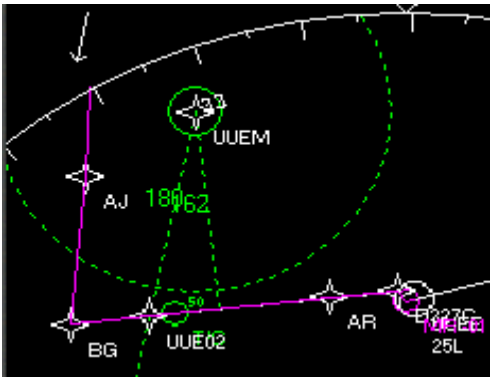
ПРИМЕЧАНИЕ:
Если идентификатор точки FIX состоит из 7 символов, точка пересечения отобразится в формате координат.



2. Отобразите желаемое место ввода в плане полёта нажатием LEGS, затем NEXT или PREV.
3. Переместите точку в желаемое место в плане полёта нажатием соответствующего LSL.

© ЗАО «ГСС»





4. Проверьте ввод точки и активизируйте изменённый маршрут нажатием кнопки [EXEC].

ПРИМЕЧАНИЕ:

— Если точка пересечения не найдена в активном плане полёта, страница FIX INFO сохранит ввод радиала или расстояние.

— Если конфигурирован стандарт ARINC 702, EFIS отобразит зелёный круг вокруг точки FIX.

— Радиал отобразится, как линия, пересекающая маршрут и выходящая из точки FIX зелёного цвета с цифровой индикацией.

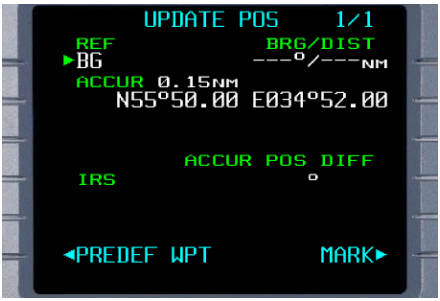
— Расстояние отображается как круг вокруг точки FIX зелёного цвета с радиусом равному введённому цифровому значению расстояния.

© ЗАО «ГСС»

ОБНОВЛЕНИЕ МЕСТА САМОЛЁТА

Для обновления местоположения самолёта:

- Откройте страницу INIT REF,
- Нажмите WPT LISTS (LSK 2R), затем PREFEF WPT (LSK 3L), [NEXT],
- Нажмите UPDATE POS (LSK 5L),
- Введите идентификатор известной точки в поле LSK1L.
- В момент пролёта известной точки, нажмите LSK 1L.



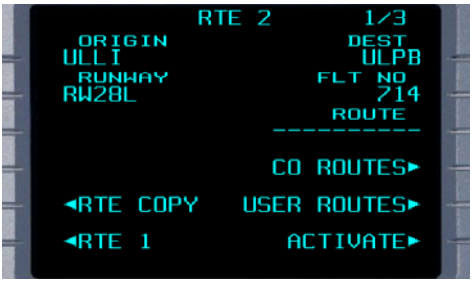
© ЗАО «ГСС»

МАРШРУТ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ

Маршрут на запасной аэродром строится как неактивный маршрут, который затем активизируется при уходе на запасной аэродром.

Для построения маршрута необходимо:

1. Нажать функциональный ключ [RTE], для допуска на страницу RTE 1.
2. Нажмите RTE2 (LSK6L) и введите аэродром ухода на запасной и запасной аэродром.
3. Нажмите ACTIVATE (LSK 6R) на странице RTE 2.



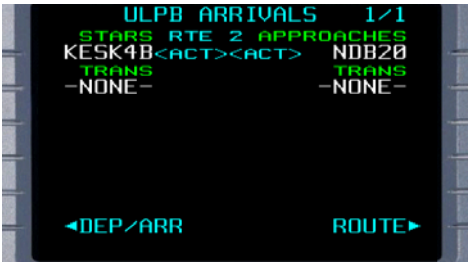
4. Для построения маршрута, нажмите [LEGS] и на странице RTE 2 LEGS введите точки маршрута и подтвердите (нажатием CONFIRM).



5. Введите в блокнот курс на первую точку (например:OLOBA) и затем переместите её в поле LSK 6R.
6. Для активизации маршрута, нажмите [EXEC].



7.Нажмите функциональный ключ [DEP/ARR] и введите STAR для запасного аэродрома.



8. Проверьте курсы и расстояния по маршруту, если требуется, уберите разрывы в маршруте.



9. Для активизирования маршрута, нажмите EXEC.

© ЗАО «ГСС»

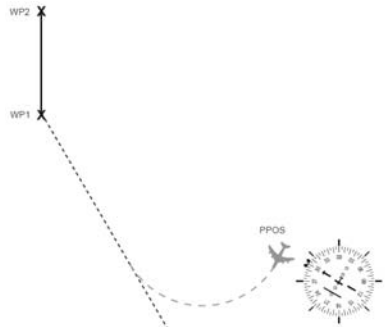
ПРОЦЕДУРА DIRECT-TO/INTERCEPT

ВВЕДЕНИЕ

Активный план полета может быть изменен в любое время вводом процедуры “DIRECT- TO” для выполнения навигации прямо на одну из последующих точек маршрута, или для захвата курса выхода на точку.
Точка DIRECT -TO может находится на маршруте или вне маршрута.
Ввод точки вне маршрута создаст разрыв в активном маршруте, который может быть убран.
Когда выбранная точка DIRECT-TO является частью текущего плана полета, все точки в плане полета, предшествующие этой точке, будут удалены.

СТАНДАРТНАЯ ПРОЦЕДУРА “DIRECT-TO”

Когда выполняется стандартная процедура DIRECT TO, FMS вычисляет курс выхода на точку на основе скорости самолета, текущего местоположения, фактического путевого угла и скорости ветра.
Команды по управлению креном, ошибке путевого угла (TKE) и линейному боковому уклонению (XTK) обеспечивают выход самолёта для захвата вычисленного курса.



Стандартная процедура DIRECT TO.

© ЗАО «ГСС»

“DIRECT TO” В АКТИВНОМ МАРШРУТЕ

При выполнении полёта на точку активного маршрута (например: BG), при получении разрешения от АТС следовать DIRECT-TO на другую точку этого маршрута (например: DB), пилоту необходимо:

1. Нажать [LEGS] для отображения страницы ACT RTE 1 LEGS 1/3.
2. Ввести с помощью клавиатуры идентификатор точки в строку ввода (DB) или скопировать выбранную точку маршрута (DB) нажатием соответствующей кнопки LSK.
3. Ввести в поле LSK 1L,

Статус ACT в заголовке изменяется на MOD. Отобразится прямой курс и расстояние от текущего местоположения самолета до TO WPT.



4. Проверьте курс и расстояние до точки (DB).

Информация на других страницах должна быть проверена до того, как участок полета DIRECT TO будет активизирован.

5. Нажмите [EXEC] для активизации процедуры DIRECT TO.

Точки в активном маршруте между первой и новой точками стираются. Состояние MOD замещается ACT.

Управление и навигация переходят к новому участку маршрута от текущего места на новую точку (DB).

Если автопилот подключён, самолёт начнёт разворачиваться на точку DB.

© ЗАО «ГСС»

“DIRECT TO” ВНЕ МАРШРУТА

1. Нажмите [LEGS] для отображения страницы ACT RTE 1 LEGS 1/3.
2. Введите в строку ввода идентификатор точки не входящей в активный маршрут.
3. Нажмите LSK 1L чтобы переместить выбранную точку в поле TO WPT.

Статус ACT в заголовке изменяется на MOD. Отобразится прямой курс и расстояние от текущего местоположения самолета до точки, которая выбрана вне маршрута.
Строка “THEN” и “ROUTE DISCONTINUITY” отобразятся сразу после ввода новой точки TO WPT.

4. Проверьте курс и расстояние участка до TO WPT.



5. Нажмите [EXEC] для активизации процедуры DIRECT TO на новую точку.
6. Уберите разрыв в маршруте, в соответствии с дальнейшим планом полета и разрешением УВД.

ПРИМЕЧАНИЕ:
В результате этой процедуры может быть создана одиночная точка, не соединенная с остальным планом полета.

© ЗАО «ГСС»

“DIRECT TO” В НЕАКТИВНОМ МАРШРУТЕ

Для выполнения процедуры DIRECT-TO в неактивном маршруте:

1.Откройте страницу RTE 2, нажатием на кнопку [RTE], затем RTE2 (LSK 6L).

2. В строку ввода введите идентификатор точки (например: BD),

3. Переместите точку в поле LSK 1L,

В поле 2L появится “THEN”, 5 квадратиков и “ROUTE DISCONTINUITY”.



4. Проверьте азимут и расстояние до выбранной точки.

5. Нажмите CONFIRM (LSK6R) для подтверждения участка.

6. Для активации участка необходимо вернуться на страницу RTE2 и нажать ACTIVATE (LSK 6R).

НАВИГАЦИЯ “DIRECT TO” С ЗАХВАТОМ КУРСА

Если функция захвата курса исполняется, (кнопка [EXEC] нажата), сигналы по навигации и управлению, выдаваемые системой FMS, (с учётом заданного трека, угла выхода на трек и линейного бокового уклонения) выполняются относительно курса выхода на точку (TO WPT). Используемый режим зависит от оборудования, установленного на самолете.

FMS первоначально вводит режим TRACK HOLD (TRK) до захвата участка выхода на точку.

© ЗАО «ГСС»

Если функция конфигурирована для выдерживания постоянного трека (TRK)

FMS вводит режим TRACK HOLD, при удовлетворении следующих условий:

- Функция DIRECT-TO/INTERCEPT исполняется (клавиша EXEC нажата).
- Самолет находится в полете и условия захвата трека/курса достоверны.
- Режим LNAV системы AP/FD включен.

Порядок этих условий не важен. Когда выполняются все три условия, текущий путевой угол/курс самолета выдерживается до тех пор, пока участок выхода не будет захвачен функцией бокового управления FMS, или до тех пор, пока режим LNAV не будет выключен.

Если LNAV выключен и установлен новый трек/курс, включение LNAV заново приведет к тому, что FMS будет поддерживать новый трек/курс.

Если FMS находится в режиме TRACK HOLD, она выполняет непрерывный контроль, чтобы определить, достигнут ли курс захвата. Проверки выполняются, когда режим TRACK HOLD активируется в первый раз, и повторяется периодически до тех пор, пока участок не будет захвачен функцией управления FMS.

Отмена режима TRACK HOLD

Режим TRACK HOLD отменяется при следующих условиях:

1. Если прогнозируемая точка захвата находится очень близко (например, меньше чем 0.1 nm) к точке окончания участка и самолет разворачивается от достоверного курса захвата, траектория вычисляется прямо на точку и выводится сигнализирующее сообщение DIRECT TO FIX. Отображение данных по управлению остаются относительно курса захвата.

ВНИМАНИЕ:

Условия, которые приведены в параграфе 1, могут привести к незначительному изменению трека/курса.

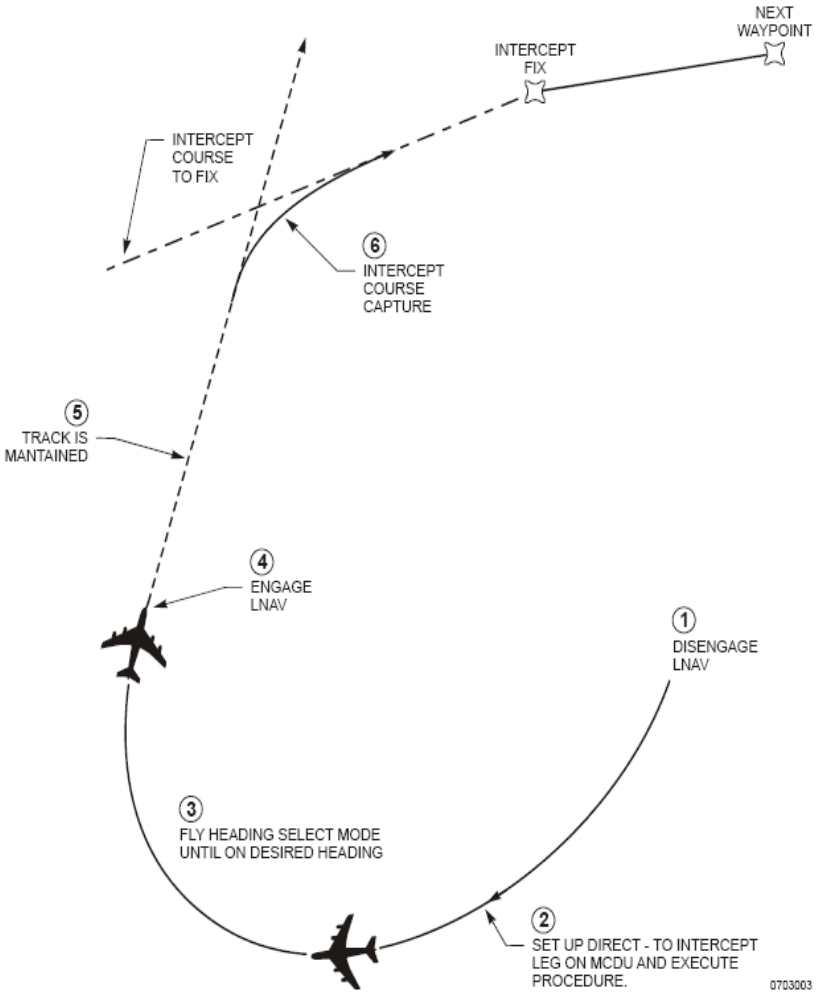
2.Если текущий путевой угол/курс самолета не пересекает участок захвата или угол выхода превышает 135º:

— Если боковое отклонение больше чем расстояние 45-ти градусного участка захвата, FMS выключает режим LNAV и появляется сообщение “NOT ON INTERCEPT TRK”.

— Если боковое отклонение меньше чем расстояние 45-ти градусного участка захвата, захват траектории не обеспечивается нормальной функцией управления FMS. Рекомендательное сообщение не появляется.

© ЗАО «ГСС»

ФАЗЫ ПОЛЕТА “DIRECT TO/INTERCEPT” (РЕЖИМ HEADING HOLD)



© ЗАО «ГСС»

3. Если угол выхода относительно курса захвата больше 90º и самолёт прошёл траверз точки захвата, режим LNAV AP/FD не включится и отобразится сообщение “NOT ON INTERCEPT TRK”.
При появлении сообщения NOT ON INTERCEPT TRK, FMS больше не поддерживает режим TRACK HOLD, и автоматическое управление самолетом будет выполняться нормальными режимами AP/FD. Однако, если LNAV выключен и установлен новый трек/курс для захвата курса, повторное включение LNAV вернет FMS в режим TRACK HOLD используя новый трек/курс самолёта.

“DIRECT-TO WPT” С ПРОЦЕДУРОЙ ЗАХВАТА

НА КУРСЕ INBOUND ПО УМОЛЧАНИЮ (ЗАХВАТ УЧАСТКА)

Введите идентификатор желаемой точки в строку ввода:

1. Нажмите [LEGS] для отображения страницы ACT RTE 1 LEGS.
2. Перместите идентификатор точки в поле TO WPT нажатием LSK 1L.

В строке LSK 6R отобразится INTC CRS с путевым углом выхода на WPT средним шрифтом.
Если DIRECT TO WPT является частью активного маршрута, тогда путевым углом выхода по умолчанию будет заданный путевой угол участка маршрута на выбранную WPT.
Если эта точка не принадлежит маршруту, курсом по умолчанию будет направление от текущего места самолета на выбранную точку, и отобразится также как курс TO WPT.

3. Выберите режим DIRECT TO INTERCEPT с курсом по умолчанию нажатием INTC CRS (LSK 6R).

Курс INBOUND по умолчанию изменит шрифт на большой и копируется в поле курса TO WPT.
Если текущий трек/курс не захватит курс INBOUND до занятия точки TO WPT, отобразится рекомендательное сообщение “NOT ON INTERCEPT TRK”.

4.Проверить курс и расстояние участка до точки TO WPT.

Примечание: Если путевой угол/курс самолёта неправильный, доверните самолет в направлении заданного путевого угла/курса до нажатия [EXEC].

5. Нажмите [EXEC] для активации режима DIRECT TO.

В заголовке режим “MOD” заменится на “ACT”.
Навигация и управление перейдут на новый участок от текущего места самолета для захвата курса INBOUND на точку TO WPTна текущем путевом угле/курсе.

© ЗАО «ГСС»

НА ВВЕДЁННОМ ВРУЧНУЮ КУРСЕ INBOUND (ЗАХВАТ КУРСА)

Введите идентификатор желаемой точки в строку ввода:

1.Нажмите [LEGS] для отображения страницы RTE 1 LEGS.

2. Переместите идентификатор точки в поле TO WPT нажатием LSK 1L.

3. Введите курс на точку в блокнот и переместите в поле [6R].

4. Выберите режим DIRECT TO INTERCEPT нажатием INTC CRS (LSK 6R).

В строке LSK 6R отобразится подсказка INTC CRS, которая отобразит курс INBOUND из блокнота крупным шрифтом. Курс INBOUND из блокнота так же копируется в поле TO WPT.

Если текущий путевой угол/курс не захватывает курс INBOUND до занятия точки TO WPT, то отображается рекомендательное сообщение NOT ON INTERCEPT TRK.

5. Проверить и подтвердите курс и расстояние участка до точки TO WPT.

Примечание: Если путевой угол/курс самолёта неправильный, доверните самолет в направлении заданного путевого угла/курса до нажатия [EXEC].

6. Нажмите [EXEC] для активации участка DIRECT TO.

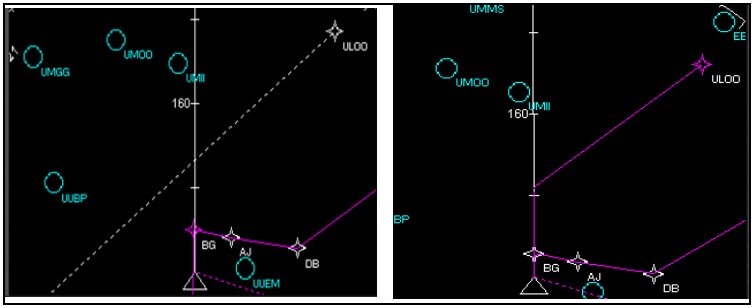
В заголовке режим “MOD” заменится на “ACT”.

Навигация и управление перейдут на новый участок от текущего места самолета для захвата курса INBOUND на точку TO WPTна текущем путевом угле/курсе.

Примечание: Если получено разрешение о выполнении полёта на новом курсе, для захвата курса INBOUND, управление самолетом переходит на новый курс и повторное включение LNAV заставит FMS выполнять полет на новом курсе захвата.

© ЗАО «ГСС»


MOD RTE 1 LEGS 1/3
300° CRS 274NM
ULOO
THEN
DDDDD
-- ROUTE DISCONTINUITY -
BG
353° 41.1NM
AJ
351° 72.0NM
DB
INTC CRS
◄ERASE 300°
ACT RTE 1 LEGS 1/3
305° CRS 265NM
ULOO
THEN
DDDDD
-- ROUTE DISCONTINUITY -
BG
353° 41.1NM
AJ
351° 72.0NM
DB
◄RTE 2 LEGS LEGS ETA►

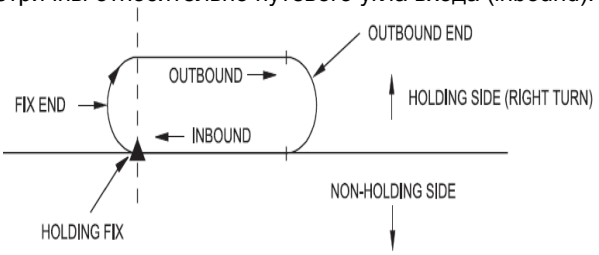

UMGG
UMOO
UMII
ULOO
160
UUBP
BG
AJ
DB
UUEM
UMMS
EE
UMOO
ULOO
UMII
160
BP
BG
AJ
DB

© ЗАО «ГСС»

ЗОНА ОЖИДАНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

FMS управляет самолетом в зоне ожидания типа «ипподром» над контрольной точкой зоны ожидания (HOLDING FIX).
Параметры зоны ожидания вводятся как до взлета, так и во время полета по маршруту.
HOLDING FIX вводится как WPT маршрута. Эта WPT может быть выбрана заранее, чтобы по достижении ее, FMS обеспечивала управление входом в зону ожидания и пребывания в ней до тех пор, пока полет в зоне ожидания не закончится автоматически или будет прерван пилотом.
С помощью схемы на рисунке ниже дано описание зоны ожидания с правым разворотом. Для зоны ожидания с левым разворотом вход в зону и схема полета симметричны относительно путевого угла входа (inbound).

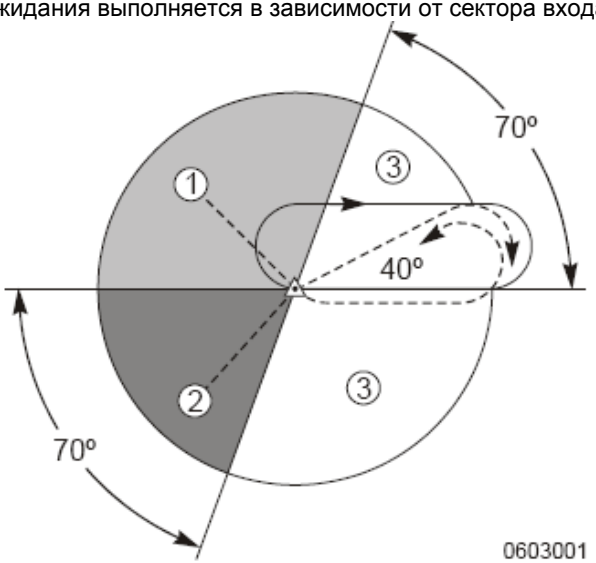


Вход в зону ожидания, может выполняться в ручном режиме или под управлением автопилота. Когда полет в зоне ожидания выполняется вручную, промежуточные точки зоны ожидания (включая процедуру входа) следует выполнять немного с внешней стороны условного обозначения точки FIX (треугольника или прямоугольника), представленной на рисунке схемы входа.

© ЗАО «ГСС»

ПРОЦЕДУРЫ ВХОДА В ЗОНУ ОЖИДАНИЯ

Вход в зону ожидания выполняется в зависимости от сектора входа.



СЕКТОР 1 – ПАРАЛЛЕЛЬНЫЙ ВХОД (PARALLEL ENTRY).

1. По достижении HOLDING FIX, выполните разворот на обратный курс зоны ожидания, длина параллельного этапа приблизительно в 2.6 раза превышает радиус разворота, затем;
2. Выполните левый разворот в сторону зоны ожидания, чтобы выйти на линию пути по направлению на точку FIX, затем;
3. После пролета HOLDING FIX, выполнить правый разворот и дальнейший полет по схеме зоны ожидания.

СЕКТОР 2 – ВХОД УГЛОМ ОТВОРОТА (OFFSET ENTRY ИЛИ TEAR DROP)

1. По достижении точки HOLDING FIX, выполните отворот на угол 40º, в сторону зоны ожидания, от линии пути на точку FIX (INBOUND TRACK), затем;
2. Выполните полет в течении 1 (1,5) минуты или до заданной дальности, затем;
3. Выполните правый (левый) разворот для выхода на INBOUND TRACK зоны ожидания,
4. При повторном пролете HOLDING FIX, выполните правый (левый) разворот согласно схеме в зоне ожидания.

СЕКТОР 3 – ПРЯМОЙ ВХОД (DIRECT ENTRY)

При пролете HOLDING FIX, выполните правый (левый) разворот согласно схемы зоны ожидания.

© ЗАО «ГСС»

ГЕОМЕТРИЯ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

Первоначальная геометрия зоны ожидания рассчитывается при первом пролете HOLDING FIX, на основе текущей истинной воздушной скорости, вычисленном ветре и угла крена в зависимости от угловой скорости 1-го разворота, или не превышая 25º, значение которого наименьшее. Размер зоны ожидания сравнивается с размерами защищенного пространства, с учетом небольшого буфера, определенного ICAO для максимальной скорости в зоне ожидания и максимального ветра для этой высоты.

МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ ПО ICAO

Aircraft Type	Altitude (feet)	Maximum IAS (knots)
Fixed wing, slow	0-14,000	170
Fixed wing, fast	0-14,000	230
(Aerobatic)	14,000-20,000	240
	20,000-34,000	265
	34,000 and above	0.83 Mach

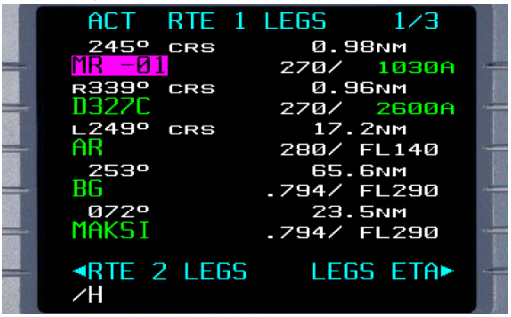
Примечание: Геометрия зоны ожидания обеспечивает параллельность этапов подхода и отхода.

© ЗАО «ГСС»

ЗОНА ОЖИДАНИЯ НАД ТОЧКОЙ МАРШРУТА

Для построения зоны ожидания над точкой активного маршрута:

1.Нажмите [HOLD] для отображения признака (/H) в строке ввода на странице ACT RTE x LEGS 1/X;



Или

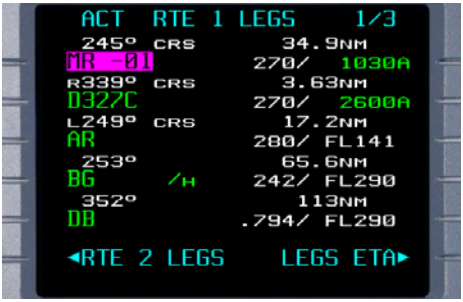
2. Нажмите [LEGS] и введите в строку ввода признак (/H),
3. Выберете в маршруте WPT, над которой предполагается выполнение зоны ожидания,
4. Нажмите соответствующую LSK XL для присвоения признака (/H) заданной WPT.



© ЗАО «ГСС»

5. Нажмите [EXEC] для активизирования зоны ожидания.
6. Вернитесь на страницу RTE 1 LEGS, нажатием LEGS.

Отобразится страница RTE 1 LEGS и WPT с признаком (/H).
Зона ожидания подготовлена к исполнению над выбранной WPT.
По достижении этой WPT, обеспечивается выполнение стандартного входа, в строке заголовка страницы будет отражен статус ACT RTE 1 HOLD.



ИЗМЕНЕНИЕ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

Отобразите зону ожидания, нажатием [HOLD].

На странице RTE 1 HOLD отобразятся значения параметров зоны ожидания.

Для изменения параметров зоны ожидания, выполните приведенную ниже процедуру ручного ввода параметров зоны ожидания:

1. Для изменения направления разворота в зоне ожидания нажмите LSK 2L,
2. Введите в строку ввода новый путевой угол выхода на точку INBOUND FIX и переместить его в поле INBD CRS нажатием LSK 3L,
3. Введите в строку ввода новое время полета на прямолинейном этапе и нажмите LSK 4L для перемещения его в поле LEG TIME.

Поле LEG DIS заменится символами(--,-).

В заголовке страницы HOLD появится MOD RTE 1 HOLD.

4. Нажмите [EXEC] для подтверждения изменений параметров зоны ожидания.

© ЗАО «ГСС»

ЗОНА ОЖИДАНИЯ ВНЕ МАРШРУТА

1. Введите идентификатор WPT в строку ввода с признаком (/H) (например: BD/H).

ПРИМЕЧАНИЕ:

Если точки нет в навигационной базе данных, пилот должен создать временную точку и вставить её в заданное место в маршруте до того, как будет определена зона ожидания.



2. Откройте страницу LEGS и вставьте данную точку с зоной ожидания в соответствующем месте маршрута.

На экран будет выведена страница MOD RTE 1 HOLD.
Измените параметры зоны ожидания, следуя ручной процедуре ввода, описанной выше.

4. Проверьте параметры зоны ожидания и нажмите на [EXEC] для активизации изменений и подготовки зоны ожидания к выполнению.

Примечание:

1. Если WPT вставлена в поле TO WPT, нажатие [EXEC] приведет к навигации DIRECT TO на точку зоны ожидания без направления входа.

2. Если необходимо задать направление входа, вернитесь на страницу LEGS и задайте направление входа до нажатия [EXEC].

© ЗАО «ГСС»

ЗОНА ОЖИДАНИЯ НАД ТЕКУЩИМ МЕСТОМ

1. Нажмите [HOLD] для отображения страницы RTE 1 LEGS 1/X с признаком (/H) в строке ввода.



ПРИМЕЧАНИЕ:

Чтобы отменить процедуру на этом этапе, нажмите [LEGS]. Подсказка <HOLD PPOS> на LSK 6R заменится обычной подсказкой <LEGS ETA>

2. Нажмите HOLD PPOS >LSK 6R для отображения параметров зоны ожидания в текущем месте самолета.

Отобразится страница MOD RTE 1 HOLD 1/1 с идентификатором FIX "PPOS".

При необходимости измените параметры зоны ожидания.



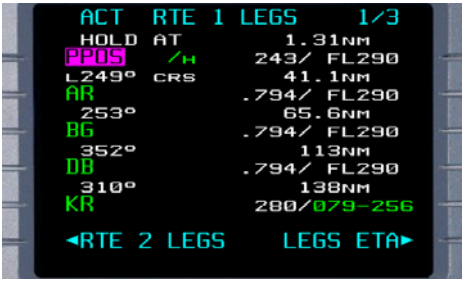
3. Нажмите [EXEC] для немедленной активизации зоны ожидания над текущим местом самолета.

Текущее место задается в момент нажатия клавиши [EXEC].
Статус MOD в строке заголовка изменяется на ACT.
FMS выполняет стандартный вход в зону ожидания.
Если направление входа не совпадает с текущим направлением, будет выполняться соответствующая стандартная процедура входа в зону ожидания.

Примечание: Зона ожидания над текущим местом самолета может быть приведена в действие только с использованием описанной выше процедуры. Ручной ввод "/H" не может быть использован.

© ЗАО «ГСС»

При нажатии [EXEC] идентификатор PPOS/H отобразится в поле TO WPT страницы ACT RTE 1 LEGS 1/3.



Если, в дальнейшем, выполняется полёт на точку DIRECT TO, которая не существует в текущем маршруте, зона ожидания удаляется.
PPOS/H стирается со страницы ACT RTE x LEGS 1/X и вводится соответствующая точка в первое поле страницы ACT RTE x LEGS 1/X перед разрывом в маршруте и первоначальный маршрут.

© ЗАО «ГСС»

ВЫХОД ИЗ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

ВЫХОД ИЗ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ НАД ТОЧКОЙ “FIX”

При нахождении в зоне ожидании над точкой FIX и отображении страницы RTE 1 LEGS индицируется:

– HOLD AT над полем LSK 1L.



Нажмите [HOLD] для отображения зоны ожидания. На странице RTE 1 HOLD в поле LSK 6R отобразится индикация EXIT HOLD.

Нажмите EXIT HOLD >LSK 6R для подготовки процедуры выхода из зоны ожидания.



<EXIT HOLD> изменится на <RESUME HOLD> и отобразится <ERASE> в зеленом негативном цвете.

Статус ACT изменится на MOD и загорится сигнализатор [EXEC].





Нажмите [EXEC] для активации процедуры выхода из зоны ожидания.

Навигация и управление обеспечиваются для немедленного разворота прямо на точку HOLDING FIX, чтобы покинуть зону ожидания над HOLDING FIX и затем продолжить активный маршрут.

© ЗАО «ГСС»

Немедленный разворот не применяется до первого разворота в зоне ожидания.
Если экипажу необходимо выйти из зоны ожидания во время первого пролета, должна быть выполнена процедура DIRECT TO на следующую точку, как описано ниже.

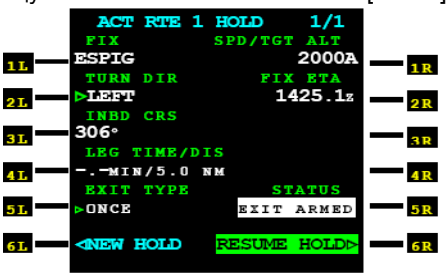
ВЫХОД ИЗ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ МЕТОДОМ “DIRECT-TO” НА ТОЧКУ “FIX”

Выполните полёт DIRECT-TO на точку FIX.

Когда процедура DIRECT TO подтверждена, навигация и управление обеспечивают разворот на курс входа в зону ожидания. Пролет HOLDING FIX осуществляется по типу FLY OVER.

ПРОДОЛЖЕНИЕ ПРОЦЕДУРЫ ОЖИДАНИЯ

Если процедура зоны ожидания определена и требуется оставаться в зоне ожидания, должна быть выполнена следующая процедура:
1. Отобразите страницу ACT RTE 1 HOLD нажатием [HOLD].



2. Для продолжения процедуры ожидания, нажмите RESUME HOLD (LSK 6R).
Подсказка “RESUME HOLD” исчезает, состояние меняется на RESUMING HOLD, тип выхода меняется на MANUAL и подсказка <ERASE> отобразится на зелёном фоне. “ACT” меняется на “MOD” и горит сигнализатор EXEC.

Примечание: Возобновление ожидания может быть отменено в этой точке нажатием <ERASE> (LSK 6L). Подсказка возвращается “NEW HOLD”, подсказка <RESUME HOLD> отображается на зелёном фоне, статус меняется на EXIT ARMED, “MOD” возвращается в “ACT” и EXEC гаснет.

Примечание: После того, как процедура ONCE или AT TGT ALT была изменена на ручной режим зоны ожидания, невозможно вернуть процедуру зоны ожидания из навигационной базы данных.

3. Подтвердите возобновление процедуры ожидания нажатием <EXEC> (LSK 6R).
Подсказка «RESUME HOLD” изменится на EXIT HOLD, состояние меняется на IN PROGRESS и появляется подсказка <NEW HOLD>. Статус “MOD” меняется на “ACT” и EXEC гаснет.

© ЗАО «ГСС»

УДАЛЕНИЕ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

ДО ВХОДА В ЗОНУ ОЖИДАНИЯ

1. Отобразите желаемую точку с зоной ожидания нажатием [LEGS].
2. Введите в строку ввода символ “/ “.
3. Нажмите соответствующую LSK XL для отмены зону ожидания.

Признак выбранной WPT (/H) удаляется. WPT из маршрута не удаляется.

4.Нажмите [EXEC] для активизации изменений в маршруте.

ПОСЛЕ ВХОДА В ЗОНУ ОЖИДАНИЯ

Выполнить любую процедуру по выходу из зоны ожидания.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.20 ПРОЦЕДУРЫ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

ПЛАНИРОВАНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Вычисление вертикального профиля требуется для FMS, чтобы обеспечить расчетами характеристик (ETA, FUEL, SPEED и ALTITUDE), включением режима VNAV на снижении и вычислением заданной скорости FMS.
Вертикальный профиль считает все точки с ограничением по скорости, высоте, времени и планируемой скорости по плану.
Вводы, влияющие на вертикальный профиль, проверяются на соответствие ограничениям самолёта.
Во время всех фаз вертикальной навигации, исключая снижение, вертикальный профиль автоматически перевычисляется каждую минуту.
Хотя, на снижении, вертикальный профиль периодически не перевычисляется, расчеты топлива и времени обновляются один раз в минуту.
При изменении экипажем горизонтального или вертикального плана полёта, FMS вновь вычисляет вертикальный профиль во время всех фаз полёта.

ВЛИЯНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПЛАНА ПОЛЁТА НА ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПРОФИЛЬ

Любое изменение, сделанное в горизонтальном плане полёта, вызовет перерасчет всего вертикального профиля. Это может привести к появлению сигнализационных сообщений, возникновение которых должно быть отрегулировано экипажем:

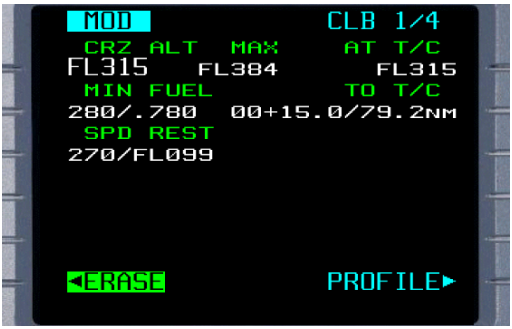
- NO CRUISE–VNAV LOST: сообщение появляется, если расчеты вертикального профиля и полёта недостоверны.
- SHORT CRUISE
- INSUFFICIENT FUEL: недостаточное количество топлива.

ПРИМЕЧАНИЕ:

1. *Расчеты вертикального профиля и полёта выполняются только для активного и измененного маршрута.*
2. *Могут быть различия между расстояниями, отображенными на страницах LEGS и страницами VNAV. Это является причиной того, что расстояния, отображенные на страницах LEGS не принимают в расчет точки (fly-by или fly-over).*

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЯ СКОРОСТИ



Величина ограничений скорости для навигационной базы данных определены для аэропорта (если пригодны) и могут быть изменены вручную. Выбранные ограничения вычисляются в рассчитанном вертикальном профиле.

Скорости по плану

Выбранная скорость по плану влияет на вычисленный вертикальный профиль (и на общую вертикальную навигацию). Скорости по плану определены в своде правил или введены вручную экипажем.

Стандартные скорости по плану

Стандартная скорость по плану для набора, крейсерского эшелона и снижения определены в своде правил, эти скорости соответствуют подрежиму минимального расхода топлива (Minimum fuel).

Вручную введенные скорости по плану

Вручную введенная скорость по плану применяется только в режиме VNAV, для которого ввод был выполнен (например: скорость по плану, вручную введенная на странице CLB, используется в фазе полёта CLB) и она должна быть всегда в пределах ограничений скорости самолета определённых PDB.

Ограничение точки по скорости

Ограничение скорости может быть назначено для любой точки в горизонтальном плане полёта.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Если ограничение скорости находится не в пределах ограничений по скорости базы данных характеристик, появится сообщение VNAV SPD OUT OF RANGE и трудность в ограничении скорости будет отображена оранжевым цветом на странице LEGS/PROFILE/VNAV.

© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЕ ТОЧКИ ПО ВЫСОТЕ

Ограничение точки по высоте может быть назначено для любой точки в горизонтальном плане полёта:

- Назначенное ограничение высоты, которое является выше или ниже планируемой крейсерской высоты в точке крейсерского полёта приведёт к созданию предварительно планируемой точки S/C или S/D в вертикальном профиле:

— Может быть определено множество точек S/C, S/D.
— Рекомендованные ступени высот, полученные от диспетчера, могут быть введены как ограничение высоты.

Примечание: Ограничения высот, которые находятся в пределах 50 nm от планируемой точки T/D, не учитываются в расчете вертикального профиля.

Если выработанный вертикальный профиль является проблематичным или нарушает ограничения точки по высоте, могут появиться следующие сообщения:
— CLB PATH UNACHIEVABLE
— DES PATH UNACHIEVABLE
— CLB IN DES NOT ALLOWED
При появлении какого-либо из этих сообщения:
— Горизонтальный и/или вертикальный планы полёта должны быть изменены, для того чтобы выработать вертикальный профиль, который соответствует ограничениям самолёта и удовлетворяет всем ограничениям, или,
— Должно быть сообщено ATC, что данное разрешение не может быть выполнено.

Примечание: Ручные вводы ограничений по скорости и высоте разрешаются только на странице LEGS.

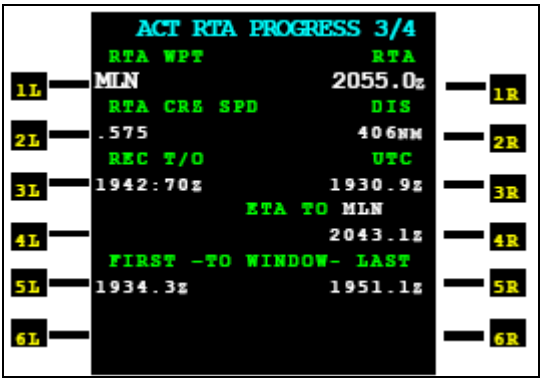
Экипаж не может изменить ограничение по высоте/скорости на странице VNAV PROFILE.

Следующий пример иллюстрирует формат дисплея недосягаемости ограничения точки по высоте в наборе.



© ЗАО «ГСС»

ОГРАНИЧЕНИЕ ТОЧКИ ПО ВРЕМЕНИ (RTA)



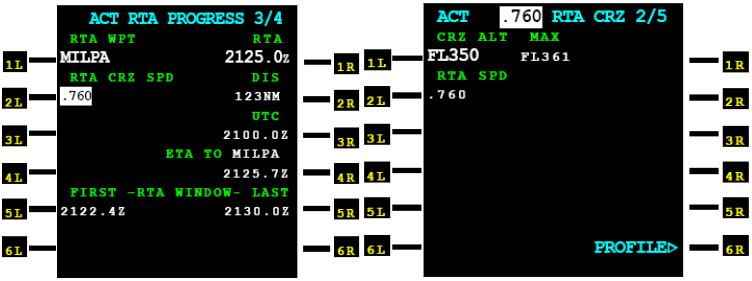
Ограничение точки по времени [1R] может быть назначено для единственной точки крейсерского полёта или на снижении [1L], используя страницу RTA PROGRESS 3/4.
Регулируется только планируемая крейсерская скорость [2L], чтобы удовлетворить RTA.
RTA может быть введена на земле или после взлёта.
Если RTA является достигаемой:
– При нахождении на земле, рекомендуемое время взлёта отображается в [3L].
– Самое раннее и самое позднее время, которое позволяет выполнить ограничение точки по времени отображается в полях [5L] и [5R].
– Появляется сообщение о не достигаемости точки RTA UNACHIEVABLE, если введённое RTA не может быть выполнено.

© ЗАО «ГСС»

ТРЕБУЕМОЕ ВРЕМЯ ПРИБЫТИЯ (RTA)

Если назначено ограничение времени в точке крейсерского эшелона или в точке снижения, FMS будет управлять крейсерской заданной скоростью, которая удовлетворит RTA в пределах 30 секунд заданного времени. Для того чтобы назначить RTA на точку:

- Введите заданную точку в поле [1L] на странице RTA PROGRESS.
- Введите RTA в поле [1R].
- Нажмите [EXEC].



Когда RTA является активным, заголовок страницы CRZ отобразит RTA CRZ. Во время полёта на крейсерском эшелоне, крейсерская заданная скорость основного RTA может быть отрегулирована, если прогнозируемое ETA в точку RTA находится в приемлемом интервале RTA. Регулировка этой заданной скорости может быть результатом фактического ветра или температуры, которые отличаются от расчетных значений.

Если самолёт не может выполнить RTA в пределах отображённого интервала RTA, появится сообщение RTA UNACHEIVABLE, или введите зону ожидания, когда RTA является активным.

Крейсерская заданная скорость размещённой RTA автоматически отменяется, если:

− Новая крейсерская заданная скорость введена вручную.

− Самолёт входит в зону ожидания.

ПРИМЕЧАНИЕ:

1. RTA приемлемо только для точек крейсерского эшелона и снижения. Для точек набора не может быть назначено RTA.

Если RTA назначено для точки снижения, удовлетворить RTA можно только изменением крейсерской заданной скорости. Заданные скорости набора и снижения на RTA не влияют.

2. Заданная скорость RTA ограничивается в пределах определённого запаса, включая диапазон режимов самолёта по скорости.

3. При выходе из зоны ожидания, заданная скорость RTA будет вновь активироваться (если пригодно).

4. Удовлетворение RTA в пределах 30 секунд от заданного времени зависит от точности прогностического ветра на крейсерской высоте и снижении.

© ЗАО «ГСС»

5. RTA может быть не соблюдена, если сделаны какие-либо изменения в горизонтальном/вертикальном плане полёта во время фазы снижении, так как заданная скорость снижения не изменится для удовлетворения RTA.
6. Активизация скорости RTA не примет во внимание выбранную скорость на пульте FGCP. Расчёт FMS будет основываться на RTA крейсерсой заданной скорости, даже, если было вмешательство в управление скоростью с пульта FGCP.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ДАННЫХ О ВЕТРЕ

Для этого необходимо:
1. Нажать [LEGS] для отображения страницы ACT RTE 1 LEGS,
2. Для отображения страницы LEGS WIND, нажмите LEGS ETA (LSK 6R), затем LEGS WIND (LSK 6R).



3. На странице LEGS WIND введите данные ветра в точках по маршруту.



4. На странице LEGS WIND, нажмите LEGS ETA для определения расчетного времени прибытия.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.30 ПРОЧИЕ ПРОЦЕДУРЫ

УСТАНОВКА ДАВЛЕНИЯ НА ВЫСОТЕ ПЕРЕХОДА

На PFD, при пересечении высоты перехода (TRANS ALT), начинает под шкалой высоты мигать BARO REF, напоминая экипажу об установки стандартного давления (STD).

Экипажу необходимо:

- Установить стандартное давление вытягиванием задатчика STD на EFCP, или
- Установить давление 1013 mb в поле LSK 6L на странице PROGRESS 3/3 или 4/4 MCDU.



- Установка стандартного давления автоматически обновит индикацию любых ограничений по высоте.

ПРИМЕЧАНИЕ:

FMS выбирает и использует высоту от ниже перечисленных источников:

— Высоту барометрически исправленную от ADC,

— Высоту по давлению от ADC,

— Высоту бароинерциальную от IRS,

— Высоту от GPS.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Барометрически-исправленная высота вычисляется и индицируется рядом с LSK 5L (PROGRESS 3/3 или 4/4).

Единицы измерения обнаруживаются автоматически и ввод десятых долей не требуется.

© ЗАО «ГСС»

ВЛИЯНИЕ УСТАНОВКИ ДАВЛЕНИЯ НА ПРОФИЛЬ НАБОРА

Установка стандартного давления автоматически обновит отображение любого ограничения высоты или высоты пересечения между текущей высотой и высотой перехода от MSL к FL.

ВЛИЯНИЕ УСТАНОВКИ ДАВЛЕНИЯ НА ПРОФИЛЬ СНИЖЕНИЯ

Траектория снижения строится, основываясь на предположении, что ввод прогнозируемого давления аэродрома посадки (на странице DES FORECAST 2/2) будет соответственно выполнен на или до занятия эшелона перехода.
1. Процедура установки давления с переходом от стандартного давления (STD) на давление по QNH или QFE вызовет перерасчет вертикального профиля снижения, если:

- Установка QNH или ввод его эквивалентного значения QFE отличается от ввода прогнозируемого QNH или ввода его эквивалента QFE, или,
- Эшелон перехода находится ниже высоты ограничения скорости в районе аэропорта, какой–либо точки, ограниченной по высоте или точки E/D.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Скачок VDEV может быть вызван разницей между прогнозируемой и фактической установкой давления на аэродроме посадки.

1. Переход на давление аэродрома посадки также изменит формат индикации с FL на MSL (если пригодно) высоты ограничения или высоты пересечения какой-либо точки между текущей высотой и эшелоном перехода. Отображение TRANS LVL [3R] на странице DES FORECAST 2/2 также исчезнет.
2. Если установка прогнозируемого давления меняется во время снижения, расчетные высоты пролёта точек снижения могут также меняться.
3. Любое изменение барометрического давления вызовет перерасчет вертикального профиля.
4. Если QFE установлено на панели управления EFCP:

- Ограничения по высоте и высоты пересечения на MCDU отобразятся в формате MSL ниже эшелона перехода и в формате TL выше эшелона перехода.
- Следующее ограничение высоты FMS, отображаемое на PFD, корректируется по высоте аэродрома посадки.

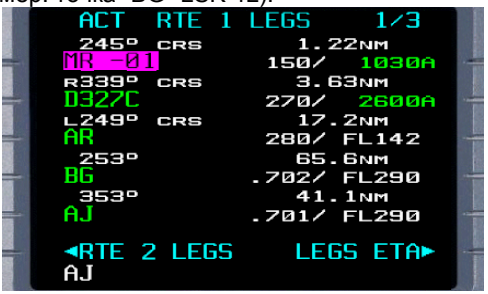
ВНИМАНИЕ:
Если прогнозируемое значение давления аэродрома посадки введено, и фактическое давление не установлено перед снижением на TL, может иметь место нарушение высоты ограничения.

© ЗАО «ГСС»

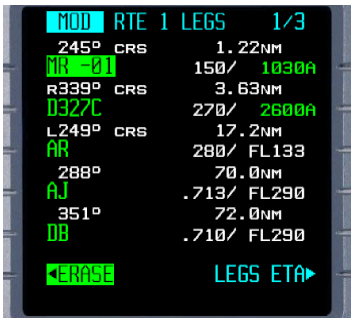
УДАЛЕНИЕ ТОЧКИ ИЗ МАРШРУТА

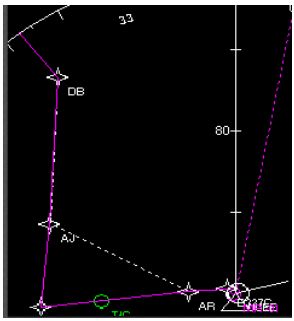
УДАЛЕНИЕ ТОЧКИ МЕТОДОМ “CLOSE-UP”

1. Отобразите точку, которая должна быть удалена, нажатием [LEGS] и [PREV] или [NEXT] (например: точка “BG” LSK 4L).



2. Копируйте идентификатор следующей точки от точки “BG” в блокнот нажатием соответствующего LSK (точка “DB” LSK 5L).
3. Переместите точку из блокнота в место точки, которая должна быть удалена, LSK 4L (поле “BG”).





Выбранная точка (BG) удалится из маршрута.

4. Подтвердите ввод проверкой курса и расстояния предыдущего и следующего участков.
5. Изменённый маршрут активизируйте нажатием [EXEC].

ПРИМЕЧАНИЕ:

— В этом случае ROUTE DISCONTINUITY не создаётся.

— Метод “Close up” является самым простым методом для удаления, следующих друг за другом, точек.

© ЗАО «ГСС»

УДАЛЕНИЕ ТОЧКИ КНОПКОЙ “CLEAR”

1. Для удаления точки из плана полёта, нажмите кнопку “CLR”:
В строке ввода появится сообщение DELETE.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Надпись DELETE появляется только при пустой строке ввода.

2. Отобразите желаемую точку нажатием [LEGS] и NEXT или PREV.
3. Удалите выбранную точку нажатием соответствующего LSK XL.
Стирание WPT приводит к появлению “ROUTE DISCONTINUITY“ на месте удалённой точки.
При удалении WPT из зоны ожидания, зона ожидания будут также удалена.

4. Подтвердите ввод проверкой курса и расстояния предыдущего и следующего участков.
5. Изменённый маршрут активизируйте нажатием [EXEC] или отмените их нажатием LSK 6L<ERASE.

© ЗАО «ГСС»

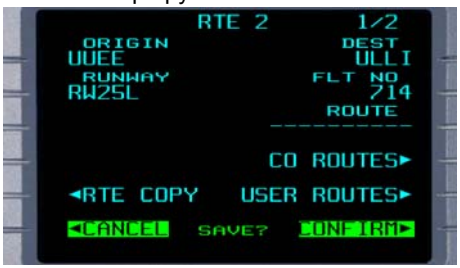
ПОСТРОЕНИЕ НЕАКТИВНОГО МАРШРУТА

Два независимых маршрута (RTE1 и RTE2) могут находиться в FMS в одно и то же время. FMS позволяет активацию только одного маршрута. Другой план полета сохраняется, как неактивный маршрут.
Неактивный маршрут может быть создан для построения маршрута от аэродрома посадки до запасного.
Неактивный маршрут может быть создан вручную или выбран из сохраненных маршрутов компании. Он так же может быть скопирован из активного маршрута. Процедуры создания, выбора и редактирования неактивный маршрут идентичны процедурам активного маршрута:

Нажмите [RTE] для отображения страницы RTE 1 1/X,

На странице RTE1, нажмите RTE2 (LSK 6L).

Введите аэропорт вылета, аэропорт назначения и точки маршрута, или выберете сохраненный маршрут компании как неактивный маршрут.







© ЗАО «ГСС»

Нажмите CONFIRM>LSK6R, чтобы сохранить изменения или LSK6L<CANCEL, чтобы отменить их.

Неактивный маршрут редактируется прямо на страницах ROUTE, LEGS, DEP/ARR и HOLD.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Страницы неактивного маршрута отображаются в монохромном голубом цвете, чтобы отличить их от страниц активного маршрута.

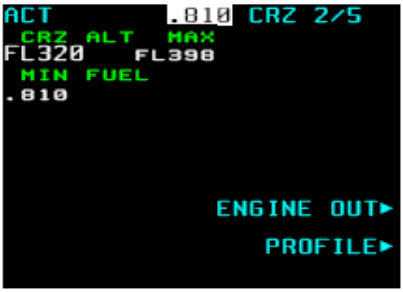
Для активации неактивного маршрута, нажмите ACTIVATE>LSK6R затем [EXEC].

© ЗАО «ГСС»

ПОЛЁТ НА ОДНОМ ДВИГАТЕЛЕ

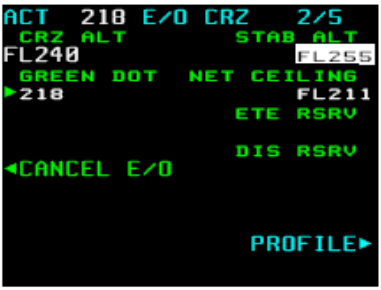
ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ В НАБОРЕ

Обнаружение отказа двигателя и срабатывание сигнализации выполняется автоматически, появляется сообщение ENGINE OUT. Экипаж подтверждает и вручную активизирует режим ENGINE OUT нажатием соответствующего ключа на странице CRZ.
Во время набора на одном двигателе, FMS обеспечивает управление скоростью на GREEN DOT или LRC, взависимости от выбора экипажа.



Экипаж может вручную деактивировать режим ENGINE OUT нажатием подсказки CANCEL E/O на странице ENGINE OUT CRZ.
Для активизации ENGINE OUT FMS в наборе:
1. Отобразите страницу CRZ,
2. Нажмите ENGINE OUT [5R] на странице CRZ:
— Страница VNAV автоматически заменит страницу CRZ на E/O CRZ.
— Активный подрежим E/O отобразится в строке [2L],
— Отобразится максимальная стабилизирующая высота на одном двигателе, вычисленная FMS, в строке [1R],
— Отобразится высота практического потолка на одном двигателе, вычисленная FMS, в строке [2R],
— Ничего не изменится в вертикальной навигации до тех пор, пока не активизируете режим FMS E/O нажатием ключа [EXEC],
— ETE в строке [3R] и DISTANCE в строке [4R] в наборе не пригодны.
3. Нажмите [EXEC] для подтверждения режима ENGINE OUT.
Скорость GD (по умолчанию) или LRC является запрограммированной заданной скоростью взависимости от сделанного выбора в строке [2L]. Активной фазой VNAV является CLIMB, страницей VNAV является E/O CRZ 2/5.

© ЗАО «ГСС»



Для деактивизации FMS E/O в наборе:
1. Отобразите страницу CRZ,
2. Нажмите CANCEL E/O LSK 4L на странице E/O CRZ.
Отображаемая страница VNAV автоматически заменится на страницу CLB.
Ничего не изменится в вертикальной навигации до тех пор, пока не деактивизируете режим FMS E/O нажатием ключа [EXEC].
3. Нажмите [EXEC] для подтверждения отмены режима ENGINE OUT.
4. Управление полётом на крейсерском эшелоне на всех работающих двигателях возобновится.

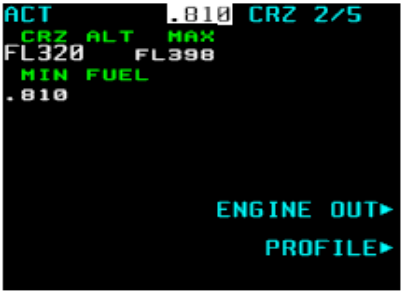
Переход от режима E/O в наборе к режиму ENGINE OUT на крейсерском эшелоне имеет место при захвате выбранной высоты:
- Заголовок страницы VNAV автоматически заменится на E/O CRZ.
- FMS установит скорость GD или LRC взависимости от выбора экипажа.

© ЗАО «ГСС»

ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ В КРЕЙСЕРСКОМ ПОЛЁТЕ

Обнаружение отказа двигателя и срабатывание сигнализации выполняется автоматически, появляется сообщение ENGINE OUT. Экипаж вручную активизирует режим ENGINE OUT нажатием подсказки ENGINE OUT на странице CRZ и подтверждает активизацию нажатием EXEC.
Во время полёта на крейсерском эшелоне на одном двигателе, FMS обеспечивает управление скоростью на GREEN DOT или LRC, взависимости от выбора экипажа.
Отображаются расчеты по ограничениям ETE и DISTANCE.

Экипаж может вручную деактивировать режим ENGINE OUT нажатием подсказки CANCEL E/O на странице ENGINE OUT CRZ.
ПРИМЕЧАНИЕ:
— Активизирование/деактивизирование режима FMS E/O может быть выполнен вручную в любое время на крейсерском эшелоне независимо от автоматического обнаружения условия E/O.
— FMS не принимает во внимание выбор скорости на FGCP, если режим ENGINE OUT активен.



АКТИВИЗАЦИЯ РЕЖИМА ENGINE OUT В КРЕЙСЕРСКОМ ПОЛЁТЕ:

1. Нажмите ENGINE OUT [5R] на странице CRZ.

— Страница VNAV автоматически заменит страницу CRZ на E/O DD.
— Активная заданная скорость режима E/O отобразится в строке [2L],
— Отобразится высота стабилизации на одном двигателе в строке [1R],
— Отобразится высота практического потолка на одном двигателе в строке [2R],
— Ничего не изменится в вертикальной навигации до тех пор, пока не активизируете режим FMS E/O нажатием ключа [EXEC].
2. Нажмите [EXEC] для подтверждения режима ENGINE OUT.

Скорость GD (по умолчанию) или LRC является запрограммированной заданной скоростью взависимости от сделанного выбора в строке [2L].

© ЗАО «ГСС»

Деактивизация режима E/O в крейсерском полёте:
1. Нажмите CANCEL E/O LSK 4L на странице E/O DD.
Отображаемая страница VNAV автоматически заменится на страницу CRZ.
Ничего не изменится в вертикальной навигации до тех пор, пока не деактивизируете режим FMS E/O нажатием ключа [EXEC].
2. Нажмите [EXEC] для подтверждения отмены режима ENGINE OUT.
Управление полётом на крейсерском эшелоне на всех работающих двигателях возобновится.

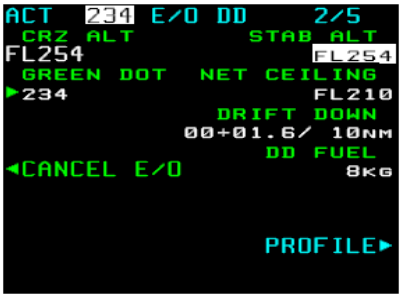
(1) Скорость Green Dot (GD) или LRC в режиме E/O Drift Down (DD)

Скорость GD или LRC является по умолчанию заданной скоростью режима ENGINE OUT при активации его экипажем.



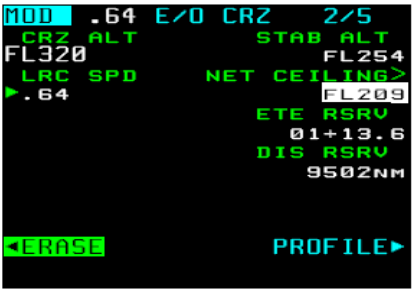
Высота стабилизации с отказавшим двигателем [1R] отображается на негативном белом фоне, чтобы показать заданную высоту снижения.
Установите выбранную высоту FGCP на величину стабилизации с отказавшим двигателем.
Нажмите EXEC для подтверждения режима ENGINE OUT.
Самолёт начнёт снижение в режиме ENGINE OUT на скорости GD.
Этот режим обеспечивает минимальную скорость снижения для текущих условий.

© ЗАО «ГСС»



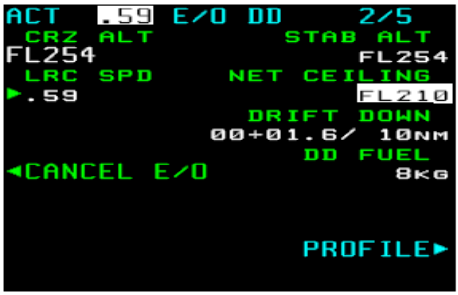
ПРИМЕЧАНИЕ:
Расчеты полёта основываются на предположении, что экипаж начнёт снижение в режиме E/O DD до CRZ ALT на режиме работы двигателя “MCT”.

Если требуется скорость снижения больше чем DD, переключите на скорость LRC. Для этого:



1. Нажмите LSK 2L.
Заголовок поля 2L отобразит LRC SPD.
Величина практического потолка с отказавшим двигателем отобразится на негативном белом фоне в строке [2R].
2. Нажмите EXEC для подтверждения изменения.
Установите на FGCP для режима ENGINE OUT высоту практического потолка.
3. Самолёт начнёт снижение на скорости LRC до высоты практического потолка.

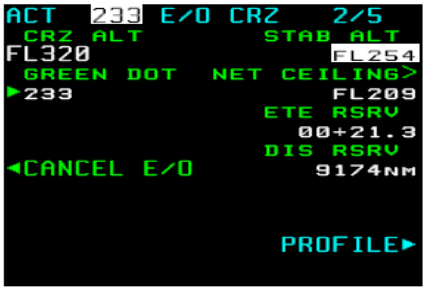
© ЗАО «ГСС»



Заголовок страницы VNAV автоматически изменится на E/O DD.
- CRZ ALT автоматически обновится на высоту выбранную на FGCP.
- FMS выдерживает скорость LRC.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Расчеты полёта основываются на предположении, что экипаж начнёт снижение в режиме E/O DD до CRZ ALT на режиме работы двигателя “IDLE”.

(2) Скорость Green Dot на режиме E/O CRZ



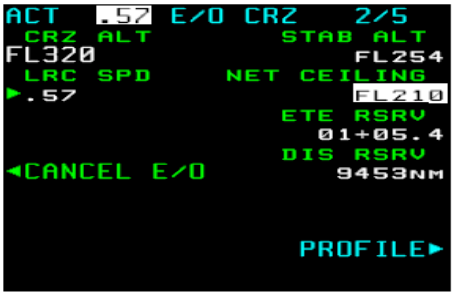
Переход в режим E/O CRZ осуществится, как только выбранная высота будет захвачена во время снижения на скорости GD режиме E/O DD.
- Заголовок страницы VNAV автоматически изменится на E/O CRZ,
- FMS выдерживает скорость GD.

ВНИМАНИЕ:
Если высота, выбранная на FGCP, выше высоты стабилизации в режиме E/O [1R], самолёт не способен выдерживать эту высоту.

© ЗАО «ГСС»

(3) Скорость LRC на режиме E/O CRZ

Переход в режим E/O CRZ осуществится, как только высота CRZ будет захвачена во время снижения на скорости LRC режиме E/O DD.



- Заголовок страницы VNAV автоматически изменится на E/O CRZ,
- FMS выдерживает скорость LRC.

ВНИМАНИЕ:
Если высота, выбранная на FGCP, выше высоты практического потолка в режиме E/O [1R], самолёт не способен выдерживать эту высоту на скорости LRC.

© ЗАО «ГСС»

ТАКТИЧЕСКИЕ ФУНКЦИИ

БЛИЖАЙШИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ТОЧКИ (NEAREST)

FMS отображает информацию о текущем воздушном пространстве, обеспечивая азимутом и расстоянием относительно опорной точки самолёта 50-ти самых ближайших точек в радиусе 640 nm, следующие категории точек:

- AIRPORT
- NDB
- VHF NAV
- CUSTOM WPT
- USER WPT

Соответствующие точки отображаются в порядке удаления. По умолчанию, выбранная опорная точка самолёта является текущим местом самолёта. Первый раз страница NEAREST открывается после холодного запуска, центральная опорная точка устанавливается в PPOS. Если опорная точка является PPOS, информация об азимуте и расстоянии обновляется каждые 10с, для любого другого типа точки, азимут и расстояние вычисляются однажды (перед покиданием страницы и входом на неё снова).
Азимут и расстояние на странице NEAREST USER WPTS каждой отображённой точки обновляются каждые 10с, не обращая внимания относительно типа центральной опорной точки.

Для допуска на страницу NEAREST нажмите [INIT REF], <NEAREST> (LSK 3R).



© ЗАО «ГСС»

ОТОБРАЖЕНИЕ СТРАНИЦЫ БЛИЖАЙШИХ АЭРОПОРТОВ



Нажмите [INIT REF], <NEAREST> (LSK 3R) и <AIRPORT> (LSK 1L) для отображения страницы NEAREST AIRPORT 1/X.
На каждой странице отображается информация для 4-х аэропортов. Для просмотра другие страницы, нажмите [NEXT].

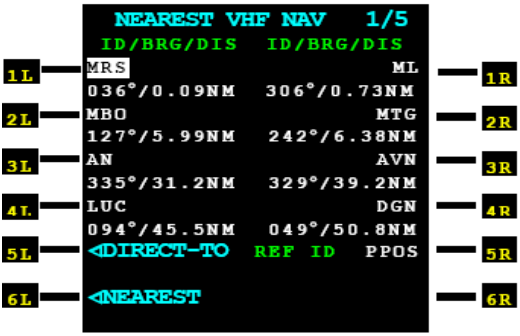
На странице NEAREST AIRPORT, первый введённый идентификатор соответствующей страницы, отобразится на негативном белом фоне (LSK 1L). При нажатии любого другого LSK, соответствующий идентификатор отобразится на негативном белом фоне и копируется в блокнот.

Любой аэропорт, находящийся на этой странице, может быть создан как DIRECT-TO в пункт назначения. Пункт назначения выбирается нажатием соответствующего LSK желаемого пункта назначения и затем нажатием <DIRECT-TO> (LSK 5L).
В заголовке страницы отображается MOD RTEx LEGS 1/X и выбранный идентификатор точки вводится как первая точка страницы.
Центральная опорная точка (LSK 5R) устанавливается в PPOS, если страница открыта после холодного запуска.
Центральная опорная точка может быть выбрана из любой следующих баз данных:
— Навигационной базы данных,
— Базы данных компании,
— Базы данных пользователя,
— Временного списка точек,
— Активного или неактивного маршрута.

© ЗАО «ГСС»

Для изменения источника вычисления опорной точки, нажмите LSK 5R.
Центральная опорная точка устанавливается в PPOS и список точек NEAREST обновляется при одном из следующих условий:
1. Центральная опорная точка является точкой маршрута Пользователя или Временной и точка удаляется.
2. Центральная опорная точка является точкой базы данных Пользователя и база данных обновляется.

ОТОБРАЖЕНИЕ СТРАНИЦЫ БЛИЖАЙШИХ VHF NAV



Нажмите [INIT REF], <NEAREST> и <VHF NAV> для отображения страницы NEAREST VHF NAV 1/X.
На каждой странице отображается информация для 8-и точек. Для просмотра другие страницы, нажмите [NEXT].
Любое навигационное средство, находящееся на этой странице, может быть выбрано как DIRECT-TO в пункт назначения.
Пункт назначения выбирается нажатием соответствующего LSK желаемого пункта назначения и затем нажатием <DIRECT-TO> (LSK 5L). В заголовке страницы отображается MOD RTEx LEGS 1/X и выбранный идентификатор точки вводится как первая точка страницы.
Центральная опорная точка (LSK 5R) устанавливается в PPOS, если страница открыта после холодного запуска.
Центральная опорная точка может быть выбрана из любой следующих баз данных:
— Навигационной базы данных,
— Базы данных компании,
— Базы данных пользователя,
— Временного списка точек,
— Активного или неактивного маршрута.

Для изменения источника вычисления опорной точки, нажмите LSK 5R.
Если центральная опорная точка изменяется, перечень снова станавливается в порядке, определяющий близостью расположения введённой точки.

Центральная опорная точка устанавливается в PPOS и список точек NEAREST обновляется при одном из следующих условий:
1. Центральная опорная точка является точкой Пользователя или Временной или точкой маршрута и точка удаляется.
2. Центральная опорная точка является точкой базы данных Пользователя и база данных обновляется.

Примечание: Страницы NEAREST NDB, NEAREST USER WPTS и страницы NEAREST CUSTOM WPTS являются похожими на страницы NEAREST VHF NAV.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

04.40 НАСТРОЙКА РАДИОСРЕДСТВ

ВВЕДЕНИЕ

FMS обеспечивает основную и резервную настройку радиосредств навигации и радиосвязи.

Она может обеспечить настройку:

1. Одинарных и сдвоенных DME,
2. Одинарных и сдвоенных VOR,
3. Одинарных и сдвоенных ADF,
4. Одинарных и сдвоенных VHF,
5. Одинарных и сдвоенных ATC TRANSPONDER,
6. Одинарных и сдвоенных ILS/MLS
7. Одинарного блока управления аудиоаппаратурой,

Возможности настройки включают управление вводом активных и резервных частот всех режимов радиосредств (включая самопроверку) и радиосредствами, введенных пилотом в базу данных.

FMS обеспечивает управление и отображение активных и резервных частот и установочные параметры всех взаимодействующих радиосредств на страницах RADIO. Эта страница предназначена для настройки радиосредств и доступа к более детальным страницам управления радио, где могут быть выбраны режимы радио и самотестирование. При включении питания, FMS считывает текущие значения настроенных частот и установочные параметры на действующих радиосредствах, или автоматически настраивает их на частоты и установочные параметры, которые использовались до прерывания питания.

БИБЛИОТЕКА РАДИОСРЕДСТВ

Для удобства пилота, FMS обеспечивает страницами библиотеки с запомненными радиочастотами или каналами. Каждое из следующих типов радиосредств, VHF, HF, ADF и ILS/MLS имеет свою библиотеку.

Вводы в библиотеку содержат следующие параметры:

- Preset number, предварительно выбранный номер (обязательный),
- Identifier and data, идентификатор и данные (опциональный),
- Frequency or channel, частота или канал (обязательный).

Каждая библиотека позволяет выполнить до 99 вводов. Предварительные выборы номеров являются единственными номерами от 1 до 99.

Идентификатор максимально может состоять из пяти символов.

Идентификаторы могут повторяться, но только первый идентификатор из повторяющихся в базе данных будет использоваться. База данных защищена паролем. Сканирование и просмотр всегда доступен. Изменения в базе данных разрешаются только тогда, когда библиотека открыта.

© ЗАО «ГСС»

ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА ВВОДА РАДИОСРЕДСТВ

Основными правилами ввода радиосредств являются:

— Отображение двух частот/двух каналов для каждого радиосредства.

— Когда введена новая частота/канал, она размещается справа от активной частоты, в резервной позиции.

— Переключение резервной частоты/активной/каналов производится нажатием селективного ключа LSK (если строка ввода пустая).

— FMS позволяет экипажу выбрать частоту, ввести её в строку ввода и затем перевести в поле данных нажатием соответствующего LSK:

- — Предварительно выбранный номер,
- — Идентификатор радиосредства,
- — Значение частоты/канала.

ВВОД НАВИГАЦИОННЫХ РАДИОСРЕДСТВ И СРЕДСТВ СВЯЗИ

При вводе навигационных радиосредств, средств связи:

— Частота или канал выбирается вводом желаемого значения в блокнот и затем переводится этого значение в резервное поле нажатием соответствующего LSK XR.

— Частота или канал активизируются повторным нажатием соответствующего LSK XR, если блокнот пустой.

При вводе навигационных радиосредств (включая АТС):

— FMS отображает все настроенные активные частоты большим шрифтом. Во время процесса настройки активные частоты отображаются большим шрифтом на белом фоне.

— Если процесс по настройке радиосредств безуспешен, частоты отображаются мелким шрифтом оранжевого цвета на белом фоне, как предупреждение пилотам.

— Используемые частоты навигационных средств определены в каждой соответствующей секции радиосредства.

— FMS не принимает значения частот радиосредств, которые находятся вне диапазона настройки. Сообщение об ошибке появится в блокноте, если пользователем сделаны неправильные вводы.

ПРИМЕЧАНИЕ:

В некоторых версиях, настройка радиосредства может быть выполнена либо от FMS, или от RMP.

Если настройка радиосредства от FMS непригодна, сделанные вводы радиосредств связи, навигационных средств или ADF, вырабатывают консультативное сообщение (!RADIO TUNING DISABLED), для информации пилотам, что они больше не могут настраивать эти радиосредства от FMS.

© ЗАО «ГСС»

ДИАПАЗОН ЧАСТОТ/КАНАЛОВ И ДАЛЬНОСТИ

Эксплуатационные частоты/каналы навигационных радиосредств и связи отображены в таблице ниже:

RADIO	LOWER LIMIT	UPPER LIMIT	INCREMENT
VOR/ILS/ DME	108.00 MHz	117.95 MHz (VOR/ILS) 135.95 (DME)	50 kHz
ADF	100.0 kHz 2181.0 MHz or 190.0 kHz 2179.0 kHz or 190.0 kHz 2088.0 kHz 2179.0 kHz	**1899.0 kHz 2183.0 kHz or 1799.0 kHz 2185.0 kHz Or 1799.5 kHz 2094.0 kHz 2185.0 kHz	0.5 kHz
TRANSPONDER	0 (octal)	7777 (octal)	1
VHF	118.000 MHz	135.975 MHz 136.975 MHz *151.975 MHz	***25 kHz
VHF	118.000 MHz	136.975 MHz *151.990 MHz	***25/****8.33 kHz or ****8.33 kHz
HF	2.0000 MHz	29.9999 MHz	100 Hz
ILS	108.00 MHz	111.95 MHz	50 kHz
MLS	500	699	1
UHF	225.000 MHz	399.975 MHz	25 kHz
DF	30.000 Mhz	87.975 Mhz	25 Khz
DF	108.000 Mhz	173.975 Mhz	25 Khz
DF	225.000 Mhz	399.975 Mhz	25 kHz
DF	401.650 MHz(ARGOS)		
DF	406 Mhz band (COSPAS / SARSAT)		

ПРИМЕЧАНИЕ:

**) Верхний предел диапазона средств связи. Возможные значения: 135.975, 136.975, 136.990 и 151.975 MHz.*

***) Рабочий диапазон от 190 KHz до 1860 KHz, но радиосредства могут быть настроены вне этого диапазона. Характеристика не гарантируется для этих частот. Дополнительно, радиосредства могут быть настроены от 2181 KHz до 2183 KHz для аварийной ситуации.*

****) Частота радиосвязи с шагом 25 KHz.*

*****) Верхний предел частот радиосвязи с шагом 8.33 KHz.*

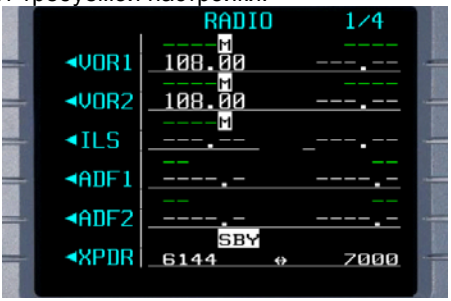
© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА RADIO

СТРАНИЦА RADIO 1/4

Страницы RADIO отображаются нажатием функционального ключа [RADIO].

FMS обеспечивает сигнализацией пилотов об отказе радиосредств. Сигнализационные сообщения отображаются, если радиосредство отказало или не соответствует требуемой настройки.

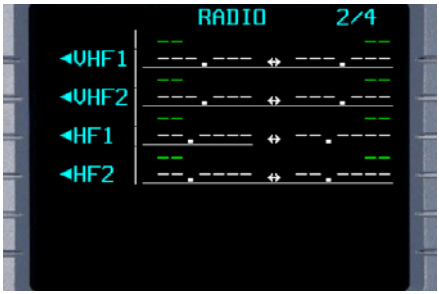


На странице RADIO 1/4 отображаются следующие данные:
VOR1,2 [LSK1,2L]: обеспечивает допуск на страницу радиосредств VOR1, 2.
VOR1 2 [LSK1, 2R]: отображает и изменяет активные и резервные частоты/идентификаторы/предварительно установленные частоты навигационного средства VOR1, 2.
Когда действует автоматическая настройка, индикация «A» отображается на белом фоне рядом с активным идентификатором.
Режим автоматической настройки устанавливается вводом “DELETE” в строку резервной частоты VOR1,2.
ILS [3L]: обеспечивает допуск на страницу радиосредства ILS.
ILS [3R]: отображает и изменяет активные и резервные частоты/каналы ILS.
ADF1,2 [4,5L]: обеспечивает допуск на страницу ADF1,2.
ADF1,2 [4,5R]: отображает и изменяет активные и резервные частоты/предварительно установленные частоты ADF. Когда функция пригодна, статус ADF (ANT/BFO) отображается в негативном фоне.
XPDR [5L]: обеспечивает допуск к странице радиосредства ATC.
XPDR[5R]: используется для отображения и изменения активного и резервного кодов ATC.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА RADIO 2/4

Для отображения страницы RADIO 2/4, нажмите [RADIO], [NEXT].



На странице отображаются:
VHF 1,2 [1,2L]: обеспечивает допуск на страницу радиосредства связи VHF 1,2.
VHF 1,2 [1,2R]: отображает и изменяет активные/резервные и предварительно установленные частоты.
Ввод выполняется в резервную позицию, когда новое значение находится в блокноте.
HF1, 2 [3, 4L]: обеспечивает допуск на страницу радиосредства связи HF.
HF1, 2[3, 4R]:отображает и изменяет активные и резервные частоты/предварительно выбранные частоты.

ПРОВЕРКА РАДИОСРЕДСТВ

Страница RADIO TEST используется, когда самолёт находится на земле (во время предполётной подготовки и настройки).
Если страница конфигурирована для проверки на земле, она удаляется из меню после взлёта.
Если страница конфигурирована для постоянного отображения, страница RADIO TEST будет всегда отображаться, но подсказка TEST ALL исчезнет после взлёта.
Функции индивидуальной библиотеки радиосредства и самопроверки, всегда доступны с определённого оборудования радиосредства.
Для отображения страницы RADIO TEST, нажмите [RADIO], [NEXT], [NEXT].
Страница RADIO TEST 3/4 даёт возможность первоначального самотестирования радиосредства.

© ЗАО «ГСС»



Вариантами состояния тестирования являются: READY, CONFIRM?, INIT, STARTED. Нажатие LSK первый раз вызовет появление CONFIRM?, второе нажатие начинает проверку радиосредства.
Результатом проверки является: PASS или FAIL или TIME OUT.
Нажатие третий раз возвращает к индикации READY.
TEST ALL [6R]: выполняет проверку только тогда, когда самолёт находится на земле для всего списка радиосредств. Нажатие LSK первый раз вызывает появление CONFIRM? рядом с LSK радиосредства. Нажатие LSK снова начнёт тестирование.
CLEAR ALL [6R]: очищает все результаты тестирования (пригодно, когда самолёт находится на земле).

© ЗАО «ГСС»

БИБЛИОТЕКА РАДИОСРЕДСТВ

Страница RADIO LIBRARY используется только тогда, когда самолет находится на земле во время предполетной проверки и настройки. После взлета они больше не требуются и удаляются из меню верхнего уровня. Нумерация страниц RADIO соответствующим образом обновляется. Индивидуальная база данных радио и функции самоконтроля затем являются доступными от определенного радиооборудования. Таким образом, нумерация (X/Y) страниц RADIO будет изменяться в зависимости от количества установленного радиооборудования, заданной функции и фазы полета.
Для доступа к странице RADIO LIBRARY, нажмите [RADIO], [NEXT], [NEXT], [NEXT].
Эта страница обеспечивает возможность доступа к библиотеке различных радиосредств: VOR [1L], ADF [2L], VHF [3L] и HF [4L].
Ввод данных разрешается только в тех случаях, когда база данных разблокирована. Если база данных заблокирована, разрешаются только просмотр и «прокрутка».



PASSWORD [6L]: Введите пароль (PASSWORD) в блокнот и нажмите LSK 6L, для разблокировки библиотеки.
При замене пароля, введите в блокнот старый пароль, наклонную черточку, затем новый пароль (например: old password/new password). Пароль является целым числом и находится в диапазоне от 0 до 32676.
LIBRARY [6R]: блокировка библиотеки выполняется, если она не заблокирована, нажатием [6R].
Если библиотека уже заблокирована, нажатие на [6R] не имеет эффекта.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА VOR

Страницы VOR позволяет пилоту управлять работой радиосредствами VOR и DME, отображать цифровую индикацию азимута и дальности до радиосредства.



ПРИМЕЧАНИЕ: Если в FMS через дискретный вход, отключена настройка радиосредств, ввод данных для этих радиосредств приведет к выдаче сообщения об ошибке “RADIO TUNING DISABLED”, чтобы информировать пилота о том, что он может больше не настраивать эти радиосредства из FMS.

СТРАНИЦА VOR 1/2

Для отображения страницы VOR 1/2, нажмите [RADIO], <VOR1 (LSK 1L). На этой странице отображается:
VOR 1,2 [1L,2R]: Поле отображает и изменяет активную/резервную частоту VOR, идентификатор. Когда режим автоматической настройки активен, отображается индикация в виде буквы “A” на белом фоне.
RAD: [2L] [2R] В зависимости от активной частоты, отображает радиал VOR.
SEL CRS [3L] [3R] Поля данных позволяют экипажу ввести и отобразить выбранный курс, настроенного VOR.
DME: [5L] [5R] В зависимости от активной частоты, отображает наклонную дальность DME.
RADIO [6L] Обеспечивает доступ к верхнему уровню страницы RADIO.
LIBRARY [6R] Обеспечивает доступ к странице базы данных VOR.

СТРАНИЦА VOR 2/2

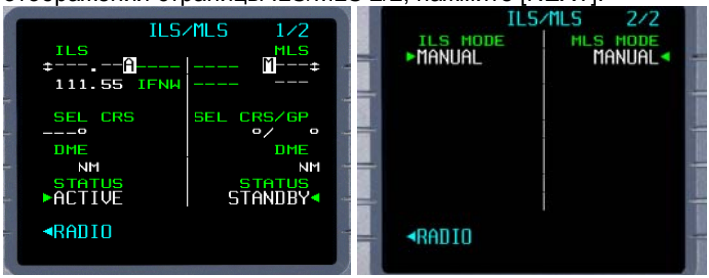
Для отображения страницы VOR 2/2, нажмите [RADIO], <VOR1, [NEXT].
VOR1 (2) MODE [1L] [1R]: Поле отображает режим работы радиосредства при нажатии на LSK 1L (LSK 1R).
VOR 1 TEST [3L], VOR 2 TEST [3R]
DME1 TEST [5L], DME2 TEST [5R]
Данные поля отображают процесс тестирования.
RADIO [6L] Обеспечивает доступ на страницу RADIO.

ПРИМЕЧАНИЕ
Для доступа к блоку VOR 2, нажмите RADIO, <VOR 2. На этой странице отображаются те же самые данные, что и для VOR1.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА ILS/MLS

Для отображения страницы ILS/MLS 1/2, нажмите [RADIO], <ILS (LSK3L). Для отображения страницы ILS/MLS 2/2, нажмите [NEXT].



СТРАНИЦА ILS/MLS 1/2

На странице ILS/MLS 1/2 отображается:

ILS [1L] MLS [1R]: Поле отображает ввод активной/резервной частот ILS, MLS, идентификатор, режим работы.

Если блокнот пустой, нажатие LSK переключает активные и резервные частоты.

Введённые идентификаторы ILS, MLS в резервное поле должны быть достоверные, иначе ввод не приемлем.

SEL CRS [3L], SEL CRS/GP [3R]: Индикация курса LOC берётся из навигационной базы данных или устанавливается вручную.

Если введён обратный курс LOC в активный план полёта, буквы “BC” будут отображаться перед значением курса.

DME [4L], [4R]: Отображает удаление до торца ВПП.

STATUS [5L], [5R]: Отображает состояние работы радиосредства (ACTIVE, STANDBY).

Нажатие LSK выбирает варианты ACTIVE или STANDBY.

Если MLS находится в состоянии ACTIVE, ILS автоматически вернётся в состояние STANDBY.

СТРАНИЦА ILS/MLS 2/2

На странице ILS/MLS 2/2 отображается:

ILS MODE [1L], MLS MODE [1]: В это поле вводится и отображается режим работы радиосредства: MANUAL (AUTOMATIC).

RADIO [6L]: допуск на страницу верхнего уровня RADIO, где расположены ILS/MLS.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА ADF

СТРАНИЦА ADF 1/2

Эта страница позволяет пилоту управлять работой двумя блоками ADF. Для отображения страницы ADF 1/2, нажмите [RADIO], <ADF1 (2) (LSK 4L или 5L).



ADF1 [1L], ADF2 [1R]

Отображает и изменяет активный/резервный предварительно установленный номер и частоту ADF1, ADF2.

MODE [3L, 3R]

Отображает состояние режима ADF. Нажатие на LSK 3L или 3R выбирает режим радиосредства ADF или ANT.

BFO [4L, 4R]

Отображает состояние режима ADF. Нажатие этой клавиши вызывает включение (ON) или выключение этого режима (OFF).

REL-BRG/MAG BRG/TRUE BRG [5L, 5R]

Установка и индикация режима отображают азимут ADF и данных азимута. При включении питания, FMS отобразит последний азимут ADF, который был до последнего прерывания питания FMS.

СТРАНИЦА ADF 2/2

Для отображения страницы ADF 2/2, нажмите [RADIO], <ADF, [NEXT.

ADF1 TEST [5L], ADF2 TEST [5R]

Данные поля отображают процесс тестирования при нажатии LSK 5L или 5R.

ПРИМЕЧАНИЕ

Для доступа к блоку ADF 2, нажмите RADIO, <ADF 2. На этой странице отображаются те же самые данные, что и для первого блока ADF1.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА XPDR/TCAS

СТРАНИЦА XPDR/TCAS 1/2

Для отображения страницы XPDR/TCAS 1/2, нажмите [RADIO], <XPDR (LSK 6L).



XPDR CODE [1L]:
Отображает и обеспечивает внесение изменений в активный и резервный идентификационный код транспондера ATC.
Для установления кода ATC, введите идентификатор в блокнот и нажмите LSK1L.
Во время процесса настройки, активный код отобразится крупным шрифтом в белом негативном цвете. Если работа по настройке радиосредства не достигает цели, код отобразится мелким шрифтом оранжевого цвета в качестве предупреждения для пилота.

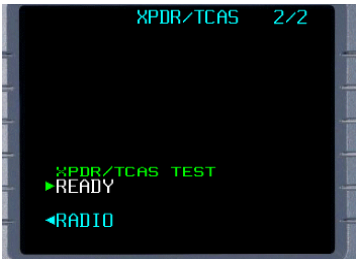
ПРИМЕЧАНИЕ:
После технического обслуживания FMS, возможно появление прочерка "---" в активном и резервном полях ATC. В этом случае, код должен быть сначала введен в резервную позицию до того, как будет разрешено переключение активного/резервного поля, иначе в блокноте отобразится предупреждающее сообщение.

ACTIVE XPDR [3L]:
Нажатие LSK 3L, переключает активный транспондер с ATC1 на ATC2 и наоборот.
XPDR MODE [4L]:
При нажатии переключает режимы транспондера: NORMAL, STANDBY или ALT RPTG OFF (сигнал индикации высоты выключен).
ALT RNG [3R]:
Индикация движущихся объектов с отображением разности высот: NORMAL, BELLOW, ABOVE.

© ЗАО «ГСС»

TCAS MODE [4R]:
Отображает и разрешает выбор одного из следующих режимов TCAS: STANDBY, TA, TA/RA.
Выбор режима TA/RA или TA автоматически вынудит режим ATC (4L) перейти в NORMAL.
Если режим ATC (4L) переходит в режим STANDBY или ALT RPTG OFF, то режим TCAS (4R) автоматически возвращается в STANDBY.
IDENT [5L]:
Позволяет экипажу включать специальный сигнал для идентификации местоположения “IDENT” в режиме “A” RBS радиосредства ATC, состояние которого является активным.
При нажатии, индикация IDENT отображается в зелёном негативном фоне в течение, примерно, 18 сек. Активный код транспондера (1L) также отображается в зелёном негативном фоне во врем работы ответчика.
EMERGENCY [5R]:
Режим становится активным при нажатии клавиши 5R, аварийный код транспондера переходит в активный режим. Поле EMERGENCY, IDENT и код ATC отображаются в зеленом негативном фоне, пока транспондер будет активным.





СТРАНИЦА XPDR/TCAS 2/2

Для отображения страницы XPDR/TCAS 2/2, нажмите [RADIO], <XPDR>, [NEXT].
XPDR/TCAS TEST [5L]:
При выполнении проверки, нажмите LSK 5L, первое нажатие вызовет появление CONFIRM?, второе нажатие начинает проверку радиосредства, индицируется STARTED.
Результатом проверки является: PASS или FAIL или TIME OUT.
Нажатие третий раз возвращает к индикации READY.

© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА VHF

VHF 1/1

Эта страница позволяет пилоту подтверждать и изменять активные и резервные частоты для радиосредств COM. Она позволяет пилоту управлять работой этих радиосредств.
Для отображения страницы VHF 1/1, нажмите [RADIO], [NEXT], <VHF 1 или VHF 2.



VHF1 [1L], VHF2 [1R]:
Отображает и изменяет активную/резервную предварительно установленную частоту и канал радиосредства VHF1, VHF2. Выбор LSK 1L, LSK 1R при пустом блокноте, будет переключать резервную и активную частоту/предварительно выбранный канал.
RADIO [6L] Обеспечивает доступ к верхнему уровню страницы RADIO.
LIBRARY [6R] Обеспечивает доступ к странице базы данных VHF.

© ЗАО «ГСС»

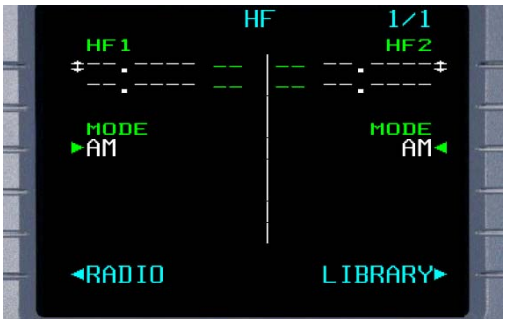
СТРАНИЦА HF

HF 1/1

FMS обеспечивает работу радиосредств HF в следующем диапазоне частот:

RADIO MODEL	FREQUENCY RANGE	CHANNEL SPACING
XK-516D	2.0000 MHz – 29.9999 MHz	100 Hz
KHF-1050	2.0000 MHz – 29.9999 MHz	100 Hz

Эта страница разрешает пилоту проверять и изменять активные и резервные частоты для радиосредства HF. Она позволяет пилоту управлять работой этих радиосредств.
Для отображения страницы HF 1/1, нажмите [RADIO], [NEXT], <HF.



HF1 [1L], HF2 [1R]:
Отображает и изменяет активные/резервные предварительно установленные частоты/каналы HF. Нажимая LSK1L, LSK1R, когда блокнот пустой, переключаются резервные и активные предварительно установленные частоты/каналы.

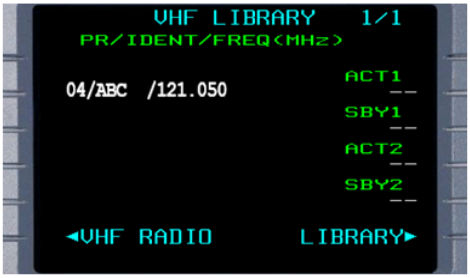
ПРИМЕЧАНИЕ: Возможно появление прочерка "---" в активном или резервном поле данных после технического обслуживания FMS. Переключение не разрешается, если имеется прочерк "---" в резервном поле.

MODE [3L, 3R]:
Управляет режимом радиосредства.
Имеются следующие режимы:
1. KHF-1050: AM, USB.
2. XK-516D: AM, USB, LSB, и CW.

© ЗАО «ГСС»

БИБЛИОТЕКА РАДИОСВЯЗИ

Эта страница разрешает пилоту просматривать и изменять предварительно установленные номера, идентификаторы и частоты, которые сохранены в библиотеке радиосвязи (VHF RADIO).
Для отображения страницы VHF RADIO 1/N, нажмите [RADIO], [NEXT], <VHF, <LIBRARY> (LSK 6R).



ОПИСАНИЕ СТРАНИЦ БИБЛИОТЕКИ

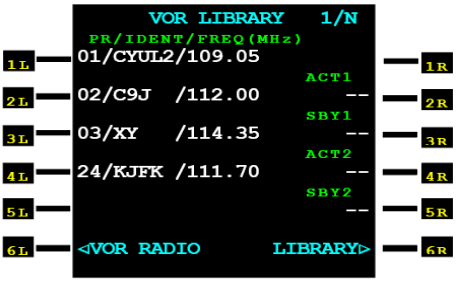
Максимальное количество вводов в VHF, HF, VOR и ADF LIBRARY ─ 99.
Максимальное количество страниц ─ 20.
LSK [1L], [2L], [3L], [4L], [5L]:
Эти поля данных отображают и изменяют вводы в библиотеку радиосвязи (VHF, HF), навигационных средств (VOR, ADF).
Введение новой записи, изменения в библиотеку, выполняются следующим образом:
1. Для введения новой записи в библиотеку, напечатайте предварительно установленный номер, идентификатор и частоту, в блокнот, разделеные наклонной чертой (“/”), (например: 01/FFM/112.04) и нажмите любой LSK 1L-5L. Библиотека будет внвь пересортирована, и новые данные будут отображаться. Если запись (идентифицированная предварительно установленным номером) уже существует, она запишется снова. Идентификация ограничивается буквенно цифровыми символами, символы (+) и (-) не допускаются, как идентификационные символы.
2. Предварительно установленный номер должен быть точным.
3. Также ввод только существующего предварительно установленного номера перед наклонной чертой, при нажатии LSK1L-5L соответствующей записи, отобразит введённый предварительно установленный номер без изменения его идентификатора или частоты.
4. Для стирания записи из библиотеки, нажмите [CLR], чтобы отобразить DELETE в блокноте и нажмите LSK соответствующей записи, которая должна быть удалена.
5. Для изменения записи в библиотеке, введите параметр, который должен быть изменён использованием правила наклонной черты (/), например, если ничего не вводится перед наклонной чертой, поле остаётся без изменения.

© ЗАО «ГСС»

Например, для изменения записи 04/ABC/111.050 на 04/ABC/112.075 в поле LSK 2L, сделайте следующие действия:
– напечатайте в блокноте "//112.075" и нажмите LSK 2L, или,
– нажмите LSK 2L, для перевода текущую запись в блокнот, нажмите [CLR] 5 раз, чтобы стереть последние 5 символов частоты, затем введите новую частоту нажатием [2], [.], [0], [7], [5], и нажмите LSK 2L для ввода изменённой записи в библиотеку.

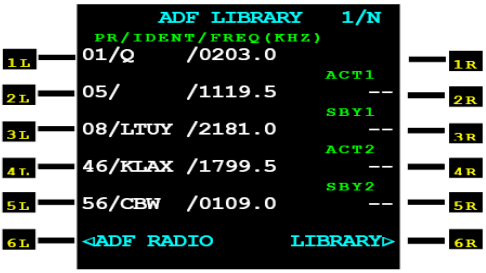
БИБЛИОТЕКА VOR

Эта страница разрешает пилоту просматривать и изменять предварительно установленные номера, идентификаторы и частоты, которые сохраняются в базе данных радиосредств VOR.
Отображение страницы VOR LIBRARY 1/N, нажатием [RADIO], <VOR>, <LIBRARY>.



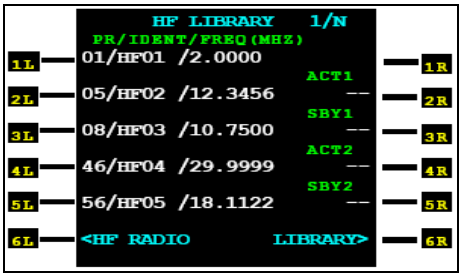
БИБЛИОТЕКА ADF

Эта страница разрешает пилоту просматривать и изменять предварительно установленные номера, идентификаторы и частоты, которые сохранены в базе данных ADF.
Функциональность страницы является той же самой, как страница VHF или VOR LIBRARY.



БИБЛИОТЕКА HF

Страница разрешает пилоту просматривать и изменять предварительно установленные частоты в библиотеке HF. Она также разрешает пользователю выбирать ввод и устанавливать предварительно заданную частоту в поле ACTIVE или STANDBY.
Для отображения страницы HF LIBRARY 1/N, нажмите [RADIO], [NEXT], <HF, <LIBRARY>.



6.Для того, чтобы перевести запись в поле ACTIVE или STANDBY страницы LIBRARY, вначале нажмите LSK соответствующей записи, для перевода записи в блокнот. Эта запись с соответствующим предварительно установленным номером, идентификатором и частотой переместится в блокнот. Затем нажмите LSK 1R, 2R, 3R или 4R (как желаете), чтобы перевести содержание из блокнота. Идентификатор не отобразится в поле страницы RADIO, хотя он отображался в блокноте.
ACT1 [2R]: отображает активный предварительно установленный номер/изменённый активный предварительно установленный номер и частоту радиосредства (VHF1, HF1) или навигационного средства (VOR1, ADF1).

© ЗАО «ГСС»

SBY1 [3R]: отображает резервный предварительно установленный номер/изменённый резервный предварительно установленный номер и частоту радиосредства (VHF1, HF1) или навигационного средства (VOR1, ADF1).
ACT2 [4R]: отображает активный предварительно установленный номер/изменённый активный предварительно установленный номер и частоту радиосредства (VHF2, HF2) или навигационного средства (VOR2, ADF2).
SBY2 [5R]: отображает резервный предварительно установленный номер/изменённый резервный предварительно установленный номер и частоту радиосредства VHF2.
VHF, HF, VOR ИЛИ ADF RADIO [6L]: обеспечивают допуск на страницу RADIO.
LIBRARY [6R]: допуск на страницу RADIO LIBRARY 2/N.

ПРИМЕЧАНИЕ:
Подсказка LIBRARY [6R] отображается, когда самолёт находится на земле. После взлёта подсказка удаляется и допуск на страницу LIBRARY затем возможен только с определённого радиооборудования.

© ЗАО «ГСС»

05.00 СОДЕРЖАНИЕ

05.05 ВВЕДЕНИЕ 1
05.10 ПОДГОТОВКА КАБИНЫ 1
ВКЛЮЧЕНИЕ И ЗАПУСК FMS 1
ВЫБОР АКТИВНОЙ БАЗЫ ДАННЫХ 2
ПРОВЕРКА СОСТОЯНИЯ ХАРАКТЕРИСТК САМОЛЁТА 2
НАСТРОЙКА ДИСПЛЕЯ 3
ОТОБРАЖЕНИЕ ИСХОДНЫХ УГЛОВЫХ ДАННЫХ 4
НАСТРОЙКА FMS 5
ОБНОВЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ, ДАТЫ И ВРЕМЕНИ 7
ПЛАНИРОВАНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ 9
ПОСТРОЕНИЕ SID И TRANS SID 14
ПРОВЕРКА АКТИВНОГО МАРШРУТА 16
ПРОВЕРКА ПРОГНОЗА RAIM 16
05.20 ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ ИЛИ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ 1
ПРОВЕРКА СОСТОЯНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ 1
ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ СПУТНИКА 6
ПРОВЕРКА РАДИОСРЕДСТВ 7
НАСТРОЙКА РАДИОСРЕДСТВ 8
ПЛАНИРОВАНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ 9
ЗАГРУЗКА ХАРАКТЕРИСТИК VNAV 10
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА НА ПОЛЁТ 13
ПОДГОТОВКА К ВЗЛЁТУ 18
05.30 РУЛЕНИЕ 1
05.40 ВЗЛЁТ 1
ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ СТРАНИЦЫ FMS 1
СКОРОСТИ ВЗЛЁТА 3
ВО ВРЕМЯ ВЗЛЁТА 3
05.50 НАБОР ВЫСОТЫ 1
ПЕРЕХОД В РЕЖИМ НАБОРА 1
ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ В НАБОРЕ 3
ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ В НАБОРЕ 5
УСТАНОВКА ДАВЛЕНИЯ НА ВЫСОТЕ ПЕРЕХОДА 9
05.60 КРЕЙСЕРСКИЙ ЭШЕЛОН 1
ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ 1
ИНДИКАЦИЯ 2
ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ 3
ПОСТРОЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ 7
ЗОНА ОЖИДАНИЯ 7
ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ 8
05.70 ПОДГОТОВКА К СНИЖЕНИЮ 1
МАРШРУТ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ 1
ВЫБОР STAR 3
ПОДГОТОВКА ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ К СНИЖЕНИЮ 6
05.75 СНИЖЕНИЕ 1

© ЗАО «ГСС»

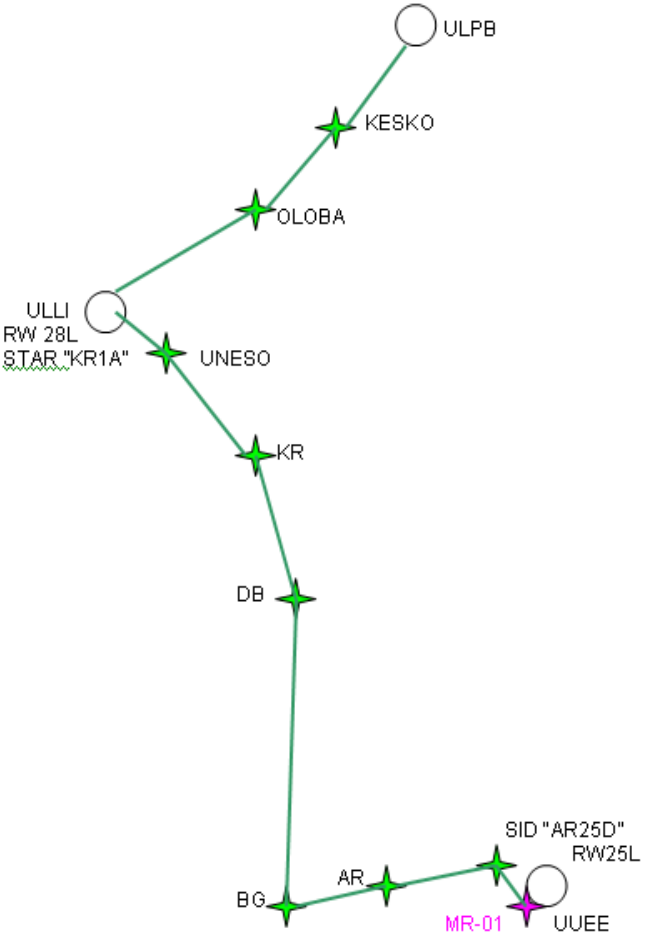
ВВЕДЕНИЕ 1
ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ НА СНИЖЕНИИ 2
05.80 ЗАХОД НА ПОСАДКУ 1
ВВЕДЕНИЕ 1
ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ НА ЗАХОДЕ 4
ИЗМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ 5
ВХОД В ЗОНУ АЭРОДРОМА 7
КОРРЕКТИРОВКА ВЫСОТОМЕРА 7
ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЙ ЗАХОД GPS 8
ВИЗУАЛЬНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ 13
ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ НА ЗАХОДЕ 21
05.90 УХОД НА 2-ОЙ КРУГ 1
РЕЗЕРВНЫЙ МАРШРУТ 2
УХОД НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ 3
ОКОНЧАНИЕ ЗАХОДА VNAV 4
05.95 НА СТОЯНКЕ 1
ПРОВЕРКА ТОЧНОСТИ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ 1
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ 2

© ЗАО «ГСС»

05.05 ВВЕДЕНИЕ

Примечание: Данная глава детализирует процедуры, изложенные в главе Стандартные эксплуатационные процедуры, в части касающейся эксплуатации вычислительной системы самолетовождения [FMS]. Насколько это возможно, в данной главе был сохранен соответствующий порядок разделов и подразделов.

Маршрут полёта Шереметьево–Санкт-Петербург (запасной аэродром Петрозаводск) приведен в данной главе только в качестве примера.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.10 ПОДГОТОВКА КАБИНЫ

ВКЛЮЧЕНИЕ И ЗАПУСК FMS

1. Проверить, что все соответствующие СВ включены.
2. При первоначальном подключении электропитания, FMS проверит все сигнализаторы. После этих проверок FMS по умолчанию отобразит страницу IDENT 1/2.



Если страница IDENT 1/2 не отобразится, нажмите [INIT REF] для допуска на страницу INIT/REF INDEX 1/2 и откройте страницу IDENT 1/2 нажатием на LSK 1L.

3. Отрегулируйте яркость дисплея нажатием кнопки BRT.
Каждое нажатие кнопки BRT увеличивает или уменьшает яркость дисплея. При первоначальном включении питания, или если прошло время больше чем 5 секунд с момента последнего нажатия ключа BRT, первое нажатие ключа будет всегда увеличивать яркость дисплея.

4. Проверьте версию программы (OP PROGRAM) и конфигурацию системы (CFG NO), на соответствие Приложению Летного Руководства (AFM).

Если программа или номер конфигурации не соответствуют, требуется привлечение инженерно технического персонала.

5. Проверьте дату цикла активной базы данных.
Если все данные идентификации правильные, включение и запуск FMS завершён.

© ЗАО «ГСС»

ВЫБОР АКТИВНОЙ БАЗЫ ДАННЫХ

ВНИМАНИЕ:
Если активная БД изменена, любой существующий активный маршрут стирается.

1. Скопируйте дату вторичного цикла (SECOND) в блокнот нажатием LSK 2R.
2. Переместите дату цикла в поле ACTIVE, нажатием LSK 1R.

Цикл активной БД замещается циклом вторичной БД, это отображается изменением даты. Цикл активной БД отображается крупным шрифтом. Активная БД может быть заменена только на земле.

ПРОВЕРКА СОСТОЯНИЯ ХАРАКТЕРИСТК САМОЛЁТА

Для проверки состояния характеристик самолёта, откройте страницу IDENT 2/2 нажатием [INIT REF], <IDENT>, [NEXT].
Эта страница отображает тип самолёта и двигателя, базу данных магнитных склонений и формирование данных OEI.



ВНИМАНИЕ:
Если есть расхождение в отображении типа самолёта и/или двигателя, не вводите первоначальные данные в систему VNAV, сообщите наземному персоналу.

© ЗАО «ГСС»

НАСТРОЙКА ДИСПЛЕЯ

Для выполнения настройки ДИСПЛЕЯ, нажмите [INIT REF], [NEXT].





Для настройки дисплея, нажмите <DISPLAY> (LSK 1R).
Нажмите LSK 1L и отрегулируйте параллакс дисплея, свойственный углу просмотра.



© ЗАО «ГСС»

ОТОБРАЖЕНИЕ ИСХОДНЫХ УГЛОВЫХ ДАННЫХ

Для отображения страницы SETUP 1/1, на странице INIT REF 2/2 нажмите SETUP (LSK 1L).



По умолчанию исходной угловой величиной для всех навигационных отображений (курс, путевой угол и азимут) является северный магнитный меридиан "MAGNETIC NORTH" с символом (°) и для направления ветра является северный истинный меридиан "TRUE NORTH" с символом (T).

Исходное отображение навигационных углов управляется только переключателем в кабине экипажа на пульте ADIRS. В этом случае отображение MAG/TRUE (LSK 1L) на странице SETUP удаляется и MAG/TRUE отображается мелким шрифтом белого цвета.

При входе в полярную зону (широта выше N73 или ниже S60), исходная угловая величина автоматически возвращается к истинному меридиану и переключение подавляется.

Если исходная угловая величина была относительно магнитного меридиана, перед входом в полярную зону, отобразится рекомендательное сообщение в блокноте об изменении магнитного меридиана на истинный.

При выходе самолёта из полярной зоны, поведение системы зависит от установки на самолёте.

© ЗАО «ГСС»

НАСТРОЙКА FMS

СДВОЕННАЯ РАБОТА FMS

В сдвоенной установке FMS, пилот может установить FMS для работы либо в синхронизированном режиме или в независимом режиме на странице SETUP 1/1.

Для отображения страницы SETUP 1/1, на странице INIT/REF INDEX 2/2, нажмите <SETUP> (LSK 1L):

1. Выберите режим работы либо INDEPENDENT или SYNCHRONIZED,



2. Нажмите LSK 5L,
3. Для подтверждения режима нажмите LSK 6R, для отмены нажмите LSK 6L.

После подтверждения перехода в режим INDEPENDENT, в блокноте появится сигнализирующее сообщение “FMS INDEPENDENT OP” всеми FMS.

Примечание: Выбор режима от INDEPENDENT в SYNCHRONIZED предотвращается с отображением сигнализирующего сообщения “UNABLE FMS-FMS SYNC”, когда:
– Связь между FMS потеряна,
– FMS с одной стороны находится в процессе выполнения зоны ожидания,
– FMS с одной стороны находится в процессе выполнения захода по GPS,
– Какая-либо FMS находится в процессе выполнения процедуры ухода на 2-ой круг,
– Одна FMS имеет другую навигационную базу данных,
– FMS имеет несовместимую программу обеспечения.

Примечание: В синхронизированном режиме, план полёта передаётся от FMS, где была сделана синхронизация, на другую FMS изменяя любой существующий план полёта.

© ЗАО «ГСС»

СИНХРОНИЗИРОВАННАЯ РАБОТА FMS

Примечание: Для того, чтобы система работала правильно в синхронизированном режиме, обе FMS должны содержать одинаковую базу данных. Более того, активная база данных должна быть одинаковой во всех FMS.
В синхронизированном режиме работы, следующие пункты автоматически синхронизируются между FMS:
– Установка данных для работы FMS (например: ввод UTC/DATE, выбор TRUE/MAG и т.д.),
– Соответствующая информация плана полёта (например: вводы или изменения плана полёта),
– Соответствующая навигационная информация (например: местоположение системы, RNP и т.д.),
– Соответствующая информация по управлению (например: запрос процедуры ухода на 2-ой круг, запрос выхода из зоны ожидания и т.д.)
– Соответствующая информация по работе радиосредств (например: команды самотестирования, данные настройки и т.д.).

Только одна FMS может изменить активный план полёта в любое время. Если одна FMS уже находится в состоянии MOD (идёт процесс изменения маршрута), любая попытка изменить план полёта другой FMS приведёт к отображению сообщения в блокноте “!CDU ENTRY CONFLICT”.

В синхронизированном режиме обе FMS будут использовать наилучшие датчики системы для вычислений навигации и управления (если они не деселектированы на странице DESELECT 1/1). Поэтому, текущее местоположение FMS, трек и путевая скорость синхронизируются.

Примечание: В синхронизированном режиме FMS перейдёт в независимый режим работы, если фаза полёта одной FMS отличается от фазы полёта другой FMS, более чем на 30 сек.

© ЗАО «ГСС»

ОБНОВЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ, ДАТЫ И ВРЕМЕНИ

На странице INIT REF 1/2, нажмите <POS INIT> (LSK2L).



На странице необходимо проверить:
Источник навигационных данных,
Сравнить координаты с местом самолёта,
Точность навигационных средств (на странице POS INIT/REF 2/3),
Время и дату.

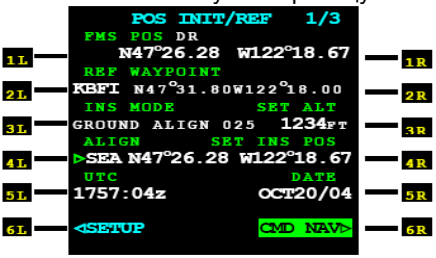
Примечание: *Местоположение/время/дата не обновляются, если навигационный режим GPS.*
При подключении питания, местоположение системы является последнее вычисленное местоположение до её выключения, или текущее местоположение GPS, если режим GPS пригоден.
Выставка местоположения, времени и даты обычно не требуется, если GPS пригодно.
Если INS не конфигурировано и местоположение GPS пригодно, ручная выставка местоположения, даты и времени обычно не требуется, кроме первоначальной установки на самолёте или возможно после технических работ. В этом случае, если местоположение GPS не пригодно, появляется сигнализирующее сообщение “SET INS POS”.

© ЗАО «ГСС»

Если навигационный режим не GPS:

1. Введите новое время в блокнот, например: 175704,
2. Переместите новое время в поле UTC нажатием LSK 5L.
3. Введите новую дату в блокнот, например: OCT20/04.
4. Переместите новую дату в поле DATE нажатием LSK 5R.

Для выставки местоположения используйте страницу POS INIT/REF 1/3:



1. Введите идентификатор аэропорта в блокнот.
2. Переместите идентификатор аэропорта в поле REF WAYPOINT нажатием LSK 2L.

Поля данных REF WAYPOINT и INS MODE после взлёта исчезают.

3. Скопируйте в блокнот местоположение аэропорта или INS нажатием LSK 2R или LSK 4R, или введите любое другое местоположение в блокнот (например: N5640.05E03755.35).
4. Переместите новое местоположение в поле FMS POS нажатием LSK 1R.

Порядок ввода координат:

1. В начале введите обозначение широты места “N” или “S” и широту места в градусах, которая состоит из двух цифр, например: [47],
Затем широту места в минутах и сотых долях минуты, например: [26.28],
2. Затем обозначение долготы места “W” или “E” и долготу места в градусах, которая состоит из 3-х цифр, например: [122],
Долготу места в минутах и сотых долях минуты,например: [18.67],
3. Нажмите SET INS POS (LSK 4R).
4. Нажмите LSK 4L ALIGN.

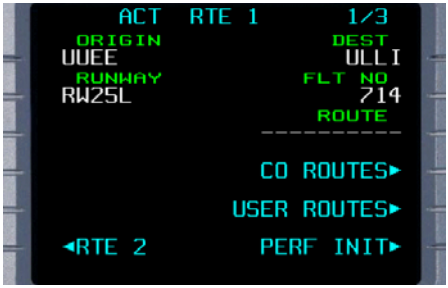
В строке 3L появится сообщение GROUND ALIGN и время оставшее до окончания выставки (около 10 -15 мин.).
После окончания выставки, место самолёта перейдёт в строку FMS POS.

© ЗАО «ГСС»

ПЛАНИРОВАНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

ВЫБОР АКТИВНОГО МАРШРУТА КОМПАНИИ

Для отображения страницы RTE 1 1/3 нажмите [RTE]:



1. Введите идентификатор маршрута компании в строку ввода.
2. Переместите маршрут компании в поле ROUTE нажатием LSK 3R.
   В заголовке отобразится "MOD". Сообщение "!WAIT" (ждите) появится в строке ввода во время поступления информации из навигационной базы данных.

3. Проверьте идентификаторы аэродромов ORIGN и DEST.
4. Введите номер рейса в блокнот и переместите его в поле FLT NO нажатием LSK 2R (до 8 знаков). Введённый номер рейса отобразится также в заголовке страницы PROGRESS.
5. Нажмите [EXEC] для активизации маршрута.
   "MOD" изменяется на "ACT". Выбранный маршрут теперь является активным.

Примечание: При загрузке маршрута компании в полете, FMS добавит знак "+" к идентификатору маршрута компании на странице ROUTE, таким образом показывая, что маршрут компании был добавлен к концу текущего плана полета.
Если маршрут компании загружен в обратном порядке, к названию маршрута добавляется приставка INV в негативной форме.

© ЗАО «ГСС»

ВЫБОР МАРШРУТА ИЗ СПИСКА МАРШРУТОВ КОМПАНИИ

Для отображения маршрутов компании, нажмите (LSK 4R) CO ROUTES:



Примечание: Если индикация CO ROUTE конфигурировано для ORIG_DEST, ввод ORIGIN или оба идентификатора ORIGIN и DEST на странице RTE1 1/X уменьшает список маршрутов компании, если на земле, для определённых полей ORIGIN или ORIGIN и DEST. После взлёта отображаются все маршруты компании.

1. Для отображения желаемого маршрута, нажмите [NEXT] или [PREV].
2. Выберите идентификатор маршрута, нажатием соответствующего LSK 4R.
3. Выберите направление, в котором маршрут загружен, переключением DIRECT/INVERSE, используя LSK 5L.
4. Страница RTE1 1/X вновь отобразится.

Проверьте идентификаторы ORIGIN и DEST.

5. Нажмите [EXEC] для активизации маршрута.

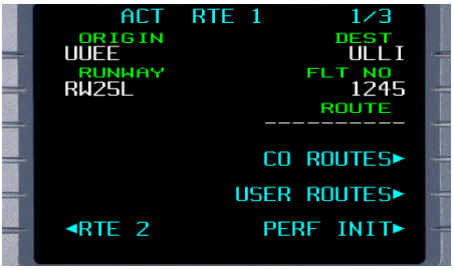
После взлёта, выбираемый маршрут компании заменит пункт назначения выбранным пунктом назначения маршрута компании и введёт разрыв в маршруте после активной точки перед выбранными точками маршрута компании.
Если процедура (например: STAR или APPROACH) является частью плана полёта, вся процедура заменяется выбранным маршрутом компании.

© ЗАО «ГСС»

ПОСТРОЕНИЕ МАРШРУТА ВВОДОМ ТОЧЕК

Если маршрут компании не пригоден, маршрут может быть создан определением аэропортов вылета и прилёта на странице ROUTE, перед вводом отдельных точек на странице RTE1 LEGS.

Нажмите клавишу [RTE] для отображения страницы RTE1 1/3.



1. Введите идентификатор аэродрома вылета в строку ввода и переместите его в поле ORIGIN нажатием LSK 1L.

Состояние "MOD" отобразится в заголовке страницы и высветится сигнализатор EXEC.

2. Введите идентификатор аэропорта назначения в строку ввода и переместите его в поле DEST нажатием LSK1R.

3. Для отображения страницы RTE1 LEGS, нажмите [LEGS].

В поле идентификации точки TO WPT отобразится 5 квадратиков зелёного цвета (□□□□□).



© ЗАО «ГСС»

4. Введите идентификатор первой точки в блокнот и переместите её в поле TO WPT нажатием LSL 1L.

Направление курса и расстояние вычисляются и отображаются от текущего места самолёта на первую точку TO WPT, подсказка INTC CRS отобразится в поле захвата курса LSK 6R в виде прочерков ("– – –").

5. Введите все последующие идентификаторы точек по очереди, вводя их в маршрут нажатием соответствующего LSK с левой стороны. Нажмите [NEXT] для отображения новой страницы RTE1 LEGS.

6. Нажмите [EXEC] для активизации маршрута.

ПОСТРОЕНИЕ МАРШРУТА ЧЕРЕЗ ВВОД ВОЗДУШНОЙ ТРАССЫ

Если маршрут компании не пригоден, маршрут может быть создан определением аэропортов вылета и прилёта на странице ROUTE, перед вводом идентификатора трассы на странице ROUTE.

1. Введите идентификатор аэропорта вылета в строку ввода и нажмите ORIGIN LSK 1L.

Статус MOD отобразится в заголовке страницы. Подсказка ERASE отобразится в поле LSK 6L и высветится кнопка [EXEC].

2. Введите идентификатор аэропорта назначения в строку ввода и нажмите DEST LSK 1R.

3. Для отображения страницы RTE1 2/2 нажмите [NEXT].



4. Введите идентификатор первой точки (WPT) в строку ввода (блокнот) и переместите её в поле "TO" нажатием LSK1R.

Ниже заголовка поля VIA отобразится DIRECT, которая отображает, что первый участок будет от текущей позиции прямо на первую точку желаемого маршрута.

© ЗАО «ГСС»

5 Введите идентификатор трассы в строку ввода (блокнот) и нажмите (LSK2L). В поле LSK2R отобразятся шесть клеточек □□□□□□.

6. Введите идентификатор следующей трассы и нажмите (LSK3L). В поле LSK 2R отобразится WPT, соединяющая эти две трассы. В поле LSK 3R отобразятся шесть клеточек □□□□□□.

7. Введите все последующие трассы в маршрут по очереди, вводя их в маршрут нажатием соответствующего LSK с левой стороны. Нажмите NEXT для отображения новой страницы ROUTE.

Примечание: Структура маршрута может быть изменена определением идентификатора точки, в которой желаемая трасса заканчивается и повторяется процедура по вводу следующих трасс.

Если аэропорт вылета или прибытия выбраны на странице DEP/ARR, название процедуры и маршрута перехода отобразятся в полях VIA и TO.

Если точка вводится сразу перед уже введенной точкой, перед разрывом маршрута будет создана процедура DIRECT TO на введённую точку и процедура DIRECT TO на уже введённую точку.

Структура маршрута может быть также изменена добавлением и/или удалением точек на выбранной странице RTE1 LEGS.

8. Для отображения первого участка нажмите [LEGS].

9. Удалите любой разрыв в маршруте.

10. Проверьте курс, расстояние, высоту/скорость каждого участка трассы по порядку нажатием [NEXT] как требуется для отображения всех участков.

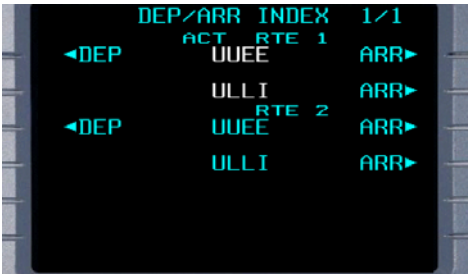
11. Активизируйте активный маршрут нажатием [EXEC].

© ЗАО «ГСС»

ПОСТРОЕНИЕ SID И TRANS SID

Для построения SID нажмите функциональную клавишу [DEP ARR].

Примечание: Если FMS конфигурирована для двух маршрутов (RTE1 и RTE2), аэропорт отправления и назначения неактивного маршрута также отображаются. Информация активного маршрута отображается белым цветом.
Коды аэропортов отправления и назначения неактивного маршрута отображаются голубым цветом.



1. Нажмите DEP (LSK1L) для отображения страницы DEPARTURES 1/1:



В заголовке страницы DEPARTURES 1/X отобразится код аэропорта вылета согласно ICAO.
Списки SIDS и RUNWAYS отобразятся для данного аэропорта.
2. Выберете RW нажатием соответствующего LSK XR.
3. Выберете SID нажатием соответствующего LSK XL:
Список SID заменится выбранным SID, с условным обозначением <SEL>.
Ниже заголовка TRANS отобразится список действующих TRANS SID для выбранного SID. Если нет TRANS SID, тогда отобразится NONE. Если RW не была выбрана, список соответствующих RW, для выбранного SID, появится с правой стороны страницы.

Примечание: После выбора RW, в списке отобразятся, только те SID которые используются с выбранной RW.

© ЗАО «ГСС»



4. Выберете TRANS SID нажатием соответствующего LSK XL.
Список TRANS SID заменится выбранным TRANS SID, с условным обозначением <SEL>.

5. Нажмите [LEGS] для отображения первого этапа маршрута:



Уберите все разрывы маршрута.
Проверьте курсы, расстояния, высоты/скорости и процедурную информацию о типе каждого этапа SID.

<u>Примечание:</u> Нажатие ERASE LSK 6L удаляет все изменения.

6. Нажмите [EXEC] для активации выбранных SID и TRANS SID.

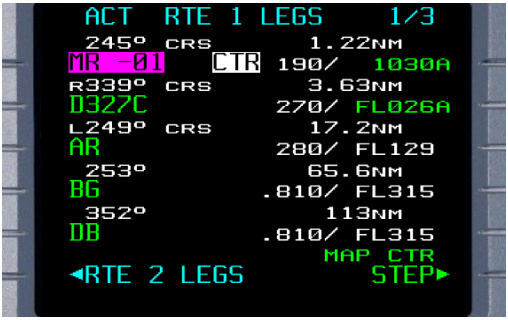


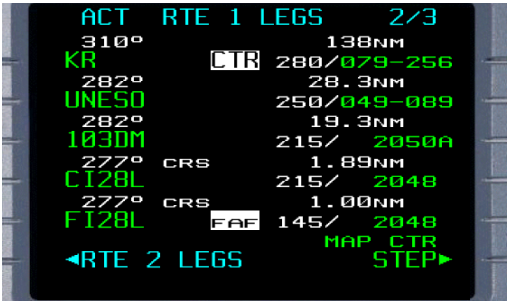
На странице DEPARTURES 1/X активные SID и SID TRANS отображаются условным обозначением <ACT>.

© ЗАО «ГСС»

ПРОВЕРКА АКТИВНОГО МАРШРУТА

Нажмите [LEGS] для отображения страницы RTE 1 LEGS 1/X:





Выполните действия по удалению всех разрывов маршрута.

Проверить ЗПУ, расстояние, высоту, скорость каждого этапа маршрута.

Нажмите [EXEC] для активации маршрута.

Статус плана полета MOD поменяется на ACT, надпись ERASE исчезает и кнопка EXEC погаснет.

ПРОВЕРКА ПРОГНОЗА RAIM

– Выполнить контроль целостности по прогнозу (GPS predict RAIM) возможности использования навигационного режима GPS системы FMS (при необходимости на всех этапах полёта-ENRT,TERM,APPR) к расчётному времени прибытия на аэродром назначения (см. (РЛЭ 3.05.10 стр.16).

© ЗАО «ГСС»

05.20 ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ ИЛИ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

ПРОВЕРКА СОСТОЯНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

GPS

1. Нажмите [INIT REF] для отображения страницы INIT/REF INDEX 1/2.
2. Выберите страницу NAV STATUS INDEX 1/1 нажатием LSK 5R NAV STATUS.



3. Нажмите GPS> LSK1R, [NEXT] для отображения страницы состояния GPS “GPS STATUS1/2 и 2/2”.





4. Для деселектирования навигационного режима GPS, нажмите LSK 6R, затем LSK 1R.

© ЗАО «ГСС»

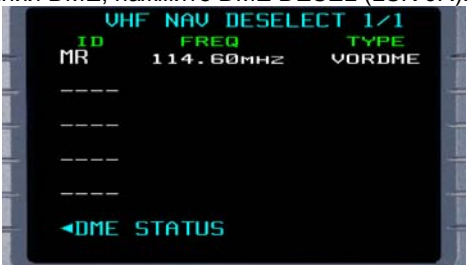


DME

На странице NAV STATUS, нажмите DME (LSK 2R) для определения состояния DME.



Введите идентификатор DME в строку ввода и нажмите LSK XL.
Для деселектирования DME, нажмите DME DESEL (LSK 6R).



© ЗАО «ГСС»

VOR/DME

На странице NAV STATUS, нажмите VOR/DME (LSK 3R) для определения состояния датчика VOR/DME.



Введите идентификатор VOR/DME в строку ввода и нажмите LSK XL.
Для деселектирования VOR/DME, нажмите VOR DESEL (LSK 6R).



© ЗАО «ГСС»

IRS 1, 2, 3

На странице NAV STATUS, нажмите IRS (LSK 4R).
Для определения точности IRS 1, 2 или 3, нажмите ACCURACY (LSK 6R).





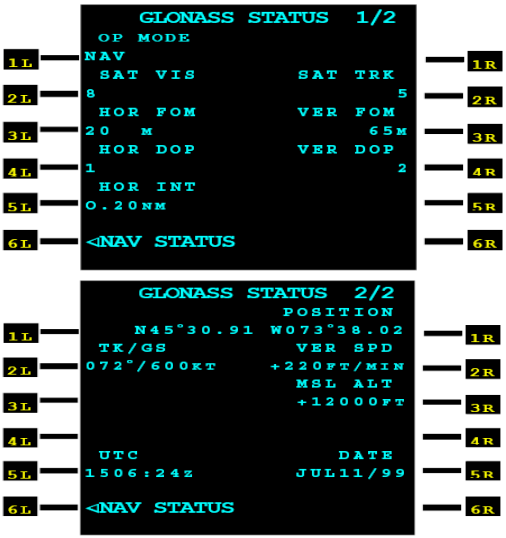
Для деселектирования IRS, нажмите на странице NAV STATUS DESELECT (LSK 6R), затем IRS (4R).



© ЗАО «ГСС»

GLONASS

Нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS>, <GLONASS> чтобы отобразить страницу GLONASS STATUS 1/X.

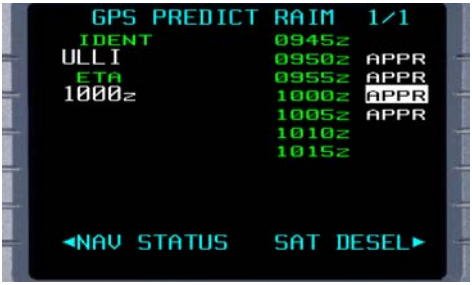


<u>Примечание:</u> Страницы GLONASS STATUS X/2 используются для отображения параметров. Поля идентичны страницам GPS STATUS X/2. Информация отображается голубым цветом, так как GLONASS не используется FMS для навигации.

© ЗАО «ГСС»

ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ СПУТНИКА

Для определения состояния расчетов PRAIM, на странице NAV STATUS, нажмите PREDICT RAIM и в ведите в строку ETA (LSK 2L) расчетное время прибытия.



Информация о состоянии спутника может быть получена из NOTAM. Спутники GPS могут быть исключены из расчетов PRAIM, если он выдает ошибочные данные. Для деселектирования спутника необходимо:

1. Отобразить страницу GPS SAT DESLECT, нажатием <SAT DESEL> LSK 6R со страницы GPS PREDICT RAIM 1/1.



2. Впечатайте в строку ввода порядковый номер спутника (PRN) и нажать LSK1L, чтобы деселектировать его. Соответствующий номер появится в негативе белого цвета.

3. Нажмите LSK2L, чтобы вновь выбрать спутник. Соответствующий номер будет отображен средним шрифтом белого цвета.

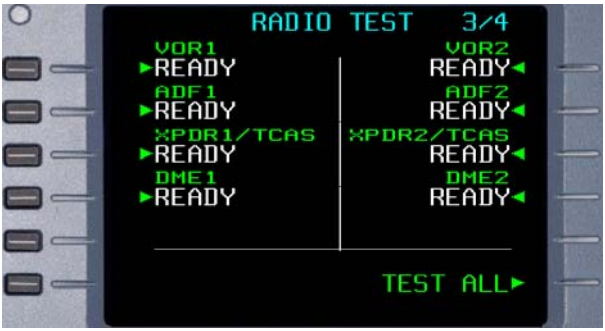
Более чем один спутник может быть исключен из расчетов PRAIM. Деселектированные спутники автоматически восстанавливаются при следующем включении питания системы.

© ЗАО «ГСС»

ПРОВЕРКА РАДИОСРЕДСТВ

Проверка выполняется только тогда, когда самолёт находится на земле для всего списка радиосредств на страницах RADIO TEST.
Для доступа к странице проверки радиосредств, нажмите [RADIO], [NEXT], [NEXT].

Нажатие TEST ALL LSK 6R первый раз вызывает появление CONFIRM? рядом с LSK радиосредств. При нажатии LSK второй раз начнётся тестирование (STARTED).
Результат состояния и проверки появляется рядом с каждым LSK радиосредства. Результатами теста являются: PASS или FAIL или TIME OUT.

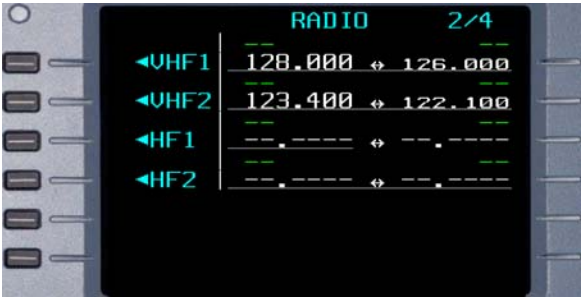


© ЗАО «ГСС»

НАСТРОЙКА РАДИОСРЕДСТВ

Для отображения страницы настойки радиосредств, нажмите функциональную клавишу RADIO.
Настройте вручную требуемые радиосредства для выполнения SID.
Для этого необходимо:
Нажать [NEXT] или [PREV] для допуска к странице RADIO 1/4, или 2/4,
В строку ввода ввести частоту радиостанции или навигационного радиосредства,
Нажать соответствующий LSK XR, радиосредство перейдёт в резервный режим.
Нажать LSK XR повторно для перевода навигационного радиосредства в активный режим.





© ЗАО «ГСС»

ПЛАНИРОВАНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

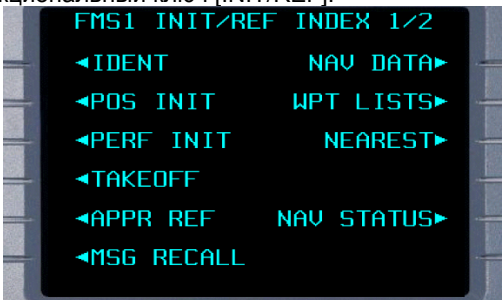
Вычисление вертикального профиля требуется для FMS, чтобы обеспечить расчетами характеристик (ETA, FUEL, SPEED и ALTITUDE), включением режима VNAV на снижении и вычислением заданной скорости FMS.
Вертикальный профиль считает все точки с ограничением по скорости, высоте, времени и планируемой скорости по плану.
Вводы, влияющие на вертикальный профиль, проверяются на соответствие ограничениям самолёта.
Во время всех фаз вертикальной навигации, исключая снижение, вертикальный профиль автоматически перевычисляется каждую минуту.
Хотя, на снижении, вертикальный профиль периодически не перевычисляется, расчеты топлива и времени обновляются один раз в минуту.
При изменении экипажем горизонтального или вертикального плана полёта, FMS вновь вычисляет вертикальный профиль во время всех фаз полёта.

© ЗАО «ГСС»

ЗАГРУЗКА ХАРАКТЕРИСТИК VNAV

СТРАНИЦЫ НАЧАЛЬНОЙ ЗАГРУЗКИ ХАРАКТЕРИСТИК VNAV

Допуск на страницы начальной загрузки характеристик VNAV осуществляется нажатием на функциональный ключ [INIT/REF].



Страница PERF INIT используется, чтобы запустить FMS с требуемыми данными характеристик для последовательности вычислений характеристик вертикальной навигации.

ВВОД ЭШЕЛОНА, ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЕТРА

На странице INIT REF1/2 нажмите PERF INIT (LSK 3L) и введите:

– В строку ввода введите крейсерский эшелон CRZ ALT (315) и нажмите LSK 1R,
– Температуру на эшелоне (CRZ TEMP) LSK 2R индицируется автоматически,
– В строку ввода введите ветер на эшелоне (CRZ WIND) и нажмите LSK 3R. Направление ветра от истинного меридиана.



© ЗАО «ГСС»

ВВОД ОБЯЗАТЕЛЬНЫХ ДАННЫХ

Вертикальный профиль может быть построен, если выполнен ввод следующих обязательных параметров:

- Активного горизонтального план полета,
- Веса топлива на стоянке (BLOCK FUEL) [LSK 2L],
- Веса самолёта без топлива (ZFW) [LSK 3L],
- Высоты крейсерского эшелона полёта [LSK 1R].

Когда самолёт находится на земле, данные от топливного компьютера не поступают. Экипаж вводит количество топлива в поле BLOCK (2L), в поле 1L отобразится взлётный вес самолёта (TOGW).
После взлёта самолёта, поле TOGW заменится на GWT. Надпись BLOCK исчезнет, в строке LSK 2L будет отображаться фактическое количество топлива. Поле TAXI исчезнет.

ВВОД ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ДАННЫХ

Следующие дополнительные данные вводятся, чтобы оптимизировать расчеты полёта вычисленные FMS:

- Прогнозируемая температура на крейсерской высоте полёта [LSK 2R],

Примечание: Ручной ввод температуры на крейсерском эшелоне перед изменением CRZ ALT будет отображать сообщение CHECK CRUISE TEMP.

- Прогнозируемое истинное направление ветра и скорость (в узлах) на крейсерской высоте [LSK 3R],
- Вес резервного запаса топлива [LSK 4L],

Примечание: Величина резервного запаса топлива включена в вес топлива на стоянке.

- Вес топлива для руления [LSK 5L],
- Величина высоты перехода берётся из навигационной базы данных [LSK 5R].

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ВЗЛЁТНЫХ ДАННЫХ

Страница TAKEOFF REF используется для ввода и отображения всех параметров относящиеся к взлёту.



На этой странице могут быть введены следующие параметры:

- Скорости взлёта: V1, VR и V2 [LSK 1L-3L],
- Уменьшенная тяга взлёта (FLX TO или DRT TO) [LSK 1R],
- Высота разгона скорости в аэропорту взлёта, ACCEL ALT [LSK 2R],
- Высота уменьшения тяги двигателя, THR RED ALT [LSK 3R

Примечание: Временно, для действующей версии программного обеспечения, не использовать режимы взлёта с уменьшением тяги двигателей: «DRT TO - FLX TO»
При использовании барометрического давления QFE установленные по умолчанию значения высот ACCEL ALT =3000FT[LSK 2R] и THR RED ALT=1500FT [LSK 3R] или установленные значения этих высот для ВПП взлёта необходимо увеличить на высоту аэродрома и ввести их вручную.
При использовании барометрического давление QNH значения высот ACCEL ALT =3000FT[LSK 2R] и THR RED ALT=1500FT [LSK 3R] установлены по умолчанию. Если значения этих высот отличаются то установить значения новых высот вручную.

Скорости, получаемые от системы SWS, отображаются для расчётных целей и не могут быть изменены:

- Минимальная скорость для уборки закрылков, FLAP RETR [LSK 4L],
- Минимальная скорость для уборки предкрылков, SLAT RETR [LSK 5L],
- Наивыгоднейшая скорость на чистом крыле, GREEN DOT [LSK 5R].

© ЗАО «ГСС»

Предупредительные сообщения на MCDU, относящиеся к скорости взлёта могут формироваться, когда самолёт находится на земле, если хотя бы одна скорость взлёта была введена:

- T/O DATA DELETED, сообщение формируется, когда все введённые скорости взлёт стёрты,
- CHECK TAKEOFF SPEEDS, сообщение формируется, если FMS обнаруживает, что есть расхождение между расчетным взлётным весом и фактическим или значения введённых **скоростей отличаются** более чем на 1 KT

ВНИМАНИЕ:

На земле при загорании на MCDU светосигнализатора MSG(желтым цветом) и предупреждения «CHECK TAKEOFF SPEED» (желтым цветом) в блокноте

1. Убедитесь в соответствии количества введенного топлива (BLOCK [2L] на стр REF INIT 1/1) и фактического топлива на борту .

2. Проверьте правильность введённого топлива для руления.

3. Если необходимо снова введите скорости взлёта для изменившегося или нового расчётного взлётного веса и убедитесь что они идентичны на обоих MCDU.

Примечание: Рекомендуется выполнять ввод маршрута и маршрута выхода, а также начальную загрузку данных характеристик на странице PERF INIT, до ввода скоростей взлёта для того, чтобы избежать стирания скоростей взлёта.

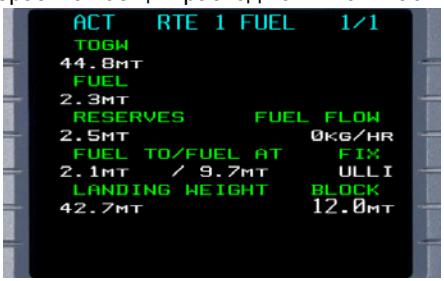
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА НА ПОЛЁТ

На странице INIT REF нажать [NEXT] затем <FUEL> для допуска на страницу RTE 1 FUEL 1/1 и введите идентификатор аэропорта прибытия в строку LSK4R :

Поле данных LSK4L отобразит количество расходуемого топлива от взлёта до точки FIX и количество оставшего топлива в точке FIX.

Поле данных LSK5L отобразит расчетный посадочный вес самолёта.

В строке LSK3R отобразится общий расход топлива в час.



ПРОВЕРКА ВЕРТИКАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ

СТРАНИЦА TAKEOFF REF

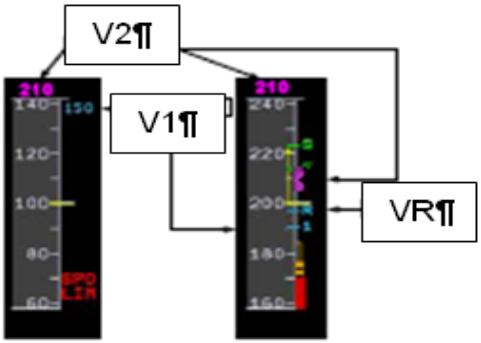
Перед взлётом, откройте страницу TAKEOFF REF и убедитесь, что:

- Введенные скорости взлёта и уменьшенная взлётная тяга соответствуют взлётному весу.
- Введённые скорости V1, V2 на MCDU соответствуют символам V1, V2 индицируемых на PFD. Для скорости VR, обращайтесь к примечанию ниже. Отображение PFD иллюстрируется ниже.
- Уменьшенная взлётная тяга (Flex или De-rate), отображаемая на EWD, соответствует введённому значению на странице TAKEOFF REF [1R].

Примечание: V2, уменьшенная взлётная тяга, превышение ВПП и высота уменьшения тяги оказывают воздействие на вычисленный вертикальный профиль. FMS предполагает, что скорость V2+10 kt будет выдерживаться до высоты разгона скорости.
VR отображается на PFD только во время разбега на взлёте.

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения, запрещено использовать режимы взлёта с уменьшением тяги двигателей: «DRT TO - FLX TO»



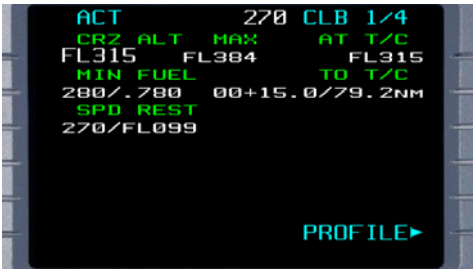


© ЗАО «ГСС»

СТРАНИЦА CLB

Перед взлётом, проверьте и подтвердите часть фазы набора, вычисленного вертикального профиля, используя страницу CLB:

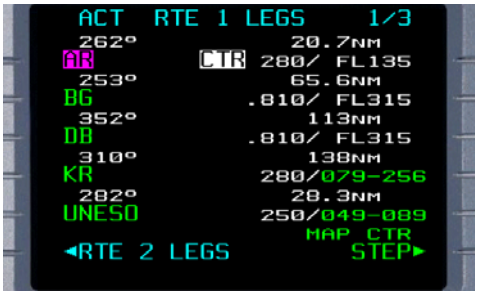
- Планируемую высоту крейсерского полёта [LSK 1L],
- Планируемую скорость набора по плану [LSK 2L],
- Ограничения по скорости в зоне аэродрома выхода [LSK 3L],
- Следующее ограничение точки по высоте в наборе [LSK 1R] (если пригодна, также отображается высота T/C) и прогнозируемая ошибка недосягаемости [3R], если ограничение не удовлетворяется,
- Расчетное время/расстояние до отображенной точки [LSK 2R].



Примечание: В случае, что точка набора, ограниченная по высоте, отображается в [LSK 1R] вместо T/C, расчетное время и расстояние до точки T/C могут быть проверены, используя поле [6R] страницы PROGRESS 1/4.

СТРАНИЦА LEGS

Страница LEGS отображает расчетную заданную скорость (или скорость ограничения) и расчетную высоту пересечения (или ограничение по высоте) для каждой точки горизонтального плана полёта, исключая точки заканчивающиеся высотой.



© ЗАО «ГСС»

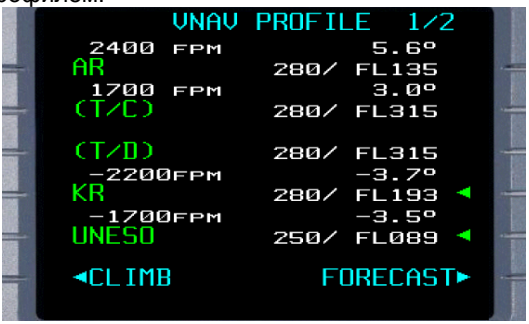
Перед взлётом, проверить и подтвердить следующие элементы вертикального профиля, отображенные на странице LEGS:

- Ограничение точки по высоте и расчетную высоту пересечения,
- Ограничение точки по скорости и расчетные заданные скорости.

Примечание: Если какое-либо ограничение по высоте или скорости отображается оранжевым цветом, выполните требуемое изменение горизонтального и/или вертикального плана полёта, чтобы исправить проблему.

СТРАНИЦА PROFILE

Страница PROFILE доступна на любой странице VNAV (CLB, CRZ, DES, APPR или GO ARROUND) и идентификаторы всех точек набора и снижения, а также любые точки крейсерского эшелона ограниченные по высоте и все «псевдоточки» (T/C, S/C, S/D, T/D, E/D), объединённые с вычисленным вертикальным профилем.



Примечание: Зелёная стрелка, отображаемая в строке [4R], показывает, что здесь есть ограничение точки по высоте и/или скорости. Нажатие LSK рядом со стрелкой переключает отображение между заданной скоростью/высотой пересечения и ограничения по скорости/высоте для всех точек, отображенных на странице PROFILE.

Перед взлётом рекомендуется проверить вычисленный вертикальный профиль, используя страницу PROFILE.
Проверьте индикацию следующих элементов, отображающихся оранжевым цветом:

- Расчетный угол наклона траектории полёта (FPA) на каждую точку или псевдоточку (не приемлемо на точку T/D, S/C, S/D).
- Расчетные вертикальные скорости (ft/min) на каждую точку или псевдоточку (не приемлемо на точку T/D, S/C, S/D).

© ЗАО «ГСС»

Требуется выполнять полёт с расчетным FPA на расчетной заданной скорости. Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж
Расчетные высоты пролёта.

- Расчетные заданные скорости.
- Местоположение псевдоточек относительно точек горизонтального плана полёта (T/C, T/D, E/D, S/C, S/D):

— Фактическое расстояние между текущим местом самолёта и следующей псевдоточкой отображенное на страницах VNAV и PROGRESS.
— Фактическое расстояние между псевдоточкой и точкой горизонтального плана полёта может быть рассчитана использованием символов T/C, T/D, E/D отображенных на ND.

<u>Примечание:</u> Если какой-либо из этих элементов отображается оранжевым цветом, выполните требуемое изменение горизонтального и/или вертикального плана полётов, чтобы исправить проблему.

© ЗАО «ГСС»

ПОДГОТОВКА К ВЗЛЁТУ

После ввода горизонтального плана полёта и начальных данных характеристик, проверьте и подтвердите элементы горизонтального плана полёта и вычисленного вертикального профиля.
Если на точку была назначена RTA, расчетное время взлёта FMS должно быть принято во внимание использованием страницы RTA PROGRESS 3/4.
Выполните следующую проверку перед взлётом:
1. Проверьте элементы горизонтального плана полёта и вычисленного вертикального профиля. Для этого необходимо:

- На панели EFCP выбрать режим ND PLAN, нажатием кнопки MODE и установить нужный масштаб, вращением селекторной ручки RANGE.
- На MCDU нажать LEGS и проверить маршрут полёта от аэродрома взлёта до аэродрома посадки и запасного аэродрома, сравнивая его с индикацией на ND.
- Для просмотра маршрута необходимо импульсным нажатием на STEP (LSK 6R) перемещать карту на ND.
- При нажатии на LSK 6R индикатор CTR устанавливается напротив точки маршрута, которая отображается в центре ND.





© ЗАО «ГСС»





2. Если для точки назначено RTA, время взлёта, рассчитанное FMS учитываться использованием страницы RTA PROGRESS 3/4. Для этого откройте страницу PROGRESS, нажмите [NEXT], [NEXT], [NEXT]. Впечатайте идентификатор в строку ввода и введите в поле LSK 1L. Введите RTA в поле LSK 1R.



3. Проверьте навигационный режим и точность навигационных средств. Для этого откройте страницу PROGRESS 1/4, затем POS INIT/REF 2/3.

© ЗАО «ГСС»



Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж



4. На странице TAKEOFF проверьте скорости V1, VR, V2, высоты THR RED ALT и ACCEL ALT.



© ЗАО «ГСС»

05.30 РУЛЕНИЕ

После получения диспетчерского разрешения на полёт (ATC CLEARANCE), необходимо подтвердить, если нужно пересмотреть:

- Страницу плана полёта (LEGS) в соответствии с разрешением,
- Установку предварительно заданной высоты задатчиком ALT.
- Установку предварительно заданного курса взлёта задатчиком HDG/TRK.
- Проверить процедуру выхода (SID), обращая внимание на страницы MCDU и индикацию EFIS.



Перед взлётом должны быть выбраны страницы на MCDU:

- Страница TAKEOFF, у пилотирующего пилота,
- Страница LEGS, у непилотирующего пилота.

На рулении проверить и пересмотреть, если требуется:

- Скорости V1, VR, V2.
- ВПП взлёта или схему выхода SID (нажать DEP/APP, затем DEP и выбрать соответствующую RW или SID).
- Нажать EXEC, для активации введённых данных.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.40 ВЗЛЁТ

ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ СТРАНИЦЫ FMS

Эта последовательность страниц дает краткий обзор страниц, используемых в полете по маршруту.



© ЗАО «ГСС»

1. RTE 1 LEGS

Отображает каждый участок маршрута и WPT. На этих страницах точки могут быть изменены или созданы, выполнены процедуры DIRECT-TO/INTERCEPT, FLY-OVER или HOLDING.

2. RTE 1 LEGS ETA

Отображает ETA для каждой WPT на соответствующей странице LEGS.

3. RTE 1 LEGS POS

Отображает широту и долготу каждой WPT на соответствующей странице LEGS.

4. PROGRESS 1/4

Отображает текущую активную WPT, расстояние до WPT (DTG), курс, расчетное время прибытия (ETA), следующую WPT, ветер, фактический путевой угол и путевую скорость (TK/GS), ошибку путевого угла и боковое уклонение (TKE/XTK), требуемые и фактические навигационные характеристики (RNP/ANP), масштаб индикатора HSI и навигационный режим.

5. PROGRESS 2/4

Эта страница отображает:

- Идентификатор пройденной WPT (FROM), фактическую высоту пересечения (ALT) и фактическое время пролёта точки (ATA),
- Расстояние до следующей точки (DTG), расчетное время прибытия (ETA) в активную точку, в следующую точку и в пункт назначения.
- Эта страница также отображает идентификатор, настроенного VOR и частоту.

6. RTA PROGRESS 3/4

Используется для вычисления требуемой скорости TAS для прибытия в точку в требуемое время (RTA). После ввода точки RTA, отображает используемый ветер для RTA или вычисления TAS рекомендованной RTA.

7. PROGRESS 4/4

Отображает составляющие значения ветра (HEADWIND, TAILWIND, CROSSWIND), курс и угол сноса (HDG/DA), истинную скорость (TAS), магнитное склонение, высоту (ALT) в футах, установка QNH, установку уровня отсчёта высоты по QNH.

Если сконфигурированы 3 комплекта страниц PROGRESS, то выше перечисленные страницы PROGRESS (пункты 4, 5, 6 и 7) убираются.

4. PROGRESS 1/3

Страница отображает идентификатор пройденной WPT (FROM), фактическую высоту пересечения (ALT) и фактическое время пролёта точки (ATA), расстояние до следующей точки (DTG), расчетное время прибытия (ETA) в активную точку, в следующую точку и в пункт назначения.

Также отображает требуемые и фактические навигационные характеристики (RNP/ANP), масштаб индикатора HSI и навигационный режим.

© ЗАО «ГСС»

5. PROGRESS 2/3

Используется для вычисления требуемой скорости TAS для прибытия в точку в требуемое время (RTA). После ввода точки RTA, отображает используемый ветер для RTA или вычисления TAS рекомендованной RTA.

6. PROGRESS 3/3

Отображает составляющие значения ветра (HEADWIND, TAILWIND, CROSSWIND), TRUE/MAG WIND, курс и угол сноса (HDG/DA), истинную воздушную скорость (TAS), Путевой угол и путевую скорость (TK/GS), магнитное склонение, ошибку путевого угла и боковое уклонение (TKE/XTK), высоту (ALT) в футах, установка QNH, установку уровня отсчёта высоты по QNH.

Переход от предполётной фазы к взлётной происходит при следующих условиях:

- РУД установлены в положение NTO, нажатием на кнопку TOGA,
- Обороты левого и правого двигателя более 50% N1,
- Путевая скорость более 80kt.
- На FMA отображается вертикальный режим “TO”.



СКОРОСТИ ВЗЛЁТА

Скорость V2 индицируется на PFD в виде:

Индекса заданной скорости M-образной формы малинового цвета расположенного на шкале скорости.

Цифровой индикации заданной скорости малинового цвета расположенного выше шкалы скорости.

ВО ВРЕМЯ ВЗЛЁТА

- На высоте 35 ft, включается режим TO TRK автоматически, если включен режим «Взлет» (TO).
- Режим LNAV (HDG или TRK) можно включить на высоте более 400 футов.
- На высоте THR RED уменьшите режим двигателям до MCL, нажатием на задатчик ALT на FGCP и самолёт перейдёт в набор.
- На FMA отобразится вертикальный режим CLB.

Примечание: На земле при значении приборной скорости меньше 60kt индицируется сообщение SWS INPUT LOST жёлтого цвета. На высоте уменьшения тяги, режим TO мигает на FMA.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.50 НАБОР ВЫСОТЫ

ПЕРЕХОД В РЕЖИМ НАБОРА

FMS переходит в фазу набора после пересечения высоты THR RED HT.

ИНДИКАЦИЯ FMA



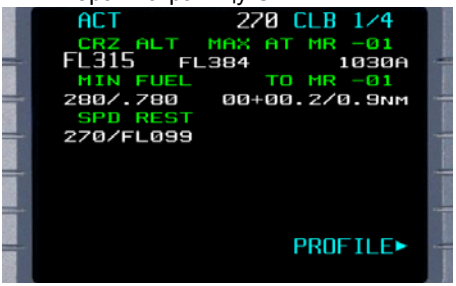
КОНТРОЛЬ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА В НАБОРЕ

Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж

Страница CLB используется для контроля параметров режима набора.

Для допуска на страницу CLB:

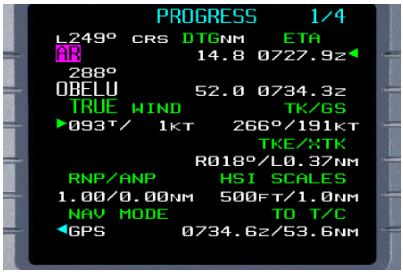
— Нажать VNAV и выбрать страницу CLB.

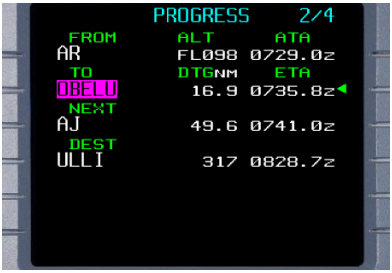


Если горизонтальный и вертикальный управляемые режимы включены, FMS обеспечивает навигацию, чтобы выполнить полёт по треку с заданным профилем полёта в соответствии с активным планом полёта.

Для контроля параметров полёта в наборе:

— Откройте страницу PROG нажатием [PROG] на MCDU.





© ЗАО «ГСС»

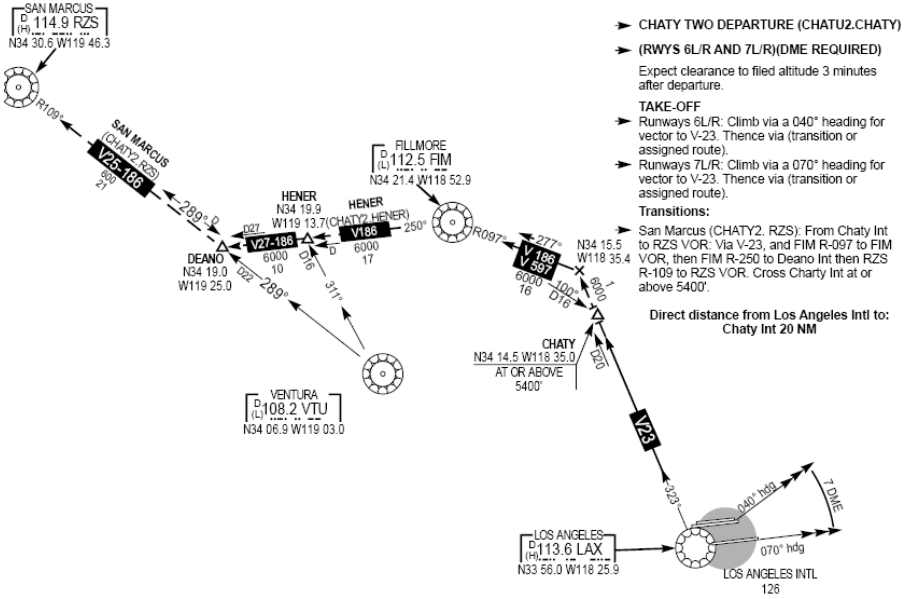
Примечание:Для действующей версии программного обеспечения не использовать при управлении самолётом в вертикальной плоскости от FMS функции « VNAV profile» и «VNAV performance» на этапах набора высоты, полёта на эшелоне, на снижении до точки FAF Управление самолётом в вертикальной плоскости рекомендуется выполнять методом «selected guidance» с FCP.

Информацию по расчёту вычисленного вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости активного плана полёта на страницах FMS: LEGS;VNAV PROFILE,CLB,CRZ;DES,PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов по FMS ,при необходимости корректируя их.

© ЗАО «ГСС»

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ В НАБОРЕ

ТИПОВАЯ ПРОЦЕДУРА SID И TRANS SID



ВНИМАНИЕ:

Экипаж при выполнении процедуры SID должен иметь в виду, что при включении режима LNAV, FMS не учитывает ограничение по крену (15°) в полёте с выпущенной механизацией.

FMS позволяет в полёте выполнять активизирование SID в неактивном маршруте.

СТАНДАРТНАЯ ПРОЦЕДУРА ВЫХОДА (SID)

Пример:
Стандартная процедура выхода в аэропорту Шереметьево, RW 25L/R.

SID AR 25D (RW 25L/R)

Ожидайте ATC CLEARANCE за 5 минут до взлёта.

Взлёт

RW 25L/R: набор на курсе 247º до пролёта точки MR-01 (удаление от VOR/DME “MR” 1.2nm, высота 1030ft и более).
Затем разворот вправо на курс 339º на точку D327C, которая определена как FLY-BY. После прохождения точки D327C, разворот влево для установления путевого угла 249º на навигационную точку NDB “AR” и дальше по назначенному маршруту.



© ЗАО «ГСС»

ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ В НАБОРЕ

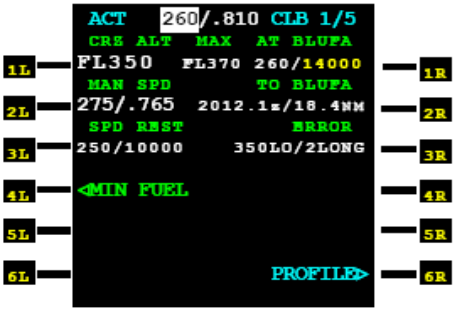
ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ

FMS, управляющая заданной скоростью набора, вычисляет ограничения скорости в районе аэродрома вылета, все точки набора, построенные с ограничением скорости и планируемые скорости набора.

Примечание: Все ограничения по скорости, которые распространяются вниз так же, как все ограничения впереди самолёта в наборе будут учитываться.

УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ

Если экипаж вводит скорость IAS/MACH в строку LSK 2L вручную, заголовок поля индицирует надпись “MAN SPD”. Данные поля отобразятся большим шрифтом. Название режима набора отобразится напротив строки LSK 4L <MIN FUEL.
Если пролёт точки ограничен скоростью, ручной ввод скорости станет заданной скоростью до пересечения заданной высоты.
Если самолёт набирает высоту выше ограничения, выделяется заданное активное число MACH в заголовке страницы, режим не отображается.



© ЗАО «ГСС»

ИНФОРМИРОВАННОСТЬ В НАБОРЕ

Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж

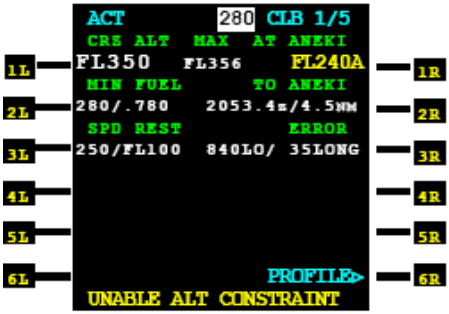
Если АТС ограничивает набор до высоты менее Т/С, важно избежать непреднамеренное нарушение ограничения высоты.
Это может быть сделано ускоренным перевычислением вертикального профиля и затем проверкой высоты пересечения обновлённой точки на странице PROFILE.

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения при управлении самолётом в вертикальной плоскости от FMS функции « VNAV profile» и «VNAV performance» не использовать на этапах набора высоты, полёта на эшелоне, на снижении до точки FAF Управление самолётом в вертикальной плоскости рекомендуется выполнять методом «selected guidance» с FCP. Информацию по расчёту вычисленного вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости активного плана полёта на страницах FMS: LEGS;VNAV PROFILE,CLB,CRZ;DES,PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов по FMS ,при необходимости корректируя их. Немедленное перевычисление вертикального профиля может быть выполнено двойным нажатием [LSK1L] на странице CLB и затем EXEC.

© ЗАО «ГСС»

НЕВОЗМОЖНОСТЬ ЗАНЯТИЯ ВЫСОТЫ ОГРАНИЧЕНИЯ

Если FMS рассчитывает, основываясь на текущую вертикальную скорость самолёта и расстояние до точки, что самолёт не займёт высоту в пределах 150ft ограничение высоты, объединённой с активной точкой набора, то:
− появится сообщение UNABLE ALT CONSTRAINT,
− недосягаемая высота ограничения отобразится оранжевым цветом на странице CLB,
− прогнозируемая ошибка по отношению к точке ограничения (недобор и расстояние) отобразятся на странице CLB в поле [LSK 3R].



РЕЖИМ НАБОРА “OPEN CLIMB”

Во время набора, FMS передаёт сигналы в автопилот и отображает на PFD заданную скорость. Самолёт отслеживает и выдерживает заданную скорость управляемую FMS. Этот режим набора называется “OPEN CLIMB”.

Примечание: Хотя заданная скорость набора, управляемая FMS, соблюдает все ограничения точек по скорости, экипаж обеспечивает соблюдение всех ограничений точек по высоте в наборе.

Во время набора, FMS продолжит управление заданной скоростью набора независимо от выбранного горизонтального режима (например: режимы LNAV или HDG).

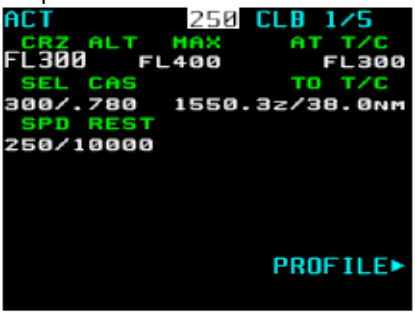
ВНИМАНИЕ:

На FGCP должна быть всегда установлена высота точки набора, которая ограничивает траекторию набора (например: ограничение AT или AT OR BELLOW), либо самолёт продолжит набор до высоты FGCP и может, поэтому нарушить ограничение высоты.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ С ПУЛЬТА FGCP В НАБОРЕ

FMS использует скорость (CAS) или число MACH, выбранную на пульте FGCP, для вычислений параметров полёта.



Примечание: – Заданная скорость, отображаемая на негативном белом фоне, останется взятой от FMS. Это скорость к которой вернётся самолёт при нажатии кнопки AUTO.
– Над полем 2L отобразится заголовок “SEL CAS” или “SEL MACH”, если CAS или MACH выбраны на пульте FGCP.

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ПЛОЩАДКА В НАБОРЕ

Горизонтальную площадку можно выполнить в любое время набора для того, чтобы соблюсти ограничение по высоте в наборе или ограничение, заданное АТС:
− установите заданную высоту на FGCP,
− для восстановления набора, увеличьте новую заданную высоту на FGCP и нажмите на задатчик ALT.

(1)Зона ожидания в наборе

Для выполнения зоны ожидания в наборе:
1. Определите тип зоны ожидания на странице HOLD (тип зоны ожидания, заканчивающийся вручную или на заданной высоте).
2. Если зона ожидания заканчивается вручную, установите на FGCP заданную высоту зоны ожидания. Если требуется, уменьшение скорости начнется автоматически до входа в зону ожидания.
3. Если зона ожидания заканчивается по высоте, действий экипажа не требуется. Текущая скорость набора будет выдерживаться и самолёт продолжит набор.

Примечание: Тип зоны ожидания может быть просмотрен на странице HOLD, поле [6L] (EXIT TYPE=MANUAL/AT TGT ALT/ONCE)

© ЗАО «ГСС»

УСТАНОВКА ДАВЛЕНИЯ НА ВЫСОТЕ ПЕРЕХОДА

На PFD, при пересечении высоты перехода (TRANS ALT), начинает под шкалой высоты мигать BARO REF, напоминая экипажу об установки стандартного давления (STD).

Экипажу необходимо:

- Установить стандартное давление вытягиванием задатчика STD на EFCP, или
- Установить давление 1013 mb в поле LSK 6L на странице PROGRESS 3/3 или 4/4 MCDU.



- Установка стандартного давления автоматически обновит индикацию любых ограничений по высоте.

Примечание: FMS выбирает и использует высоту от ниже перечисленных источников:
– Высоту барометрически исправленную от ADC,
– Высоту по давлению от ADC,
– Высоту бароинерциальную от IRS,
– Высоту от GPS.

Примечание: Барометрически-исправленная высота вычисляется и индицируется рядом с LSK 5L (PROGRESS 3/3 или 4/4). Единицы измерения обнаруживаются автоматически и ввод десятых долей не требуется.

ВЛИЯНИЕ УСТАНОВКИ ДАВЛЕНИЯ НА ПРОФИЛЬ НАБОРА

Установка стандартного давления автоматически обновит отображение любого ограничения высоты или высоты пересечения между текущей высотой и высотой перехода от MSL к FL.

© ЗАО «ГСС»

ИЗМЕНЕНИЕ КРЕЙСЕРСКОЙ ВЫСОТЫ В НАБОРЕ

Во время набора, установка высоты на FGCP выше текущей крейсерской высоты автоматически:
− обновит крейсерскую высоту, выбранную на FGCP без требующего подтверждения (не требуется нажимать EXEC или селекторную ручку на FGCP)?
− начнёт перерасчет вертикального профиля,
− автопилот не начнёт набор новой крейсерской высоты, если селекторная ручка не была нажата.

ОТКЛОНЕНИЕ ОТ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПЛАНА ПОЛЁТА В НАБОРЕ

Если, во время набора, самолёт отклоняется от горизонтального плана полёта по указанию ATC (режим HDG SEL), заданная скорость набора будет автоматически выдерживаться до тех пор, пока не будет занята крейсерская высота.

ПОЛЁТ ПО ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ В НАБОРЕ

Если во время набора выполняется полёт по параллельной траектории относительно горизонтального плана полёта (режим LNAV), заданная скорость набора будет выдерживаться до захвата крейсерской высоты.

ПЕРЕХОД К КРЕЙСЕРСКОЙ ФАЗЕ ПОЛЁТА

Для выполнения перехода от фазы набора к крейсерской фазе на планируемой крейсерской высоте, установите высоту FGCP в FMS.
Переход имеет место тогда, когда самолёт находится в пределах 150 ft крейсерской высоты. При переходе, страница отображающая VNAV автоматически изменится с CLB на CRZ.
Ожидание расчетного перехода от набора к крейсерскому полёту используется следующая индикация:

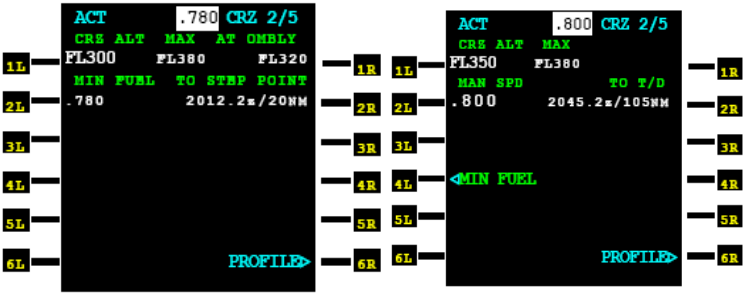
- Символ T/C, отображаемый на ND,
- ETA и расстояние до точки T/C, отображаемые на страницах CLB [2R] и PROGRESS 1/4 [6R],
- Переход вертикального режима из CLB в ALT* на FMA.

© ЗАО «ГСС»

05.60 КРЕЙСЕРСКИЙ ЭШЕЛОН

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ

FMS автоматически переходит в фазу крейсерского полёта после достижения высоты CRZ ALT, введенную на странице CLB.
Заголовок страницы меняется на CRZ.
Страница CRZ используется для выбора и отображения данных вертикального режима крейсерского полёта.
Для отображения страницы CRZ, необходимо нажать VNAV затем NEXT.
Когда самолёт находится в фазе крейсерского полёта, выбирается режим “MIN FUEL”.
Активная заданная скорость режима “MIN FUEL” выделяется на белом фоне (.780).
Точка, которая ограничена по высоте, находится над полем LSK1R.
FMS отображает вычисленную ETA и DTG до точки начала ступенчатого набора.



Ручной ввод скорости (.800) выполняется в поле LSK2L.
Самолёт находится в пределах 150 nm от точки начала снижения, FMS отображает, вычисленную ETA и DTG до T/D.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ

Во время перехода к фазе крейсерского полёта в 4-ой колонке появляется вертикальный режим ALT*.
После занятия эшелона высвечивается ALT зелёного цвета.

FMA



MCDU

Во время полёта на крейсерском эшелоне устанавливаются следующие страницы MCDU:

- Пилотирующий пилот должен контролировать параметры полёта на странице PROGRESS 1/4, 2/4, 3/4 и 4/4 и CRZ 2/4.



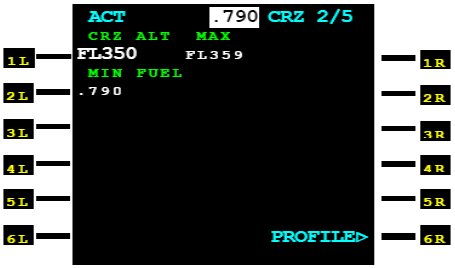
- Непилотирующий пилот контролирует расчеты и ограничения по времени, скорости, высоте на страницах LEGS.



© ЗАО «ГСС»

ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ

Страница CRZ используется для контроля всех параметров, относящихся к полёту на крейсерском эшелоне.



ВЕТЕР НА КРЕЙСЕРСКОЙ ВЫСОТЕ

Вертикальный профиль и расчеты объединённого маршрута регулируются, основываясь на смешивании текущего и прогнозируемого ветров на крейсерском эшелоне.
При вводе, используется прогностический ветер точки (для 4-х эшелонов) на странице LEGS WIND, либо используется введенный CRZ WIND на странице PERF INIT [3R] для ввода на крейсерской фазе полёта.

МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА

FMS вычисляет индикацию характеристики высоты для планируемого полёта, которая основывается на весе самолёта, температуры и скорости:

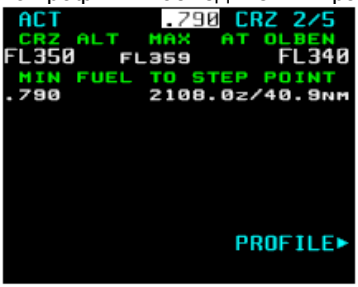
- Максимальная высота соответствует высоте, ограниченной запасом по перегрузке 1.3g и отображается на странице CLB и CRZ.

© ЗАО «ГСС»

ИЗМЕНЕНИЕ КРЕЙСЕРСКОЙ ВЫСОТЫ

(1) Ступень набора (S/C) и ступень снижения (S/D)

В активный план полёта может быть введено столько предварительно планируемых ступеней набора (S/C) или снижения (S/D), сколько желаете, как на земле, так и в полёте.
Ввод предварительно планируемых ступеней изменения высоты вызывает перерасчет вертикального профиля и объединённых расчетов.



Для ввода предварительно планируемой ступени набора (S/C) или ступени снижения (S/D) в активный план полёта:

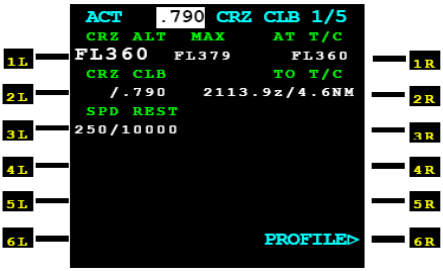
- На странице LEGS введите ограничение высоты над желаемой точкой, которая выше (S/C) или ниже (S/D) чем высота крейсерского эшелона.
- Если существующая точка плана полёта не расположена достаточно близко к месту желаемой ступени изменения высоты, введите точку маршрута и назначьте ограничение высоты на эту точку.

Подготовьтесь к набору или снижению в первой предварительно планируемой ступени изменения высоты увеличением/уменьшением высоты FGCP на планируемую ступень высоты.
При подходе к точке ступени, нажмите селекторную ручку предварительного выбора высоты и самолёт начнёт набор или снижение на ступень высоты.

Примечание: – Ступень набора является характеристикой набора, в то время как ступень снижения является снижением на малом газе. Обе ступени выполняются на крейсерской скорости.
– Сообщение CHECK SELECTED ALT появится за 10nm до точки ступени, если установленная высота FGCP не находится в пределах 150 ft планируемой ступени высоты.
– Предварительно планируемая ступень набора/снижения не может быть введена в активный план полёта, если точка ступени находится в пределах 50 nm от расчетной точки снижения (T/D).

© ЗАО «ГСС»

(2) Немедленный набор на крейсерском эшелоне



При увеличении высоты на FGCP и нажатии на задатчик ALT:

- Самолёт будет набирать установленную высоту на FGCP на текущей крейсерской скорости.
- Страница, отображающая VNAV автоматически перейдет на страницу CLB и заголовок страницы изменится на CRZ CLB.
- Крейсерская высота автоматически обновится на высоту FGCP в активном или измененном маршруте (который из них отображается).
- Вертикальный профиль будет перевычисляться для новой крейсерской высоты.

Примечание: Сообщение A CHECK CRUISE TEMP появится как результат набора крейсерского эшелона, если температура, введённая вручную была объединена с предыдущей крейсерской высотой.

(3) Немедленное снижение с эшелона



Если самолёт находится на удалении более 50 nm от точки T/D

Снижение инициируется уменьшением высоты на FGCP и нажатием на задатчик ALT:

- Самолёт начнёт снижаться и занимать высоту, установленную на FGCP.
- Страница CRZ автоматически изменит заголовок на CRZ DES.

© ЗАО «ГСС»

- Крейсерская высота автоматически обновится на высоту FGCP в активном или измененном маршруте.
- Вертикальный профиль будет автоматически перевычисляться по новой крейсерской высоте.
- CRZ ALT может быть изменена вручную до установления новой высоты на FGCP. Однако, самолёт не начнёт снижение до тех пор, пока не уменьшите высоту на FGCP и задатчик ALT не будет нажат. Если это действие выполнено, автопилот включит режим DES.

Если самолёт находится в пределах 50 nm от точки T/D:

- Установите на FGCP новую заданную высоту (текущая крейсерская высота остается без изменения и самолёт сохраняет свою высоту).
- Нажатие на кнопку VNAV, подготавливает режим VNAV автопилота.

Три варианта включения режима снижения:

− При нажатии подсказки DES NOW на MCDU, автопилот включает режим VNAV, самолёт начинает снижение.

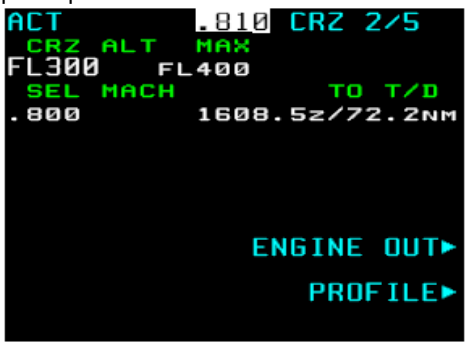
− При нажатии на задатчик ALT, автопилот включает режим DES, самолёт начинает снижение.

− После пролёта точки T/D, самолёт начинает снижение и включается режим VNAV.

Примечание: Может появится сообщение A CHECK CRUISE TEMP.

УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ С ПУЛЬТА FGCP В РЕЖИМЕ CRZ

FMS использует скорость (CAS) или число MACH, выбранную на пульте FGCP, для вычислений параметров полёта.



Примечание: – Заданная скорость, отображаемая на негативном белом фоне, останется взятой от FMS. Это скорость к которой вернётся самолёт при нажатии кнопки AUTO.
– Заголовок над полем 2L заместится “SEL CAS” или “SEL MACH”, если CAS или MACH выбраны на пульте FGCP.

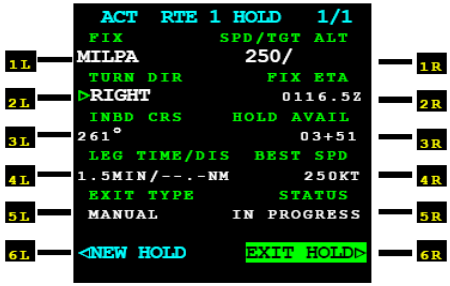
© ЗАО «ГСС»

ПОСТРОЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ

Ограничения по скорости, назначенные для точки крейсерского эшелона, будут выдерживаться от момента, когда точка будет построена и до тех пор пока:

- Не будет введена вручную новая скорость, или,
- Не будет введена RTA для точки, или,
- Не будет построена другая точка с ограничением по скорости, или,
- Самолёт не перейдёт на снижение.

ЗОНА ОЖИДАНИЯ



При выполнении зоны ожидания на крейсерском эшелоне:

1. FMS управляет уменьшением скорости до входа в зону ожидания. Эта скорость будет выдерживаться, если новая скорость не будет введена вручную во время нахождения в зоне ожидания.
2. Расчёт топлива будет обновляться.

Тип входа в зону ожидания:

- PARALLEL HOLD ENTRY
- TEADROP(OFFSET) ENTRY
- DIRECT HOLD ENTRY

Тип входа в зону ожидания индицируется на дисплее MCDU белым цветом за 5 минут и за 10 секунд до точки FIX.

Возможно изменение первоначально индицируемого типа входа в зону ожидания в случае изменения МС требующего этого с выдачей соответствующей информации на MCDU.

В случае прямого входа в зону ожидания надпись пропадает после 1-го пролёта точки FIX и после 2-го пролёта в остальных двух случаях.

В зоне ожидания inbound track индицируется всегда. Ошибка в курсе и ЛБУ выдаются относительно INBOUND track/ а расстояние «ДО» всегда до FIX.

Примечание: В ручном режиме управления самолетом, вход в зону ожидания и полет в зоне ожидания выполнять без использования планки бокового отклонения с контролем и коррекцией местоположения самолета относительно точки FIX по дальности и азимуту, боковому уклонению на дисплее MCDU.

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ

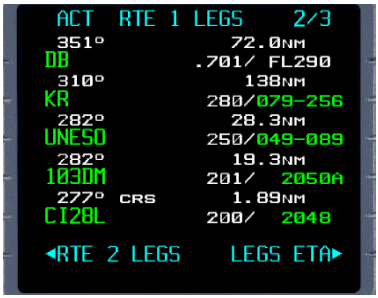
ОТОБРАЖЕНИЕ УЧАСТКОВ МАРШРУТА

Для отображения страницы ACT RTE1 LEGS, нажмите функциональную кнопку [LEGS].

На странице отображается активный участок на первую точку и последующие 4 участка. Расстояние до первой точки, есть расстояние, которое необходимо пролететь самолёту от текущего места.

Примечание: В зависимости от конфигурации, идентификатор первой точки отображается в негативном цвете малинового или белого цвета.





Для последовательного отображения всех участков, нажмите кнопку NEXT.

Максимальное количество точек используемых в плане полёта 199.

Примечание: При выполнении полета по замкнутому маршруту, когда аэродром вылета является аэродромом посадки, возможно отсутствие индикации части маршрута на дисплее ND

Участки неактивного маршрута могут быть также просмотрены на странице RTE 2 LEGS 1/X нажатием LSK 6L, подсказка <RTE 2 LEGS>.

Страницы соответствующие неактивному маршруту индицируются голубым цветом.

Примечание: Для действующей версии программного обеспечения не использовать RTE2 . Изменение маршрута рекомендуется осуществлять модифицируя активный план полёта.

© ЗАО «ГСС»

ВВОД ДАННЫХ О ВЕТРЕ

Для этого необходимо:

1. Нажать [LEGS] для отображения страницы ACT RTE 1 LEGS,
2. Для отображения страницы LEGS WIND, нажмите LEGS ETA (LSK 6R), затем LEGS WIND (LSK 6R).



3. На странице LEGS WIND введите данные ветра в точках по маршруту.



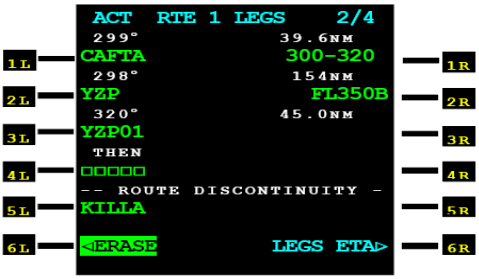
4. На странице LEGS WIND, нажмите LEGS ETA для определения расчетного времени прибытия.



© ЗАО «ГСС»

ИЗМЕНЕНИЕ ПЛАН ПОЛЁТА

Когда сделано какое-либо изменение в активном плане полёта, изменённый план полёта отобразится на ND и MCDU.
Для изменения плана полёта:
Нажмите [LEGS], [NEXT], [PREV].
Введите новый идентификатор WPT в строку ввода (например: YZP320/45).
Нажмите соответствующий LSK XL после той точки, откуда должен измениться план полёта, идентификатор отобразится под определённым номером (например: как YZP01).
После ввода новой точки появится разрыв в маршруте.
Нажмите [EXEC] для подтверждения изменений в маршруте или отмените их LSK 6L<ERASE>.



© ЗАО «ГСС»

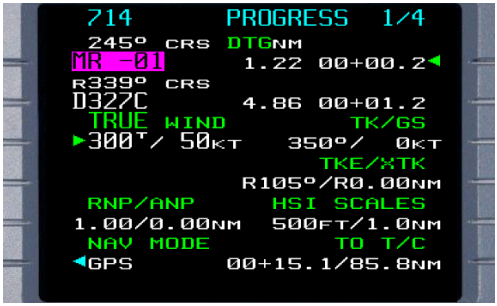
ОТОБРАЖЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА

Индикация параметров полёта отображается на страницах PROGRESS.

1. Индикация DTG и ETA

Для определения расстояния до точки DTG и расчётное время прибытия ETA:

- Нажмите [PROG] для отображения страницы PROGRESS 1/4.
- Напротив первой и следующей точек индицируется информация DTG и ETA.



2. Индикация ветра

Для выбора истинного или магнитного направления ветра нажмите LSK 3L. Для ввода фактического ветра:

- В строку ввода введите направление и скорость ветра,
- Нажмите LSK 3L для ввода ветра.

3. Изменение RNP

Для изменения текущей RNP введите необходимое значение в строку ввода в NM и нажмите LSK 5L.

RNP, введенная пилотом, выделяется большим шрифтом.

Для возвращения к RNP фазы полета, нажмите [CLR], затем LSK 5L.

Примечание: Если введенная RNP превышает текущее значение RNP фазы полета, в строке ввода отображается “VERIFY RNP VALUE”.

4. Отображение навигационных режимов

Текущий навигационный режим (NAV MODE) FMS отображается в поле LSK 6L. Для более полного просмотра состояния текущего навигационного датчика, нажмите LSK6L, чтобы отобразить страницу POS INIT/REF.

© ЗАО «ГСС»

5. Отображение точек FROM, TO, NEXT и DEST

На странице PROGRESS 2/4 отображается информация для активного маршрута. На этой странице отображаются:

- Точка от которой следует самолёт (FROM), фактическая высота и время пролёта точки,
- Точка на которую следует самолёт (TO), расстояние и расчетное время пролёта точки,
- Следующая точка после первой (NEXT), расстояние и расчетное время пролёта точки,
- Пункт назначения (DEST), расстояние и расчетное время прибытия.

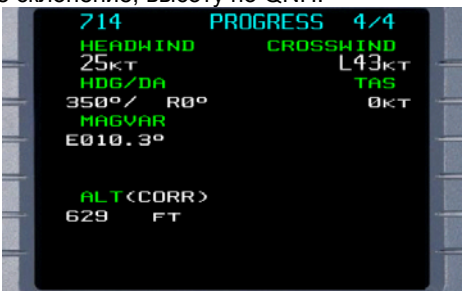
Неподтверждённые изменения в маршруте нажатием [EXEC] игнорируются.



6. Информация о навигационных параметрах полёта

Для отображения страницы с навигационными параметрами полёта, нажмите [PROG], [PREV].

Страница PROGRESS 4/4 отображает составляющие ветра (HEADWIND/TAILWIND и CROSSWIND), курс, угол сноса, истинную воздушную скорость, магнитное склонение, высоту по QNH.



© ЗАО «ГСС»

СОСТОЯНИЕ ДАТЧИКА И СПУТНИКА GPS

Для отображения страницы NAV STATUS INDEX 1/1, нажмите [INIT REF], <NAV STATUS> (LSK 5R).



Для отображения страницы GPS STATUS 1/2, нажмите GPS (LSK 1R).





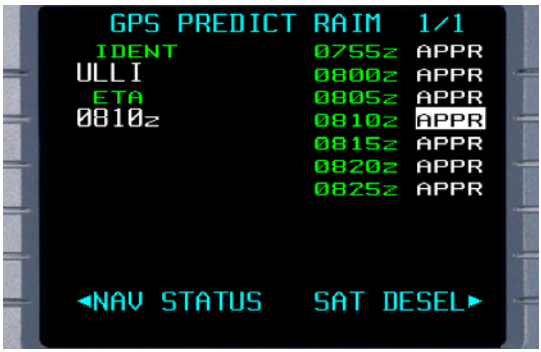
© ЗАО «ГСС»

ПРОГНОЗИРУЕМЫЕ ЗАПРОСЫ RAIM

ВНИМАНИЕ:

Не рекомендуется выполнять прогнозирующие запросы RAIM вручную, когда самолёт находится в районе входа в зону захода, так как FMS также автоматически посылает прогнозирующие запросы RAIM. Ручной прогнозирующий запрос RAIM не выполняется, когда самолёт находится в пределе 6nm от точки FAF.

Для отображения страницы NAV STATUS INDEX 1/1, нажмите [INIT REF], <NAV STATUS> (LSK 5R).
Для отображения страницы GPS PREDICT RAIM 1/1, нажмите <PREDICT RAIM> (LSK 1L).



Страница GPS PREDICT RAIM 1/1 для аэропорта прибытия отображается с ETA в поле LSK 2L. Времена прибытия перечислены справой стороны дисплея отображаются для ETA (в центре, в негативном виде), и с интервалами 5 минут до и после ETA, максимум до 15 минут. После короткой задержки, результаты вычисления прогнозирующего RAIM отображаются для каждого времени прибытия.

© ЗАО «ГСС»

Возможными результатами являются:

ОТОБРАЖАЕМЫЙ ЗАПРОС	ПРОГНОЗ HIL
APPR Заход на посадку	HIL ≤ 0,3 nm
TERM Район аэродрома	0,3 < HIL ≤ 1,0 nm
ENRT Маршрут	1,0 < HIL ≤ 2,0 nm
NONE Фаза полета не определена	HIL > 2.0 nm
“ **** ”	HIL не рассчитывается, из-за отсутствия текущего альманаха, или отказа датчика GPS.

1. Для определения прогнозируемого HIL для любой точки, введите идентификатор точки в блокнот и переместите его в поле IDENT нажатием LSK 1L.

Поле ETA замещается черточками (“- - -“), правая сторона дисплея ничего не отображает.

2. Введите ETA для новой точки в блокнот и переместите его в поле ETA, нажатием LSK 2L.

Диапазон времён прибытия появится справой стороны дисплея и после короткой задержки отобразятся прогнозируемые значения HIL для каждого времени прибытия.

Примечание: 1. Прогнозирование HIL может быть начато в любое время и для любой точки, сохранённой ли в системе или нет, она является частью активного маршрута. Если идентификатор, того аэропорта и заход выбран, вычисление целостности основывается на точке MAP, либо используется местоположение контрольной точки аэропорта. Если точка не является частью маршрута, должно быть также введено ETA.

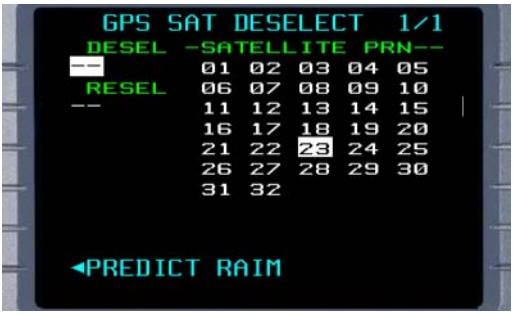
2. Также используется для океанических/наиболее удалённых фаз полёта.

Если функция прогнозирующего RAIM показывает, что целостность инструментального захода не пригодна для ETA, экипаж должен изменить ETA (новое ETA достигается путём изменения скорости или маршрута), выполняется заход с другим одобренным оборудованием или выход из условий полёта по приборам.

© ЗАО «ГСС»

ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ СПУТНИКА

Для отображения страницы GPS SAT DESELECT, нажмите <SAT DESEL> (LSK 6R) на странице GPS PREDICT RAIM 1/1.



Спутники GPS могут быть исключены из вычислений PRAIM, если спутник выдаёт ошибочные данные. Информация о состоянии спутника может быть получена по NOTAM.

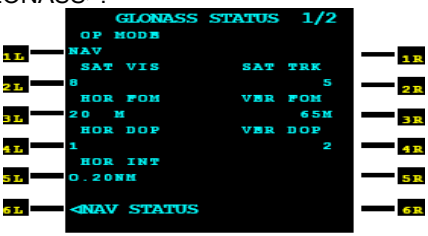
1. Введите номер спутника в блокнот (PRN).
2. Нажмите LSK 1L для деселектирования спутника. Соответствующий номер спутника появится в негативном белом цвете, или:
3. Нажмите LSK 2L для выбора спутника вновь. Соответствующий номер спутника вновь появится в среднем шрифте белого цвета.

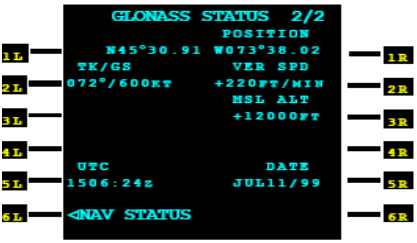
Из вычислений PRAIM может быть исключено более одного спутника. Деселектированные спутники автоматически включаются при следующем включении питания системы.

© ЗАО «ГСС»

СОСТОЯНИЕ НАВИГАЦИОННОГО СРЕДСТВА GLONASS

Для отображения страницы GLONASS STATUS 1/2, 2/2, нажмите [INIT/REF], <NAV STATUS>, <GLONASS>.



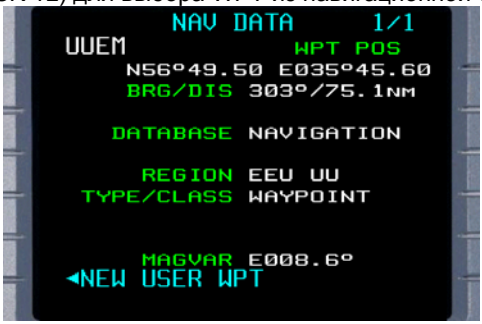


Примечание: Страницы GLONASS STATUS 1/2 и 2/2 используются для отображения параметров переданных GLONASS. Описания полей идентичны странице GPS STATUS.Страница GLONASS отображается голубым цветом, чтобы подчеркнуть, что GLONASS не используется FMS для навигации.

ИНФОРМАЦИЯ О ТОЧКЕ ИЗ НБД

Для получения информации о точке из НБД:

1. Нажмите [INIT REF], WPT DATA>LSK 1R для отображения страницы NAV DATA 1/1.
2. Впечатайте желаемый идентификатор (WPT, навигационного средства, аэропорта, временной точки).
3. Нажмите “ID” (LSK 1L) для выбора WPT из навигационной базы данных.

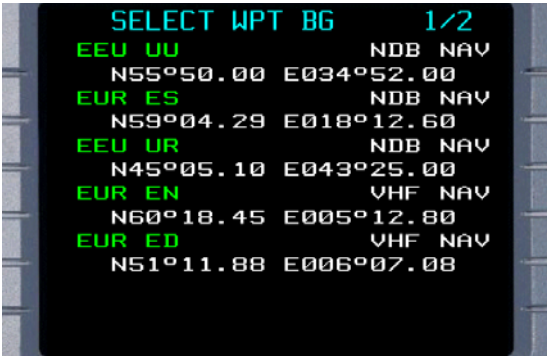


© ЗАО «ГСС»

4. Подробная информация соответствующая выбранному типу идентификатора отображается на одной или двух страницах, как требуется. Если идентификатор отсутствует в базе данных, в блокноте отображается сообщение “!NOT IN DATABASE”.

ОТОБРАЖЕНИЕ ИДЕНТИЧНЫХ ИДЕНТИФИКАТОРОВ

Страница SELECT WPT 1/X автоматически отобразится, когда навигационная база данных имеет несколько WPT с одинаковыми идентификаторами.
Идентификатор отображается в заголовке страницы.
Список WPT отображается на необходимом количестве страниц в порядке увеличения дистанции от текущего местоположения.
Для выбора нужной точки WPT:
Найдите нужную точку WPT по региону, типу, координатам.
Нажмите соответствующую LSK XL для выбора нужного идентификатора.
Дисплей возвращается на страницу, где был введен идентификатор, с выбранным идентификатором в строке ввода.



При вводе пилотом в план полета (активный или неактивный) идентификатора точки, который не является единственным, отображается страница SELECT WPT, если любая из двух моделей ввода используется:

- Ввод через клавиатуру MCDU.
- Ввод через LSK MCDU с любой страницы, кроме страниц RTE X LEGS, PROGRESS или RTE X.

Точка выбранная оператором на странице SELECT WPT вводится в план полета перед разрывом в маршруте.
Если пилот вводит единственный идентификатор точки в план полета (активный или неактивный) через клавиатуру или LSK на MCDU с любой страницы, кроме страниц RTE X LEGS или PROGRESS или RTE X, точка вводится в план полета перед разрывом маршрута.

© ЗАО «ГСС»

Если пилот вводит копированную точку через LSK FMS на страницах RTE X LEGS или PROGRESS или RTE X в план полета (активный или неактивный), тогда будут удалены все промежуточные точки плана полета до выбранной WPT (если точка вводится до ее текущего положения в плане полета). Точка введётся в план полета перед разрывом маршрута (если WPT вводится после ее текущего положения в плане полета).
Если пилот вводит в активный маршрут (неактивный) копированную точку с любой страницы неактивного маршрута (активного), тогда действия будут аналогичные когда вводится идентификатор используя клавиатуру MCDU.

Примечание: Маршрут может содержать точки с одинаковыми идентификаторами, но с разными координатами (часто названные WPT пользователя вводится оператором с идентификатором уже существующие в навигационной базе данных).
База данных компании (обычно составляется на основе используемой навигационной базой данных) не должна иметь повторяющиеся идентификаторы точек в сравнении с навигационной базой данных.
Если повторяющиеся идентификаторы существуют, наличие дублирующих точек в базе данных компании не будут показаны на странице SELECT WPT.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

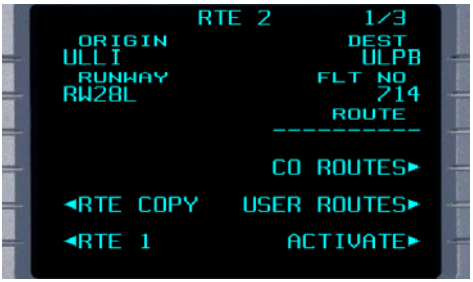
05.70 ПОДГОТОВКА К СНИЖЕНИЮ

МАРШРУТ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ

Маршрут на запасной аэродром строится как неактивный маршрут, который затем активизируется при уходе на запасной аэродром.

Для построения маршрута необходимо:

1. Нажать функциональный ключ [RTE], для допуска на страницу RTE 1.
2. Нажмите RTE2 (LSK6L) и введите аэродром ухода на запасной и запасной аэродром.
3. Нажмите ACTIVATE (LSK 6R) на странице RTE 2.



4. Для построения маршрута, нажмите [LEGS] и на странице RTE 2 LEGS введите точки маршрута и подтвердите (нажатием CONFIRM).

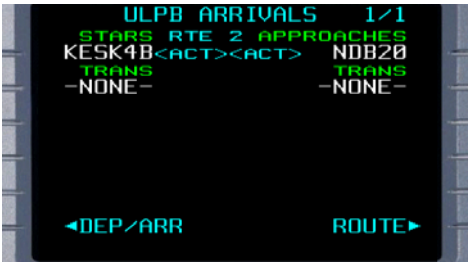


© ЗАО «ГСС»

5. Введите в блокнот курс на первую точку (например:OLOBA) и затем переместите её в поле LSK 6R.
6. Для активизации маршрута, нажмите [EXEC].



7.Нажмите функциональный ключ [DEP/ARR] и введите STAR для запасного аэродрома.



8. Проверьте курсы и расстояния по маршруту, если требуется, уберите разрывы в маршруте.



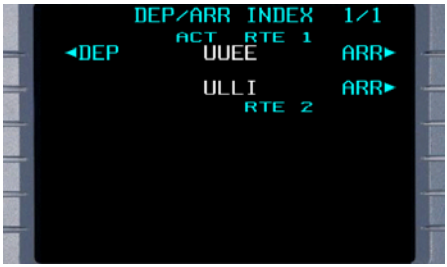
9. Для активизирования маршрута, нажмите EXEC.

© ЗАО «ГСС»

ВЫБОР STAR

Эта процедура основана на STAR и STAR TRANS и предполагает, что только эти части процедуры прибытия должны быть загружены.

1. Нажмите [DEP/ARR] для отображения страницы DEP/ARR INDEX 1/1.



2. Нажмите ARR>LSK 1R(2R) для отображения страницы ARRIVALS 1/1 аэропорта назначения.

Страница ARRIVALS 1/X отображается с названием аэропорта в верхней строчке заголовка.

Ниже отображаются, списки STAR, APPR и RW для выбранного аэропорта.



3. Выберете необходимый STAR, используя кнопку PREV/NEXT, и нажмите соответствующей LSK XL.

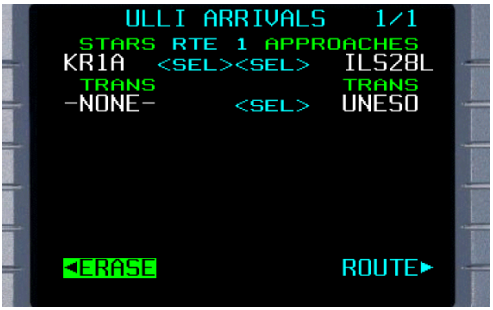
Список STARS замещается выбранным STAR с признаком <SEL>. Список STAR TRANS, для выбранного STAR, отображается ниже STARS, под заголовком “TRANS”. Если TRANS не используются, то отображается “NONE“. Список APPR и RW, для выбранного STAR отображается на правой стороне страницы.

Примечание: Если APPROACH был уже выбран, тогда отобразятся STARS, используемые только с выбранным APPR.

4. Выберете необходимый STAR TRANS, используя [PREV] / [NEXT], и нажмите соответствующей LSK XL.

Список STAR TRANS замещается выбранным TRANS, с признаком <SEL>.

Примечание: Выбранная процедура может быть изменена нажатием соответствующей левой LSK, чтобы снова показать желаемый список.



5. Нажмите [LEGS] ([PREV] [NEXT]) для отображения маршрута STAR.



© ЗАО «ГСС»



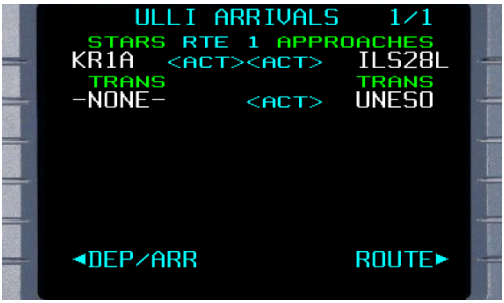
Примечание: Для определенных STAR и STAR TRANS, выбор APPR или APPR TRANS могут быть также затребованы до загрузки точек STAR в маршрут из навигационной базы данных. Сообщение «!SELECT TRANS/APPR/RWY» отобразится в строке ввода.

6. Закройте все разрывы в маршруте.

7. Проверьте курсы, расстояния, высоты/скорости и информацию о типах процедурных этапов STAR.

8. Нажмите [EXEC] для активации выбранных STAR и STAR TRANS или отмените изменения LSK 6L <ERASE>.

9. На странице ARRIVALS, активные STAR и STAR TRANS отобразятся с признаком <ACT>.



© ЗАО «ГСС»

ПОДГОТОВКА ВЕРТИКАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ К СНИЖЕНИЮ

Страница DES FORECAST используется для ввода прогнозируемого ветра на снижении (страница 1/2) и информация об аэропорте прибытия (страница 2/2). FMS использует следующие данные для вычисления вертикального профиля:

1. Прогнозируемый ветер на снижении. Прогноз ветра на снижении может быть введён для 4-х эшелонов. Прогнозируемые ветра смешиваются с текущим ветром во время снижения.
2. Профиль снижения регулируется, основываясь на прогнозируемом давлении аэродрома посадки. Этот ввод уменьшает внезапное изменение VDEV при переходе от стандартного давления на давление аэродрома посадки во время пересечения TL.
3. Эшелон перехода (TL).
4. Температура в аэропорту назначения. Ввод отрицательной температуры в пределах от 0 ºC до (-55 ºC), вызывает температурную коррекцию ограничений высот точек захода, точек пересечений и MDA/DA.



Для ввода ветра на снижении необходимо:

Нажать FORECAST (LSK 6R) на странице VNAV PROFILE, для открытия страницы DES FORECAST 1/2.

Ввести прогнозируемый ветер на снижении.

Нажать EXEC для активации данного прогноза ветра.

© ЗАО «ГСС»

Для ввода давления на аэродроме посадки и эшелона перехода необходимо:



На странице DES FORECAST 1/2 нажать [NEXT], чтобы открыть страницу DES FORECAST 2/2,

Ввести давление аэродрома в строку ввода и нажать LSK 1R,

Ввести эшелон перехода в строку LSK 2R,

Ввести отрицательную температуру в поле LSK 1L,

Нажать EXEC для активизации данных.

Примечания: 1. Если ввод температуры не был выполнен, предполагается, что отклонение от стандартной температуры равно 0 в аэропорту прибытия.

2. Появится сообщение UNABLE TEMP COMP ALT, если по крайне мере одна высота точки, компенсированная на температуру, является выше, чем самая наименьшая высота точки не компенсированная на температуру.

3. Вводы положительной температуры используются для выработки профиля, но они не компенсируют ограничения высоты точки на температуру.

4. Смотрите в разделе СНИЖЕНИЕ влияние установки давления на профиль снижения.

ВНИМАНИЕ:

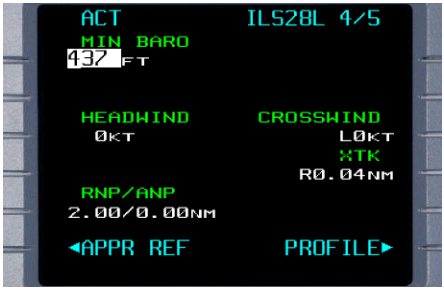
Если значение барометрического давления не введено в аэропорту прибытия, это может привести к нарушению ограничения высоты во время снижения.

© ЗАО «ГСС»

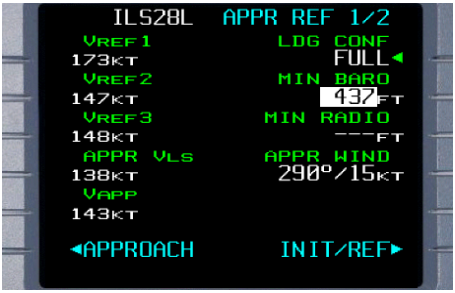
ВВОД МИНИМУМА И СКОРОСТИ ЗАХОДА

Для ввода минимальной барометрической высоты снижения:

- Нажать VNAV, [NEXT] для допуска к странице APPROACH 4/4,
- В строку ввода ввести минимальную высоту, затем нажать LSK 1L.



- Для отображения скоростей захода нажмите APPR REF (LSK 6L).



© ЗАО «ГСС»

ПРОВЕРКА ТРАЕКТОРИИ СНИЖЕНИЯ

До начала снижения, важно просмотреть вычисленную траекторию снижения, чтобы убедиться в последовательности и обоснованности вычисленного FMS профиля снижения и расчетов. Проверьте профиль снижения, используя следующие страницы:

1. Страница DES.

Если заход ещё не загружен, проверьте расстояние до точки E/D и высоту от аэропорта прибытия.

2. Страницы LEGS и PROFILE.

Убедитесь, что отсутствуют ошибки в ограничении точки, такие которые отображаются оранжевым цветом в поле скорости или высоты.

3. Страница PROGRESS 1/4.

Проверьте ETA и расстояние до точки T/D.

Примечание: Отображаемая точка T/D на странице PROGRESS и карте ND соответствует захвату траектории снижения и высоте крейсерского эшелона.

ПЕРЕХОД К ФАЗЕ СНИЖЕНИЯ

FMS автоматически переходит в режим снижения в точке T/D и автоматически отобразится страница DES, если до этого был выбран режим VNAV (если была отображена другая страница, нажатие на функциональный ключ VNAV отобразит страницу DES). Точка T/D соответствует:

- Началу вертикального изменения траектории, которая захватит траекторию снижения, или,
- Планируемой точке уменьшения скорости, если требуется уменьшение скорости до планируемой скорости снижения.

Индекс вертикального отклонения появляется на PFD и его числовое значение на странице MCDU DES.

Функция ошибки вертикального отклонения должна индицировать положение самолёта относительно вертикальной траектории во время снижения.

© ЗАО «ГСС»

Примечание: 1. В пределах 50 nm от точки T/D экипаж должен подготовить режим VNAV, нажатием на кнопку VNAV FGCP.
FMA отобразит ALT зелёного цвета и VNAV голубого цвета.
Режим VNAV включится, когда FMS включит фазу снижения.
2. Если требуется уменьшение скорости, FMS перейдёт в режим СНИЖЕНИЯ, как только начнётся уменьшение скорости, однако FMS даёт команду на снижение в начале вертикальной траектории снижения.
3. Появится сообщение A CHECK SELECTED ALT за 10nm до точки T/D, если заданная высота не является, по крайней мере, менее 150ft, чем крейсерская высота.
4. Вертикальное отклонение относительно траектории снижения отображается, начиная с точки T/D.
5. FMA автопилота переходит от ALT к VNAV, когда режим VNAV включится.
FMA автомата тяги отображает THRUST или SPEED в зависимости от того, траектория снижения является траекторией характеристики или траекторией GPP.

© ЗАО «ГСС»

05.75 СНИЖЕНИЕ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

В случае наличия разногласий между процедурами STAR, опубликованными в документах аэронавигационной информации и имеющимися в СМА-900 FMS, следует использовать опубликованные процедуры STAR.

ВВЕДЕНИЕ

Полная процедура подхода, включая стандартный маршрут подхода (STAR) и STAR TRANS могут быть загружены в маршрут в одно и то же время, полностью или частями, в зависимости от полученного разрешения АТС. Участки прибытия выбираются из списков названных процедур, взятых из навигационной базы данных для аэропорта прибытия.
Первая точка STAR соединена с совпадающей точкоймаршруте, а последующие точки маршрута удалены. Если первая точка STAR не совпадает ни с одной из точек маршрута, тогда STAR отделяется от маршрутной части разрывом. Для определенных типов STAR и TRANS, WPT не могут быть загружены в маршрут до тех пор, пока заход не будет выбран.
APPR TRANS добавляется к маршруту после STAR и обычно разделен от него разрывом, если последняя точка STAR и первая точка захода не одинаковые.
Точки прибытия могут включать ограничения по скорости и высоте.
Если оборудование самолета выдает в FMS только барометрические высоты, необходим ручной ввод поправок высоты, чтобы преобразовать эти данные в барометрически исправленные высоты.

Примечание: Если STAR и APPR TRANS имеют общий ППМ, ограничения по скорости и/или высоте для этого ППМ применяются к обеим процедурам.
Ограничения по высоте и скорости для ППМ STAR носят рекомендательный характер.

© ЗАО «ГСС»

ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ НА СНИЖЕНИИ

Расчёт параметров вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости выполняет экипаж

Страница DES используется для контроля соответствующих параметров снижения.



ИНДИКАЦИЯ НА FMA

THRUST	LNAV	AP A/T	VNAV

СНИЖЕНИЕ С ЗАДАННОЙ СКОРОСТЬЮ

Заданная скорость снижения, управляемая FMS, рассчитывает ограничение скорости для аэропорта прибытия, все точки с ограничениями по скорости на снижении и планируемую скорость снижения по плану.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЕЙ СНИЖЕНИЯ

FMS управляет траекторией снижения, использованием регулируемой вертикальной скорости для выдерживания траектории снижения.
FMS управляет вычисленной вертикальной скоростью, для захвата и отслеживания траектории снижения.
FMS устанавливает режим IDLE на траекториях снижения по характеристике и режим SPEED на траекториях геометрически соединяющих точку с точкой (GPP).
Если FMS обнаруживает, что текущая скорость самолёта, ниже определённого предела, она даёт команду автомату тяги на увеличение режима двигателям.
FMS определяет и отображает точку уменьшения скорости перед снижением.

Примечание: Во время снижения по крутой траектории, отображаемая точка уменьшения скорости может не обеспечить требуемое уменьшение скорости. Экипаж должен контролировать скорость самолёта в этих условиях.
Для действующей версии программного обеспечения при управлении самолётом в вертикальной плоскости от FMS функции « VNAV profile» и «VNAV performance» не использовать на этапах набора высоты, полёта на эшелоне, на снижении до точки FAF Управление самолётом в вертикальной плоскости рекомендуется выполнять методом «selected guidance» с FCP. Информацию по расчёту вычисленного вертикального профиля, параметров полёта самолёта в вертикальной плоскости активного плана полёта на страницах FMS: LEGS;VNAV PROFILE,CLB,CRZ;DES,PROGRESS использовать в качестве справочной, оценивая правильность и точность расчётов по FMS ,при необходимости корректируя их.

© ЗАО «ГСС»

ВНИМАНИЕ:

Режим VNAV выключится и индикация о вертикальном отклонении на PFD и MCDU исчезнет, если отклонение превысит значение RNP в 6 раз, которое отображается в поле [5L] страницы PROGRESS 1/4, кроме следующих условий:

1. Когда было начато горизонтальное отклонение или отменено.

2. Когда был начат полёт DIRECT-TO с курсом выхода.

3. Когда была активизирована зона ожидания.

РАННЕЕ СНИЖЕНИЕ



Раннее снижение может быть начато, когда самолёт находится в пределах 50 nm от расчетной точки T/D.

Для выполнения раннего снижения:

1. Подготовьте режим VNAV, нажатием кнопки VNAV на FGCP.

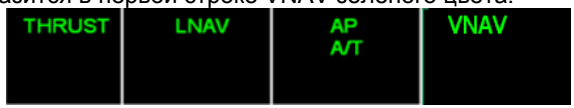
FMA отображает ALT зелёного цвета и VNAV голубого цвета.



2. Уменьшите заданную высоту на FGCP ниже текущей крейсерской высоты.

3. Нажмите подсказку DES NOW, которая появится в строке [6R] страницы DES и затем нажмите [EXEC].

На FMA отобразится в первой строке VNAV зелёного цвета.



Режим VNAV автопилота включится, и самолёт начнёт снижение.

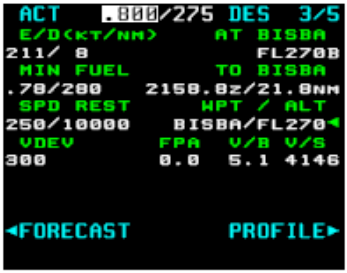
FMS даёт команду на переход к снижению с фиксированной вертикальной скоростью снижения.

Вертикальное отклонение увеличится, так как самолёт подходит к расчетной точке T/D и затем уменьшается при подходе самолёта к траектории снижения.

© ЗАО «ГСС»

ПОЗДНЕЕ СНИЖЕНИЕ

Позднее снижение выполняется, если самолёт прошёл точку T/D без снижения. Это происходит в том случае, если предварительно заданная высота на FGCP не установлена до точки T/D, однако, ошибка вертикального отклонения будет отображать положение самолёта относительно траектории снижения, и в этом случае, покажет увеличение VDEV (самолёт находится выше глиссады).



Для выполнения позднего снижения:
1. Уменьшите заданную высоту на FGCP ниже крейсерской высоты. FMA отображает ALT зелёного цвета.
2. Включите режим VNAV нажатием кнопки VNAV на FGCP. FMA отобразит VNAV зелёного цвета.

Режим VNAV автопилота включится, и самолёт начнёт снижение.
FMS переходит в режим позднего снижения и даёт команду на увеличение скорости, которая является выше чем планируемая заданная скорость снижения.
Когда VDEV становится меньше чем 150 ft, FMS переходит в режим планируемого снижения и выдерживает заданную скорость снижения.

Примечание: Во время позднего снижения FMS соблюдает все ограничения по скорости для точки.

ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ПЛАНА ПОЛЁТА НА ТРАЕКТОРИЮ СНИЖЕНИЯ

Любое изменение в плане полёта вызывает перерасчёт траектории снижения. Следовательно, когда изменение плана полёта активизируется, нажатием EXEC, может произойти скачок VDEV.

Примечание: Это особенно заметно, если самолёт находится на пологой геометрической траектории (между двух точек ограниченных по высоте), когда изменение плана полёта активизируется (нажатием кнопки EXEC).

© ЗАО «ГСС»

ИНФОРМИРОВАННОСТЬ НА СНИЖЕНИИ

ВЛИЯНИЕ ТИПА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО УЧАСТКА НА ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ

Вертикальное отклонение вычисляется нормально, как разница между высотой самолёта и расчетной высотой текущего места, кроме следующего типа горизонтального участка:

- Для участка, который заканчивается условной точкой и имеет ограничение по высоте, VDEV рассчитывается по ограничению высоты, которым заканчивается участок. Это может привести к скачку VDEV при установлении последовательности на и от этих участков.

ВНИМАНИЕ:
Режим VNAV выключится и индикация о вертикальном отклонении на PFD и странице DES исчезнет, если самолёт находится на участках векторения при отсутствии ограничения по высоте.

После этого пилот строит следующую точку вручную, индикация VNAV и режим VNAV могут быть снова включены.

СТРАНИЦА СНИЖЕНИЯ

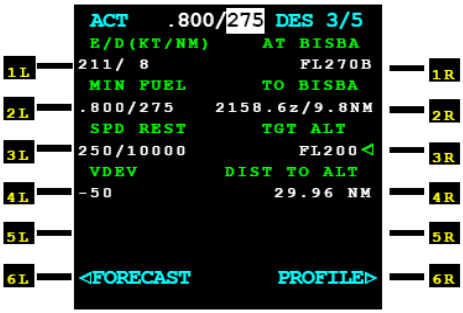
Поля данных LSK [3R] и [4R] страницы DES обеспечивают экипаж краткой ситуативной информированностью, по текущему положению самолёта относительно выбранной точки или расстоянием до занятия заданной высоты на текущей вертикальной скорости:
1. Поле [3R] отображает по умолчанию следующую точку снижения, ограниченную по высоте и высоте пересечения, кроме
каких-либо точек находящихся на маршруте или вне маршрута и высот, которые могут быть введены вручную.

Поля наклона траектории (V/B) и вертикальной скорости (V/S) в строке [4R] отображают расчетный угол наклона траектории и требуемую вертикальную скорость по траектории от текущего места самолёта до высоты пересечения в отображенной точке [3R].
FPA соответствует текущему углу траектории полёта самолёта.

2. Нажатие [3R] переключает индикацию на заданную высоту.
Поле [3R] отображает по умолчанию текущую заданную высоту FGCP, но любая высота может быть введена вручную.

Поле [4R]отображает расчетное расстояние до занятия заданной высоты при текущих условиях.

© ЗАО «ГСС»



ОГРАНИЧЕНИЕ СКОРОСТИ НА СНИЖЕНИИ

Как только точка с ограничением по скорости построена на снижении, FMS никогда не задаст скорость больше, чем ограничение точки по скорости, если не будет инициирован переход в набор или крейсерский полёт.
Если самолёт ещё не на скорости ограничения в зоне аэропорта, при подходе к высоте ограничения скорости, FMS даст команду на выполнение горизонтальной площадки на высоте ограничения скорости, пока ограничение скорости не будет достигнуто.
Снижение автоматически возобновляется, как только процесс уменьшения скорости закончится.

ВНИМАНИЕ:
При возобновлении снижения, после выполнения горизонтальной площадки на высоте ограничения скорости, самолёт не может вновь захватить траекторию снижения. Экипаж должен обеспечить выполнение ограничения по высоте соответствующей установкой предварительно заданной высоты.

НЕПЛАНИРУЕМЫЙ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ УЧАСТОК

Немедленное выполнение непланируемой горизонтальной площадки может быть начато во время снижения, для того, чтобы выполнить ограничение точки по высоте или по указанию АТС:
1. Установите предварительно заданную высоту на FGCP на требуемую высоту.
При достижении удаления необходимого для захвата высоты FGCP, включенный режим автопилота изменит индикацию VNAV на ALT.

Для возобновления снижения после выполнения горизонтальной площадки на точку, ограниченной по высоте (или, если разрешено АТС), уменьшите заданную высоту на FGCP на следующую желаемую высоту и вновь включите VNAV.

© ЗАО «ГСС»

ПЛАНИРУЕМЫЙ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ УЧАСТОК

Если траектория снижения содержит горизонтальный участок (например: определённый точками с одинаковыми высотами), FMS захватит и выполнит горизонтальный участок траектории снижения.
В этом случае, включенный режим автопилота остаётся VNAV.

НЕДОСТИГАЕМЫЕ ТОЧКИ ПО ВЫСОТЕ НА СНИЖЕНИИ

Если FMS прогнозирует, основываясь на фактическом ETE, DTG и максимальной достигаемой вертикальной скорости для текущих условий, что самолёт снизится ниже следующего ограничения по высоте более чем 150 футов:
● Появится сообщение UNABLE ALT CONSTRAINT,
● Недостигаемость высоты ограничения отобразится оранжевым цветом на страницах DES, PROFILE и LEGS.

Примечание: Контролируются только ограничения по высоте, расположенные в пределах 15nm от текущего места положения самолёта.

ЗАЩИТА ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ВЫСОТЕ НА СНИЖЕНИИ

Если FMS прогнозирует, основываясь на фактических условиях самолёта, что самолёт не долетит до точки следующего ограничения по высоте более чем 150 футов:
● FMS даст команду на выполнение горизонтального участка на высоте ограничения.
● FMS возобновит нормальное снижение, как только точка, ограниченная по высоте, будет пройдена.

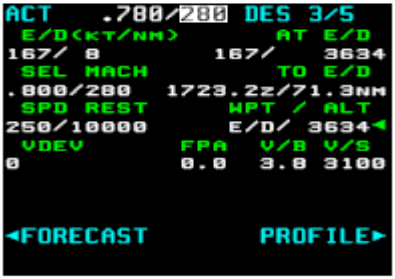
ЗОНА ОЖИДАНИЯ НА СНИЖЕНИИ

Во время снижения, если зона ожидания является частью плана полёта, будет дана команда по уменьшению скорости, если требуется, до пролёта точки FIX зоны ожидания.
VDEV отобразит отклонение относительно текущей высоты пересечения точки FIX зоны ожидания во время выполнения процедуры ожидания.

© ЗАО «ГСС»

УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ С ПУЛЬТА FGCP

FMS использует выбранную скорость CAS или MACH на FGCP для вычислений ETE/ETA.



Примечание: Заданная скорость, отображаемая на негативном белом цвете, остаётся заданной от FMS.
Заголовок над полем [2L] заместится "SEL CAS" или "SEL MACH", если скорость CAS или MACH выбрана на GFCP.
Выбранная скорость на FGCP не влияет на профиль снижения, который остаётся застывшим.

ВЛИЯНИЕ УСТАНОВКИ ДАВЛЕНИЯ НА ПРОФИЛЬ СНИЖЕНИЯ

Траектория снижения строится, основываясь на предположении, что ввод прогнозируемого давления аэродрома посадки (на странице DES FORECAST 2/2) будет соответственно выполнен на или до занятия эшелона перехода.
1. Процедура установки давления с переходом от стандартного давления (STD) на давление по QNH или QFE вызовет перерасчет вертикального профиля снижения, если:

- Установка QNH или ввод его эквивалентного значения QFE отличается от ввода прогнозируемого QNH или ввода его эквивалента QFE, или,
- Эшелон перехода находится ниже высоты ограничения скорости в районе аэропорта, какой–либо точки, ограниченной по высоте или точки E/D.

Примечание: Скачок VDEV может быть вызван разницей между прогнозируемой и фактической установкой давления на аэродроме посадки.

1. Переход на давление аэродрома посадки также изменит формат индикации с FL на MSL (если пригодно) высоты ограничения или высоты пересечения какой-либо точки между текущей высотой и эшелоном перехода. Отображение TRANS LVL [3R] на странице DES FORECAST 2/2 также исчезнет.
2. Если установка прогнозируемого давления меняется во время снижения, расчетные высоты пролёта точек снижения могут также меняться.
3. Любое изменение барометрического давления вызовет перерасчет вертикального профиля.

© ЗАО «ГСС»

4. Если QFE установлено на панели управления EFCP:

- Ограничения по высоте и высоты пересечения на MCDU отобразятся в формате MSL ниже эшелона перехода и в формате TL выше эшелона перехода.
- Следующее ограничение высоты FMS, отображаемое на PFD, корректируется по высоте аэродрома посадки.

ВНИМАНИЕ:

Если прогнозируемое значение давления аэродрома посадки введено, и фактическое давление не установлено перед снижением на TL, может иметь место нарушение высоты ограничения.

ОКОНЧАНИЕ СНИЖЕНИЯ

Вертикальная фаза полёта переходит от снижения к заходу в точке E/D.
Если процедура захода была загружена в активный план полёта, точка E/D располагается на предварительно определённом удалении по маршруту от точки FAF.
Если заход не загружен и нет точки ограничения по высоте между E/D и ВПП, E/D располагается на предварительно определённом удалении и высоте (AGL) от торца ВПП, либо E/D располагается на предварительно определённом удалении от точки, ограниченной по высоте.
FMS вычисляет предварительно определённую заданную скорость в точке E/D, основываясь на расчетный посадочный вес и дает команду на уменьшение скорости до скорости перед занятием точки E/D.

Примечание: Предварительно определённая скорость и место расположения точки E/D, может быть изменено в любое время в строке [1L] страницы DES. Скорость E/D ограничивается до минимальной допустимой скорости.

© ЗАО «ГСС»

05.80 ЗАХОД НА ПОСАДКУ

ВВЕДЕНИЕ

Навигационная база данных может содержать заходы по GPS, GPS OVERLAY, ILS, MLS и заходы по неточным системам. Типы захода обозначены префиксом, за которым следует номер ВПП:

GPS	–	заход по GPS
ILS	–	заход по ILS
LOC	–	заход по курсовому маяку
LOCB	–	заход по обратному курсу курсового маяка
MLS	–	заход по микроволновой системе “MLS”
NDB	–	заход по NDB (GPS или NDB).
*)NDBD	–	заход по NDB с использованием оборудования DME (GPS или NDB/(DME)).
RNAV	–	заход по RNAV (GPS или VOR/DME)
VOR	–	заход по VOR (GPS или VOR).
VORD	–	заход по VOR/DME (GPS или VOR/DME).

**) Использование DME для этого типа захода является необязательным.*

APPR TRANS (approach transitions) добавляются к маршруту после STAR и обычно отделяются от него разрывом в маршруте, за исключением тех случаев, когда последняя точка STAR и первая точка APPR TRANS идентичны. APPR TRANS могут содержать стандартные развороты.

Схемы ухода на 2-ой круг загружаются как часть захода.

Точки прибытия могут содержать рекомендательные ограничения по скорости и высоте.

Если выбирается ВПП, а не схема захода, в маршрут загружается только точка порога ВПП.

Когда APPR TRANS содержит стандартный разворот, FMS создает два участка полета OUTBOUND LEGS от контрольной точки стандартного разворота, с последующим разворотом в заданном направлении на посадочный курс через FAF.

Длины участков OUTBOUND LEGS стандартного разворота в штилевых условиях рассчитываются исходя из времени 1 мин. 45 сек. для скорости 180 узлов. Название двум точкам участков OUTBOUND LEGS присваивается с использованием первых трех символов контрольной точки стандартного разворота и добавлением индекса РТ. Последний символ (L или R) указывает на направление разворота в этой точке. Дополнительно, курсы двух участков OUTBOUND LEGS обозначены Р-Т.

FMS обеспечивает навигацию и наведение в нормальном режиме для двух участков OUTBOUND LEGS стандартного разворота, с последующим разворотом для выхода на посадочный курс захода точку FAF.

Удаление контрольной точки из стандартного разворота или точки первого участка OUTBOUND LEG приведет к удалению всего стандартного разворота.

© ЗАО «ГСС»

Две точки участков OUTBOUND LEGS не могут быть скопированы в блокнот и не могут быть использованы в качестве контрольных точек.

ПРИМЕЧАНИЕ:
При стыковке процедур APPROACH с процедурами APPROACH TRANS и STAR для общих ППМ при наличии ограничений по скорости и/или высоте в обеих процедурах применяются ограничения процедуры APPROACH.
Страницы APR REF отображают расчетные данные, относящиеся к заходу.





Подготовку к заходу следует выполнять перед точкой E/D с использованием страницы APPR REF 1/2:
1. Выберите планируемую посадочную конфигурацию (FULL или CONF 3) в строке [1R].
2. Введите минимум аэродрома MIN BARO (MDA/DA) в строку [2R] или минимум по радиовысотомеру MIN RADIO (DH) в строку [3R], основываясь выбранной системой захода.
3. Введите ветер на заходе [4R].
4. Проверьте достоверность скоростей захода, вычисленных FMS (VREF1, 2, 3, VLS) [1L, 2L, 3L, 4L].

Примечание: Перед точкой E/D, расчетные значения скоростей захода основываются на расчетном посадочном весе самолёта. При прохождении точки E/D, скорости захода вычисляются на основе фактического веса самолёта и его конфигурации. Скорости захода могут быть изменены вручную, если требуется.

5. Проверьте достоверность конечной скорости захода (VAPP), вычисленную FMS в строке [5L].

Примечание: VAPP вычисляется и может быть изменена, если требуется. Перед точкой E/D она вычисляется, основываясь на расчетный посадочный вес, планируемую посадочную конфигурацию и поправку ветра на заходе.
После точки E/D она вычисляется, основываясь на текущий вес и посадочную конфигурацию самолёта.

© ЗАО «ГСС»

6. На странице APPR REF 2/2 введите высоту уменьшения тяги [3R] и высоту разгона скорости [2R] для подготовки к возможному уходу на 2-ой круг.

ПЕРЕХОД К РЕЖИМУ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗАХОДА

FMS автоматически переходит в режим вертикального захода, если построена точка E/D. Активная страница VNAV автоматически переходит на страницу APPR, либо при нажатии на функциональный ключ VNAV отобразится страница APPR.

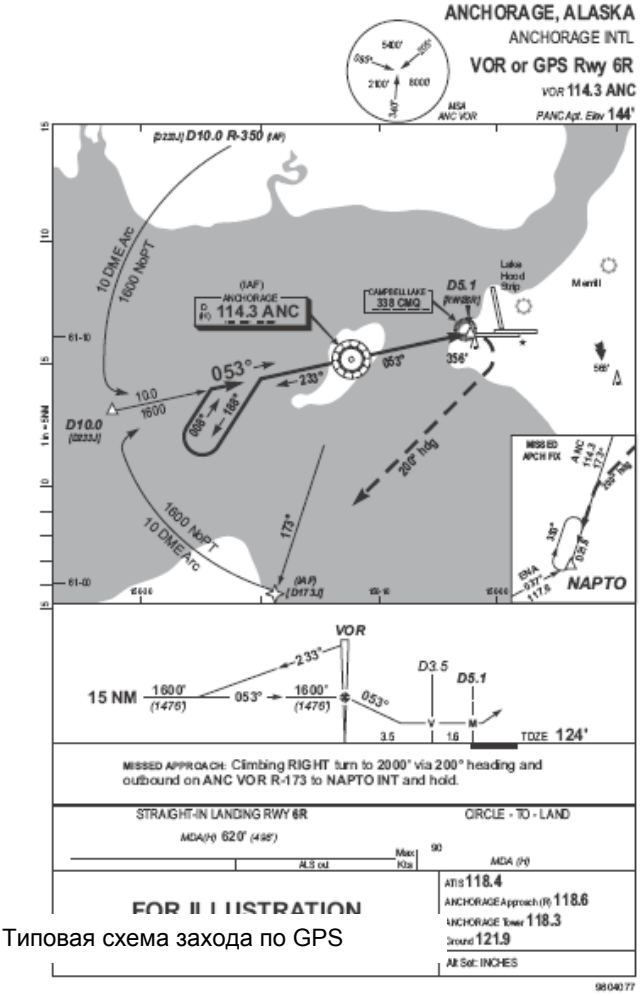
ПЕРЕХОД ОТ СНИЖЕНИЯ В НАБОР ИЛИ КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЁТ

Для перехода в фазу набора или крейсерского полёта во время снижения (до точки E/D), введите новую крейсерскую высоту на странице PERF INIT [1R], на страницах CLB [1L] или CRZ [1L].
Соответствующий активный режим VNAV (CLIMB или CRUISE) будут перевычисляться, основываясь на текущую высоту самолёта, новую высоту крейсерского полёта и горизонтальный план полёта.

© ЗАО «ГСС»

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ НА ЗАХОДЕ

FMS одобрена для приборного захода (за исключением ILS, LOC, LOC-BC и MLS), при условии, что используются необходимые датчики, указанные ниже.



Типовая схема захода по GPS

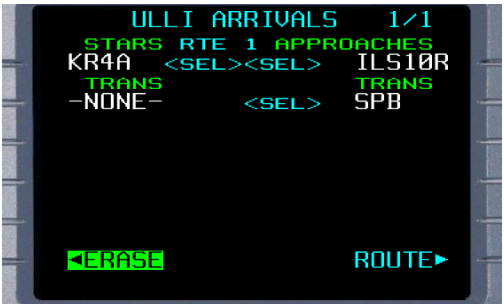
Figure 7-2 GPS Overlay Approach

ИЗМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

При изменении системы захода на посадку:

Нажмите [DEP/ARR] для отображения страницы DEP/ARR INDEX 1/1.

Нажмите ARR>LSK 2R, чтобы открыть страницу ARRIVALS 1/1 аэропорта назначения.



На странице ARRIVALS 1/X появится название аэропорта в заголовке. Заходы и RW перечисляются в правой части страницы. Выбранная схема STAR и STAR TRANS отображаются в левой части страницы.

Если STAR уже выбран, на странице отображаются заходы, которые применимы только к этому STAR.

Выберете необходимый ЗАХОД (APPROACHES) нажатием соответствующего LSK XR.

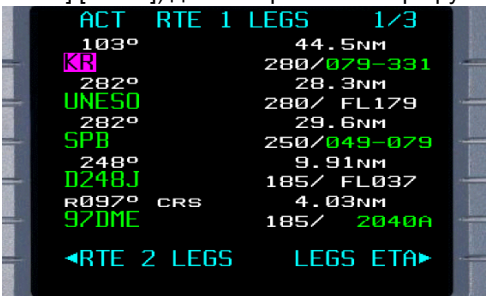
Список схем заходов заменяется выбранным с признаком <SEL>.

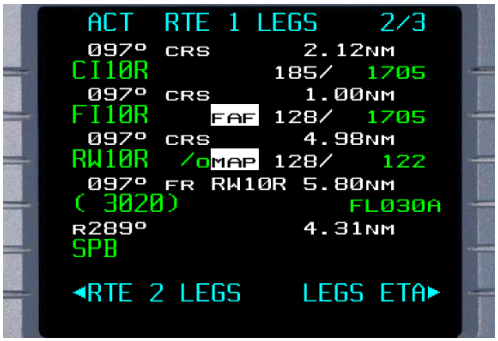
APPR TRANS (начальные контрольные точки захода), имеющиеся в наличии для выбранного захода, перечисляются под ним. В случае их отсутствия, появляется надпись NONE.

Примечание: Не выбирайте ВПП до выбора захода, если только не планируется заход по визуальным правилам полета (VFR), т.к. это приведет к тому, что в маршрут загрузится только порог ВПП.

© ЗАО «ГСС»

Нажмите [LEGS] ([PREV]/[NEXT]) для отображения маршрута захода.





Уберите все разрывы в маршруте.
Проверьте курсы, расстояния, высоты/скорости и информацию о типах процедурных этапов захода на посадку (в т.ч. схему ухода на второй круг).
Нажмите [EXEC] для активации, выбранных APPROACHES, APPR TRANS или отмените изменения LSK 6L<ERASE>.
На странице ARRIVALS, активные APPR, APPR TRANS отобразятся с признаком <ACT>.
Проверьте отображение маршрута захода на посадку на ND.

© ЗАО «ГСС»

ВХОД В ЗОНУ АЭРОДРОМА

При входе в зону аэродрома, инструментальный режим захода по GPS автоматически приводится в состояние готовности.
В радиусе менее 30 nm от аэропорта назначения и высоте менее 15000 ft (AGL), выводится следующая индикация:

- На странице PROGRESS 1/4 значение RNP меняется с 2 nm на 1 nm.

ПРИМЕЧАНИЕ: Это произойдет, если значение RNP не было установлено вручную, либо менее 1nm.

КОРРЕКТИРОВКА ВЫСОТОМЕРА

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
Высота с поправкой на барометрическое давление, вычисляемая FMS с использованием введенного пилотом давления аэродрома, обеспечивает функцию автоматической последовательности точек для участков ухода на второй круг с окончанием на заданной высоте. Ошибка в установке высотомера FMS может стать причиной выхода самолета за пределы безопасного пространства из-за несвоевременной смены WPT.

Примечание: Ввод давления аэродрома является обязательным для обеспечения захода на посадку в режиме VNAV.

Для отображения страницы PROGRESS 4/4 нажмите [PROG], [PREV].
Высота с поправкой на барометрическое давление вычисляется и отображается в строке LSK 5L (PROGRESS 4/4).



© ЗАО «ГСС»

ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЙ ЗАХОД GPS

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Прямолинейный полет от точки к точке, загруженный из базы данных, не гарантирует соответствие опубликованной схеме. При возникновении разночтений между картой захода на посадку и навигационной базой данных, опубликованная карта, дополненная NOTAMS, имеет преимущество.

Если APPROACH выбран и загружен в активный маршрут из навигационной базы данных, он будет приведен в положение готовности, и автоматически активизируется за 2 nm до FAF, как описано ниже.

Примечание: Выбор нового аэропорта назначения приведет к удалению всех точек захода и ухода на 2-ой круг из маршрута.

Примечание: Если определена зона ожидания в точке FAF, FMS будет оставаться в аэродромной фазе полета при входе в зону ожидания и выполнять заход при выходе из зоны ожидания.

В режиме GPS, FMS не войдет в режим захода, если выбран заход по ILS, LOC-BC, LOC или MLS.

ЗА 3NM ДО ТОЧКИ FAF

Появляется сообщение “HSI SCALE TO CHANGE” (изменение масштаба HSI).

ЗА 2NM ДО ТОЧКИ FAF

При наличии прогноза целостности захода GPS APPROACH в точках FAF, MAP и текущем местоположении самолета, FMS автоматически переходит в режим GPS APPROACH со следующей индикацией:

- Загорается сигнализатор GPS APPR CAP (если установлен).
- Масштаб HSI на PFD изменится от 1 nm на 0.3 nm для фазы полета APPROACH.
- На странице PROGRESS 1/4, величина RNP изменится от 1 nm на 0.3 nm для фазы полета APPROACH.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Если, в качестве этапа процедуры захода, самолету разрешено следовать прямо на точку начала маневра в зоне ожидания после ухода на второй круг (MAHF), выбор идентификатора MAHF со страницы RTE X LEGS в строку ввода и перемещение его в поле точки TO приводит к удалению всех оставшихся точек захода.

© ЗАО «ГСС»

Чтобы избежать такой ситуации, нужно идентификатор MAHF вручную ввести в строку ввода и нажать LSK 1L TO WPT. За точкой TO WPT появится разрыв маршрута, за которым идет оставшаяся схема захода.
Разрыв маршрута на любом участке полёта означает ,что дальнейшая процедура не определена (в т.ч на коротких участках) .При использовании функции DIRECT TO произойдёт устранение неоднозначности и траектория полёта будет воспроизведена на ND.

В ТОЧКЕ УХОДА НА 2-ОЙ КРУГ (MAP)

Если процедура ухода на второй круг не начата, то появляется следующая индикация:

- Флажок TO/FROM на HSI показывает FROM, означая, что точка MAP пройдена.
- Оставшееся расстояние до точки MAP, отображающееся на страницах RTE LEGS 1/X и PROGRESS 1/4, увеличивается.
- Навигация продолжается в направлении продолжения посадочного курса.
- Заход VNAV заканчивается, когда происходит пересечение порога полосы. Следует обратить внимание, что точка ухода на второй круг может не совпадать с порогом полосы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Переход к точке MAP не произойдет, пока пилот вручную не выполнит действия по уходу на 2-ой круг.

© ЗАО «ГСС»

ИНДИКАЦИЯ СООБЩЕНИЯ “NO APPR INTEGRITY”

(Предупреждение об отсутствии целостности данных для захода на посадку).
FMS определяет готовность для выполнения захода за 2 nm до FAF.
Целостность захода определяется следующим образом:

- FMS использует функцию прогнозирования автономного контроля точности в приемнике (RAIM), чтобы спрогнозировать целостность для выполнения захода.

Если RAIM FMS определяет, что целостность захода не будет обеспечена в точке FAF и/или в точке MAP, FMS остается в фазе полета в зоне аэродрома, и на удалении 2 nm до FAF происходит следующее:

- Сигнализатор GPS APPR, не загорается.
- Появляется предупреждающее сообщение NO APPR INTEGRITY и загорается сигнализатор MSG на MCDU.
- Масштаб HSI и RNP остаются на значении 1 nm.
- Заход VNAV заканчивается.

Если после перехода в фазу захода, обнаружена потеря целостности захода по GPS, (после прохождения точки FAF), сигнализация о потери целостности появится только через
5 минут после обнаружения потери:

- Управление самолетом с помощью оборудования RNAV, устанавливается в положение INVALID.
- Предупреждающее сообщение NO APPR INTEGRITY отображается в блокноте.
- Сигнализатор GPS APPR гаснет.

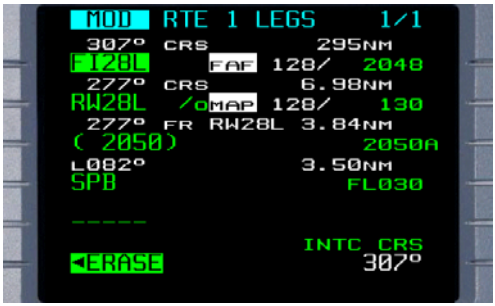
Примечание: В схеме захода по GPS OVERLAY может быть разница между оставшимся расстоянием (DTG), отображаемым FMS, и расстоянием по DME от оборудования, показанного на карте захода. Оператор должен принимать это во внимание при интерпретации данных FMS о расстоянии.

Примечание: Пилотам следует учитывать, что при выполнении захода по GPS OVERLAY, линия пути, обозначенная на картах, определяемая радиалом VOR, может в некоторой степени отличаться от курса, который дает FMS. Из-за разницы между величиной магнитного склонения, используемой для определения линии пути по VOR, и величиной, вычисляемой с помощью модели местного магнитного склонения FMS. Оба способа навигации должны давать в результате один и тот же трек над землей.

© ЗАО «ГСС»

ВЕКТОРЕНИЕ НА ТОЧКУ FAF

Разрешение УВД о следовании в точку FAF может быть обработано преобразованием загруженного захода в заход с прямой. Это выполняется в режиме навигации DIRECT-TO, так чтобы выйти на FAF с посадочным курсом.



На странице RTE LEGS 1/X:

- Скопируйте в строку ввода идентификатор точки FAF и нажмите LSK 1L для ввода в поле TO WPT.
- Введите курс захода на FAF в строку ввода и нажмите INTC CRS>LSK 6R. Шрифт курса входа изменяется на крупный и скопируется в поле TO WPT COURSE.
- Проверьте курс и расстояние участка полета до TO WPT
- Нажмите [EXEC] для активации выхода DIRECT-TO на FAF с заданного направления.

FMS обеспечивает выход на точку FAF на заданном курсе.

Можно также заранее создать заход с прямой, если ввести в маршрут временную точку в качестве начальной точки захода (IAF), созданную способом PLACE BEARING/DISTANCE от опорной точки FAF.
После получения разрешения от УВД экипаж осуществляет навигацию на созданную точку IAF методом DIRECT-TO или выходит на точку FAF с заданного направления.

© ЗАО «ГСС»

ЗАХОД С ВЫПОЛНЕНИЕМ ПОЛЁТА ПО КРУГУ

Заход на посадку по кругу может быть выполнен при сохранении точек схемы ухода на второй круг с использованием режима DIRECT TO для выхода на точку порога ВПП.
Если в маршрут загружена и активизирована схема основного приборного захода GPS или GPS OVERLEY:

- Для подготовки маневра захода по кругу, введите в блокнот номер ВПП.
- Откройте страницу RTE 1 LEGS 1/X нажатием [LEGS], и переместите идентификатор ВПП в поле TO WPT нажмите LSK 1L. В строке LSK 6R с помощью символа “---“ отображается подсказка “INTC CRS” (курс выхода на торец ВПП).
- После точки порога ВПП отображается разрыв маршрута.
- Введите курс ВПП в блокнот в качестве заданного курса захода и нажмите INTC CRS>LSK 6R.

Заданный курс переместится в поле INTC CRS LSK 6R. крупном шрифтом и также копируется в поле TO WPT CRS (курс на точку).

- Проверьте курс участка входа и расстояние до TO WPT.



Примечание: Не нажимайте [EXEC] до тех пор, пока условия видимости не позволят вам выполнить маневр захода по кругу на ВПП. Навигация и AP/FD продолжат опираться на текущий участок исходной схемы захода по приборам до тех пор, пока не будет нажата [EXEC].

- Когда позволяют условия видимости, нажмите [EXEC] для активации режима DIRECT TO с заданным курсом на ВПП.

Обеспечивается навигация и наведение на порог ВПП с заданным курсом.

Примечание: Если необходим уход на второй круг во время полета по кругу, навигация Direct TO на MAHF или на промежуточную точку схемы ухода на второй круг, (с заданным курсом или без него) обеспечит необходимую навигацию и наведение

© ЗАО «ГСС»

ВИЗУАЛЬНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ

Нажмите [DEP/ARR] для отображения страницы ARRIVALS 1/X нужного аэропорта.

Примечание: Если на экран выведена страница DEP/ARR INDEX 1/1, нажатием соответственно <ARR> (LSK 1R или LSK 2R) выберете нужный аэропорт прибытия.

Если заход уже выбран, удалить его нажатием LSK 1R.

Отобразится перечень всех заходов и ВПП.

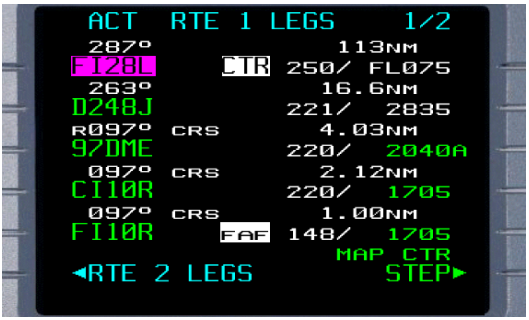
— Выберете необходимую ВПП нажатием [PREV]/[NEXT], и нажмите соответствующей LSK XR.

Заголовок поля APPROACHES заменится на RUNWAYS с отображением под ним выбранной полосы с условным обозначением "<SEL>".

— Нажмите [LEGS] для отображения страницы RTE 1 LEGS 1/X,

В маршрут вводится точка порога ВПП, затем следует разрыв маршрута.

— Создайте контрольную точку начального этапа захода (IAF) на заданном расстоянии от порога ВПП на обратном курсе ВПП, используя временную точку созданную методом PLACE BEARING/DISTANCE.



Примечание: Создание временной точки IAF необязательно, т.к. навигация DIRECT TO на порог ВПП с заданным курсом приведет к такому же результату.

— Нажмите [EXEC] для активации измененного маршрута или отмените изменения нажатием на LSK 6L<ERASE.

Навигация методом DIRECT TO на временную точку IAF, или порог ВПП с заданного направления обеспечит выполнение захода.

© ЗАО «ГСС»

АКТИВИЗАЦИЯ РЕЖИМА УХОДА НА 2-ОЙ КРУГ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Если навигация DIRECT TO выполняется на малой высоте в фазе APPROACH, FMS возвращается в фазу полета в зоне аэродрома.
В любом случае ответственность за обход препятствий и соблюдение ограничений по высоте в процессе выполнения навигации DIRECT TO лежит на экипаже.

В фазе полета APPROACH, уход на 2-ой круг может быть активирован следующим образом:

- Нажать кнопку TOGA на РУД.
- Выполните полёт методом DIRECT-TO на любую точку.

Когда уход на 2-ой круг активизирован:

- FMS возвращается в фазу полета в зоне аэродрома.
- Гаснет сигнализатор GPS APPR.
- Флажок HSI NAV исчезнет из индикации (если он был выведен на экран в результате недостаточной целостности захода).
- Сообщение NO APPR INTEGRITY исчезнет (если оно было выведено на экран).
- На странице NAV STATUS, значение RNP изменится с 0.3 nm на 1 nm.
- При пролете MAP, навигация и наведение переходит к первой точке ухода на 2-ой круг.

Полёт по схеме ухода на второй круг обеспечивается в нормальном режиме, в т.ч. полет в зоне ожидания над MAHF (в случае, когда она внесена в навигационную базу данных).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Во время ухода на второй круг, когда самолёт из-за конфигурации ограничен креном 15 градусов, FMS не поддерживает крен соответствующей этой конфигурации.
При изменении путевого угла более 15 градусов, FMS выдает управляющей сигнал автопилоту на увеличение крена до 25 градусов. Поэтому экипаж должен быть осторожны при включении LNAV в этом режиме полета. Желательно использовать режим HEADING SELECT, пока воздушная скорость не позволяет использовать углы крена более чем 15 градусов.

Выполнение ухода на второй круг отображено ниже:

- Режим AP/FD LNAV автоматически остается действующим.
- FMS возвращается в фазу полета в зоне аэродрома.
- Если режим AP/FD переключается из режима LNAV в любой другой режим, выходные сигналы управления FMS не будут больше использоваться, но FMS, тем не менее, остается в фазе захода.

© ЗАО «ГСС»

Последовательное выстраивание точек вручную.
Когда данные о высоте с поправкой по давлению аэродрома подаются в FMS, смена этапов ухода на второй круг с окончанием на заданной высоте (600) будет выполняться автоматически.
Если нет входных данных по барометрически исправленной высоте, то автоматическая смена этапов в таких точках невозможна и должна выполняться вручную.
Когда такая точка становится активной, происходит следующее:

- На экран выводится предупреждающее сообщение MANUAL WPT SEQUENCE и загорается сигнализатор MSG.
- подсказка <NEXT WPT> отобразится в строке LSK 6R на страницах RTE x LEGS 1/X и PROGRESS 1/4.

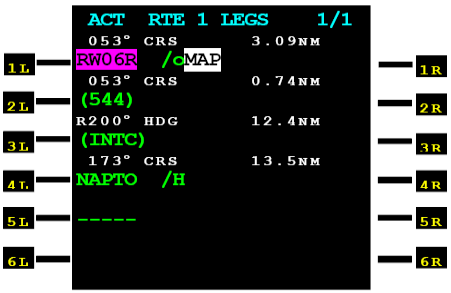
Ручная смена этапа выполняется при нажатии NEXT WPT>LSK 6R.

<u>Примечание:</u> Когда зона ожидания является частью схемы ухода на второй круг, FMS автоматически выйдет из зоны ожидания после выполнения одного круга в зоне ожидания типа «ипподром». Если необходимо продолжить ожидание, нужно ввести вручную новую зону ожидания.

При индикации страницы ACT RTE LEGS 1/X:

- Нажмите кнопку TOGA на РУД для ухода на второй круг.

Обеспечивается навигация и наведение на первый участок ухода на второй круг.



ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ

На странице ARRIVALS:



— Нажмите LSK 1R для отмены выбранного захода <ACT>.

На странице выводятся список ВПП.

— Выберите APPR и APPR TRANS и нажмите соответствующий LSK XR.
— Нажмите [LEGS] для отображения страницы RTE LEGS 1/X.

Точки новой схемы захода отделены от точки TO WPT разрывом маршрута.

— Используя режим DIRECT TO (с заданного направления или без него) постройте маршрут на первую точку новой схемы захода, в соответствии с разрешением.
— Проверьте курсы и расстояния участков схемы нового захода.
— Нажмите [EXEC] для активации выбранной схемы захода

Примечание: Активация новой схемы захода приводит к удалению всех оставшихся точек текущей схемы ухода на второй круг, за исключением активной точки. Если необходима автоматическая смена этапов от активной точки до первой точки новой схемы захода, закройте разрыв в маршруте копированием первой точки новой схемы захода в строку ввода и нажмите LSK 2L. Нажмите [EXEC].для активации нового маршрута.

© ЗАО «ГСС»

ИЗМЕНЕНИЕ ПРОЦЕДУРЫ ЗАХОДА

Для изменений процедуры захода:

- Нажмите [DEP/ARR] для отображения страницы ARRIVALS 1/1.

Примечание: Страница ARRIVALS 1/1 для аэропорта назначения будет выведена на экран по умолчанию, если самолет находится больше чем на полпути до пункта назначения. В противном случае, если выведена страница DEP/ARR INDEX 1/1, выберете аэропорт прибытия <ARR> и нажмите соответствующую LSK 1R или LSK 2R.

- Нажмите соответствующую LSK 1R (2R) для отмены выбранного APPROACH (TPANS). Нажатие этих LSK переключает состояние выбора (выбрано/не выбрано).

Выбранная схема захода (или его часть) удаляется. Повторите этот процесс в зависимости от необходимости.

Примечание: Удаление захода заново выведет на экран список всех заходы и ВПП. Удаление только APPROACH TRANSITION приводит к отображению только тех переходов, которые соответствуют выбранному заходу.

- Выберете новую схему, как описано в предыдущем разделе.
- Выведите на экран страницу MOD RTE x LEGS 1/X нажатием [LEGS], и проверьте курсы и расстояния участков измененной схемы захода.
- Нажмите [EXEC] для активации изменений маршрута.

Примечание: При проверке участков измененной схемы захода, особенно, в случаях когда новый выбор сделан только частично, необходимо особое внимание. Могут существовать разрывы маршрута, а определенные точки сохраненного участка(ов), которые могли были быть удалены автоматически при загрузке исходной схемы захода, может понадобиться вновь вводить в маршрут индивидуально вручную.

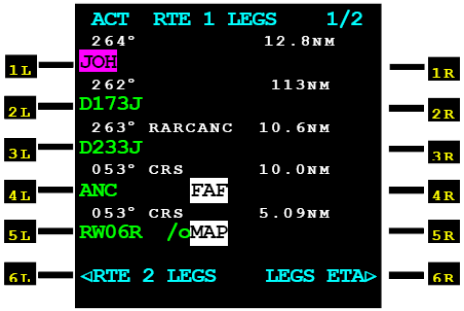
© ЗАО «ГСС»

ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ РЕЖИМА ЗАХОДА

Если режим захода активный (например, переход к фазе захода имел место в точке за 2 nm в направлении к FAF), выбор может быть отменен с сохранением точек захода и ухода на второй круг:

- приведением в действие схемы ухода на второй круг, как описано выше.
- выполнением навигации DIRECT TO на любую точку,
- если FAF еще не достигнута, зоной ожидания в точке FAF.

ЗАХОД ПО ДУГЕ DME



FMS обеспечивает автоматический, с использованием автопилота, захват дуги DME в точке начала дуги.
Захват дуги в средней точке должен осуществляться вручную, следующим образом:

- Отключите LNAV.
- Выполните DIRECT TO на начальную точку дуги.
- Выйти на дугу, управляя самолетом вручную.

Примечание: Когда удовлетворяются критерии захвата дуги (комбинация расстояния бокового отклонения (XTK) и бокового отклонения от ЛЗП (TKE)), смена этапов по дуге происходит автоматически и в конечной точке дуги автоматическая смена этапа обозначается поворотом стрелки курса на HIS по касательной к дуге в местоположении самолета.

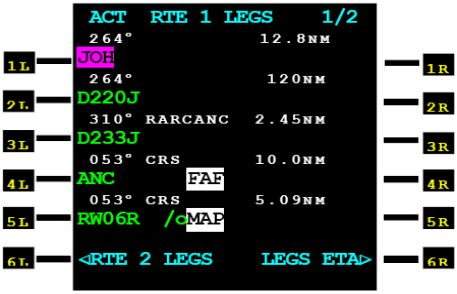
- Вновь включите LNAV.

или:
Захват автопилотом дуги в средней точке на дуге может быть выполнен перемещением точки начала дуги вдоль дуги к необходимому радиалу от DME, следующим образом:

© ЗАО «ГСС»

С идентификатором точки начала дуги в блокноте:

- Нажмите соответствующую LSK XL для копирования начальной точки дуги в строку ввода (D173J)
- Введите символ «/» и радиал необходимой средней точки дуги DME, (D173J/220).
- Нажмите [LEGS] ([NEXT] или [PREV]) для выбора места в маршруте точки начала дуги.
- Нажмите соответствующую LSK XL для вставки созданной WPT в маршрут.



Новая точка начала дуги отобразится с новым полученным идентификатором, от введенного радиала (D220J).

- Нажмите [EXEC] для активации изменений маршрута.

Сразу после выхода на дугу, стрелка курса авиагоризонта (HSI) показывает курс по касательной к траектории дуги. Боковое отклонение измеряется от этого курса. Ближе к концу дуги, автоматически происходит переход на следующую точку, с точкой упреждения разворота, рассчитанной так, чтобы не произошло перелета следующего участка при значении максимальной путевой скорости до 315 узлов.
В любое время на дуге может быть выдано сообщение HIGH ARC EXIT SPEED, которое обозначает, что комбинация истиной воздушной скорости и ветра приведет к перелету следующего навигационного участка.

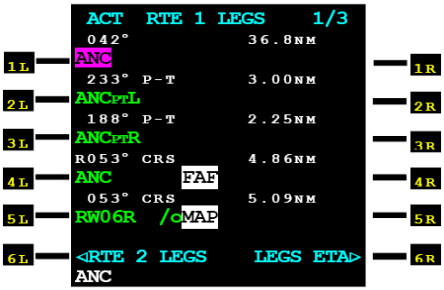
© ЗАО «ГСС»

УДАЛЕНИЕ ПРОЦЕДУРЫ РАЗВОРОТА НА ЗАХОДЕ

Если в маршрут был загружен APPR TRANS, содержащий стандартный разворот, его можно быстро удалить и маршрут можно преобразовать в заход с прямой.

При отображении на экране страницы RTE X LEGS 1/X:

- Нажмите соответствующую LSK 4L (ANC) для копирования контрольной точки стандартного разворота в строке ввода (не вводите с помощью клавиатуры).



- Нажмите LSK 1L для перемещения контрольной точки стандартного разворота в положение TO WPT.

Контрольная точка стандартного разворота и две точки выхода удаляются из маршрута MOD, и точка FAF становится точкой TO WPT с заданным входящим курсом на точку FAF, отображаемым как курс входа по умолчанию.

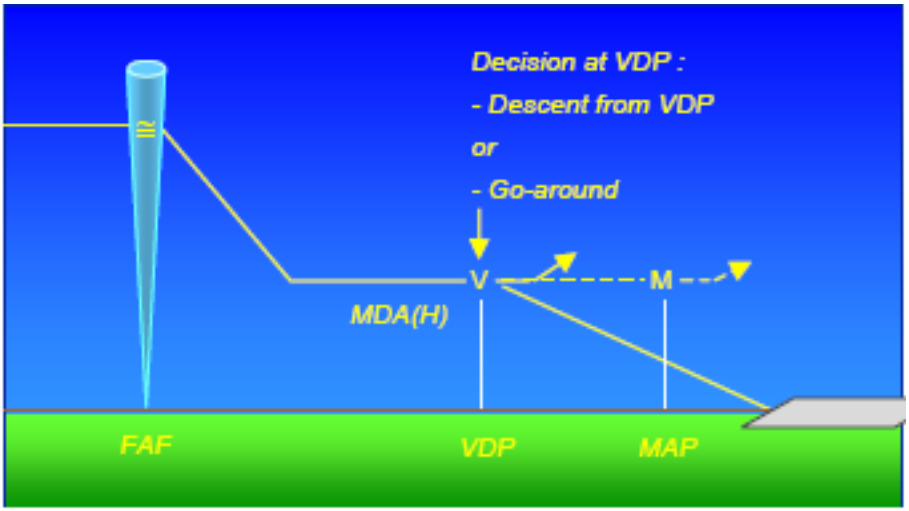
Примечание: Стандартный разворот можно удалить, если удалить контрольную точку с помощью функциональной клавиши [CLR]. Однако, в зависимости от последовательности действий при удалении и навигации DIRECT-TO, может возникнуть необходимость ввода вручную курса входа, т.к. значением по умолчанию будет значение входящего курса исходного участка полета на контрольную точку.

© ЗАО «ГСС»

ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ НА ЗАХОДЕ

ВВЕДЕНИЕ

Страница APPROACH используется для контроля всех параметров, относящихся к заходу.
Заданная скорость захода, которая вычисляется FMS, отображается в заголовке страницы, используя такие же условные обозначения, как на всех других страницах VNAV (в негативном изображении, когда режим захода является активным).
Автопилот игнорирует высоту, предварительно выбранную на FGCP, если FMS входит в фазу захода и кнопка APP на FGCP нажата. В этом случае, режимы LNAV и VNAV APP включаются и отображаются зелёным цветом на FMA.



© ЗАО «ГСС»

ТРАЕКТОРИЯ СНИЖЕНИЯ

ИНДИКАЦИЯ НА FMA

THRUST	LNAV	AP A/T	VNAV APP

Самолёт снижается по заданной траектории в режиме VNAV/LNAV с включенным AP/AT. Высота, заданная на FGCP, ниже текущей высоты самолёта и соответствует последнему разрешению, полученному от ATC. После получения разрешения на посадку от ATC, за 2 nm до точки FAF:

- Пилот включает режим VNAV APP нажатием APP на пульте FGCP,
- Устанавливает высоту ухода на 2-ой круг на пульте FGCP и на странице GO AROUND 5/5.
- Проверяет высоту MDA на странице APPR REF 1/2 или APPROACH 4/5,
- Самолёт продолжает снижение по заданной траектории.





ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Режим ALT CAPT подавляется при следующих условиях:

— Ниже высоты 400f AGL,

— В течение 0.5с после изменения заданной высоты,

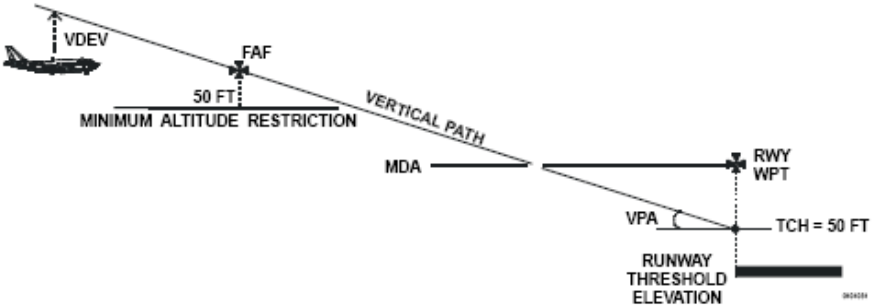
— Если траектория снижения расходится с заданной высотой (самолёт летит в противоположном направлении от заданной высоты).

— Если включен режим VNAV APP.

© ЗАО «ГСС»

ТРАЕКТОРИЯ ОКОНЧАТЕЛЬНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Траектория окончательного захода на посадку вычисляется, как геометрическая вертикальная траектория от 50ft выше торца ВПП до вычисленной высоты пересечения точки FAF.



ПРИМЕЧАНИЕ:

FPA окончательного участка захода, который берётся из навигационной базы данных, может привести к высоте пересечения FAF, превышая высоту ограничения FAF.

При достижении MDA нажать кнопку LVL OFF на пульте FGCP и в горизонтальном полёте следовать до пролёта точки MAP.

© ЗАО «ГСС»

ЗАДАННАЯ СКОРОСТЬ НА ЗАХОДЕ

Заданная скорость в заголовке и объединённая заданная скорость в поле [2L] на странице APPR изменится при изменении конфигурации самолёта во время захода.

Условия	Конфиг.	Заголовок поля [2L]	Заданная скорость	Замечания
До E/D	CONF0	V_E/D	Заданная скорость в E/D из PDB считается по расчетному посадочному весу и conf 0	Таже самая скорость E/D в [1L] страница DES
После E/D	CONF0	V_E/D	Заданная скорость в E/D из PDB считается по фактическому посадочному весу и conf 0	
	CONF1	VREF1	Заданная скорость в E/D из PDB считается по фактическому посадочному весу и conf 1	
	CONF2	VREF2	Заданная скорость в E/D из PDB считается по фактическому посадочному весу и conf 2	
	CONF3	VREF3	Заданная скорость в E/D из PDB считается по фактическому посадочному весу и conf 3	Планируемая посадочная конфигурация FULL
		VAPP	VAPP из PDB	Планируемая посадочная конфигурация CONF3
	FULL	VAPP	VAPP из PDB	Независимо от посадочной конфигурации
В любое время	Любая	MAN SPD	Заданная скорость введённая вручную	Коррекция заданной скорости для текущей конфигурации

Заданная скорость окончательного захода, вычисленная FMS (VAPP), берётся из базы данных характеристик RRJ (PDB).

Примечание: Текущая заданная скорость захода будет обновляться в полях скорости точки на странице LEGS, при изменении конфигурации.

© ЗАО «ГСС»

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ ОТ ТРАЕКТОРИИ

Если экипаж выполняет заход по неточной системе схемы GPS (NPA), ошибка вертикального отклонения сохраняет индикацию на MCDU и PFD до торца ВПП.

Если экипаж выполняет заход по ILS или MLS, индикация вертикального отклонения убирается при построении точки FAF.

ВНИМАНИЕ:

При заходе NPA, индикация вертикального отклонения отсутствует и режим VNAV выключится, если требования целостности местоположения на этапе захода не удовлетворяются за 2nm до точки FAF или экипаж начал уход на 2-ой круг.

Примечание: Когда требования целостности местоположения на этапе захода не удовлетворяются, фаза горизонтального плана полёта остаётся TERMINAL. В этом случае,HIS отображает TERM.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

05.90 УХОД НА 2-ОЙ КРУГ



В точке MAP, при отсутствии видимости RW, должна быть начата процедура ухода на 2-ой круг.
Для ухода на 2-ой круг необходимо нажать кнопку TOGA на РУД:
● Автопилот переводит самолёт в набор заданной высоты с сохранением VAPP.
● FMS выполняет заданный маршрут ухода на 2-ой круг, если включён режим LNAV.
Активная страница VNAV автоматически переходит на страницу GO AROUND, либо нажатие функционального ключа [VNAV] автоматически отобразит страницу GO AROUND.
FMS продолжит выдерживать новую заданную скорость и сохранять активную страницу GO-AROUND до тех пор, пока самолёт выполняет процедуру ухода на 2-ой круг.

ПОСЛЕПОЛЁТНЫЕ ДЕЙСТВИЯ

Когда самолёт произвёл посадку, и оба двигателя выключены, все параметры, относящиеся к режиму VNAV автоматически стираются или значения вновь обновляются по умолчанию (например: CRZ ALT очищена).

© ЗАО «ГСС»

РЕЗЕРВНЫЙ МАРШРУТ

Вертикальный профиль и объединённые расчеты не вычисляются для резервного маршрута (т.е. неактивного плана полёта). Эти вычисления выполняются только тогда, когда резервный маршрут активизирован. Резервный маршрут может быть активизирован в любое время для того, чтобы выполнить изменение, сделанное в последнюю минуту, при выборе процедуры прибытия или ВПП или для активизирования плана полёта на запасной аэродром:

1. Активизируйте резервный маршрут.

Резервный маршрут преобразуется в изменённый маршрут. Все параметры характеристик VNAV (CRZ ALT, вес, скорости и т. д.) копируются со старого маршрута (в настоящее время активный- например: RTE1) в новый маршрут (изменённый-например: RTE2). Эти параметры затем используются для выработки вертикального профиля для резервного маршрута.

2. Проверьте результирующий вертикальный профиль и расчеты, затем нажмите [EXEC], чтобы активизировать новый план полёта.

© ЗАО «ГСС»

УХОД НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ

Уход на запасной аэродром может быть спланирован использованием изменённого активного маршрута или функции резервного маршрута.

ИЗМЕНЁННЫЙ МАРШРУТ

1. Скорректируйте аэропорт назначения активного плана полёта, процедуру захода, скорости и высоты. Эти данные приводят к автоматическому вычислению вертикального профиля ухода на запасной аэродром.
2. Проверьте горизонтальный план полёта, вертикальный профиль и расчеты. Затем нажмите [EXEC], когда получено разрешение АТС о следовании на запасной аэродром.

РЕЗЕРВНЫЙ МАРШРУТ

1. Подготовьте план полёта для следования на запасной аэродром, используя функцию резервного маршрута.
2. Активизируйте резервный маршрут, для выработки нового вертикального профиля в изменённом маршруте.
3. Проверьте конечный вертикальный профиль и расчёты, затем нажмите [EXEC] , когда разрешено АТС следуйте на запасной аэродром.

© ЗАО «ГСС»

ОКОНЧАНИЕ ЗАХОДА VNAV

Режим Захода VNAV станет недоступным, при любом из следующих условий:

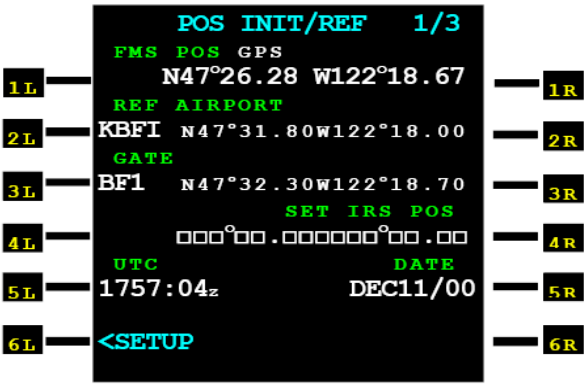
- Навигационным режимом FMS не является GPS.
- Входные данные высоты являются недействительными.
- FMS обнаруживает нестандартную скорость изменения высоты.
- Сигнализатор FMS устанавливается в нерабочее положение из-за отказа технических средств.
- Рассогласование высот FMS.
- FMS не получает барометрическую коррекцию высоты в зоне аэродрома.
- Вычисленный угол наклона глиссады, для выбранной ВПП, превышает 3.77º.
- Страница VNAV прекратит отображать ACT в заголовке и стрелка вертикального отклонения глиссады не будет отображена на шкале.

© ЗАО «ГСС»

05.95 НА СТОЯНКЕ

ПРОВЕРКА ТОЧНОСТИ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ

На странице INIT/ REF INDEX1/3, нажмите LSK 2L<POS INIT.



Проверьте текущее местоположение самолета LSK 1R.

Примечание: Проверку местоположения можно выполнить, когда самолет находится в полете над определенной контрольной точкой, копированием текущего местоположения в блокнот нажатием LSK 1R. Этот стоп-кадр с текущим местоположением можно сохранить для последующего анализа, в качестве временной точки в конце активного маршрута.

© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Нажмите [INIT REF], [NEXT] для отображения страницы INIT/REF 2/2.
Нажмите LSK 6L<FLIGHT LOG для отображения страницы FLIGHT LOG 1/1.

Примечание: Первоначальное время взлета следует устанавливать только после взлета.



© ЗАО «ГСС»

06.00 СОДЕРЖАНИЕ

06.10 РЕЖИМЫ С УХУДШЕННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ 1
НЕЗАВИСИМЫЙ РЕЖИМ 1
РЕЖИМ РАБОТЫ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОЙ FMS 1
06.20 ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ 1
ОТКЛЮЧЕНИЕ ПИТАНИЯ 1
ЭКСПЛУАТАЦИЯ В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР 2
ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ 3
ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ 4
ОТКАЗ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ СКОРОСТИ 4
ОТКАЗ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ ВЫСОТЫ 4
ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ КУРСА 5
ОТКАЗ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ КУРСА 5
НАВИГАЦИЯ В РЕЖИМЕ СЧИСЛЕНИЯ ПУТИ “DR” 6
РУЧНОЕ ОБНОВЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ 7

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

06.10 РЕЖИМЫ С УХУДШЕННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

НЕЗАВИСИМЫЙ РЕЖИМ

Независимый режим появляется автоматически при подключении электропитания, если связь между двумя FMS невозможна, или обнаружено рассогласование между FMS.
В независимом режиме работы, все вводы, сделанные на одной FMS, не отображаются на другой FMS. Однако, активный или неактивный план полёта может быть копирован с одной FMS на другую через подсказку RTEX FILL (LSK 4L) на странице RTE X 1/1.
Если навигационная база данных или используемая программа являются разными на всех FMS, при попытке передачи плана полёта, в блокноте появится сообщение “UNABLE FMS –FMS SYNC”.
Если передача плана полёта завершена, копированный план полёта появится как изменение на другой FMS. Изменённый маршрут становится активным после нажатия [EXEC].
Во время работы в независимом режиме и, если навигационный режим GPS, в блокноте появится сообщение FM-GPS POS DISAGREE, если местоположение FMS значительно отличается от другой FMS.

ПРИМЕЧАНИЕ: Из-за незначительных изменений в вычислении местоположения, сделанные каждой FMS, установление последовательности участка не может быть точно в одно и тоже время на всех FMS во время работы в независимом режиме.

РЕЖИМ РАБОТЫ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОЙ FMS

Одиночный режим работы с ухудшением характеристик возникает автоматически, когда отказывает одна FMS.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

06.20 ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

ОТКЛЮЧЕНИЕ ПИТАНИЯ

Кратковременное прерывание питания FMS длительностью менее 7 сек в полёте, или менее 90 сек на земле (в зависимости от конфигурации), воздействие на активный план полёта FMS не оказывает.
FMS восстанавливает и вновь отображает активную страницу FMS (за исключением страниц с идентичными точками, где будет восстановлена ранее отображенная страница).
Проверьте местоположение самолёта и обновите, если необходимо.
Проверьте, что оставшиеся деселектированные датчики деселектированы на обоих MCDU в синхронизированном режиме работы необходимости выполните деселекцию.

- FMS продолжит нормальную работу.
- Повторно задайте необходимую для полета индикацию и режимы AP/FD.
- Экипажу рекомендуется просмотреть содержание плана полета, обращая особое внимание на изменения, сделанные за последние 5 секунд до прекращения подачи питания.

Примечание: Кратковременное прерывание питания (менее чем 200 милисекунд) не вызовет переход датчика в режим запроса.

Прерывание питания более чем на 7 сек, когда самолет находится в полёте, потребует действий пилота по повторному выбору активной страницы FMS и:

1. Вводу точки на которую следует самолёт, на странице RTE 1 LEGS 1/X.
2. Проверки местоположения и плана полёта, его обновление, при необходимости.
3. Повторному заданию необходимой для полета индикации и режимов AP/FD.

Отключение питания более чем на 90 сек. (взависимости от выбора конфигурации), когда самолет находится на земле, приведет к потере активного маршрута.
Необходимо ввести заново аэропорт вылета, назначения и маршрут.
При электроснабжении самолёта от аварийных источников электроэнергии светосигнализаторы пульта MCDU канала MMR 1 системы FMS не будут подсвечиваться.

© ЗАО «ГСС»

ЭКСПЛУАТАЦИЯ В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР

В FMS имеется механизм защиты ламп при эксплуатации в условиях высоких температур, который выполняется с целью увеличения продолжительности работы ламп.

Этот механизм уменьшает яркость дисплея при температуре окружающей среды выше +70ºC.

FMS позволяет поддерживать полную яркость дисплея в течение 30 минут.

Рекомендуется уменьшать яркость дисплея вручную (используя клавишу BRT или внешний блок управления дисплеем) до минимально приемлемой яркости, если FMS должна эксплуатироваться в режиме дневного освещения более 30 минут.

Ухудшение характеристик в нормальном рабочем режиме при температуре ниже +70°C не предполагается.

© ЗАО «ГСС»

ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ

Деселектирование навигационного датчика(ов) при работе системы FMS в синхронизированном режиме необходимо выполнять на обоих пультах MCDU.

– 1. Откройте страницу DESELECT 1/1 нажатием [INIT REF], <NAV STATUS> (LSK 5R) и <DESELECT> (LSK 6R).



Страница DESELECT 1/1 позволяет деселектирование TAS, HDG, входного сигнала датчика или навигационного источника.

Примечание: Отображаются только подсказки VOR, DME, IRS и XFMS, если такие датчики взаимодействует с FMS.

Если существуют подозрения в ненадежности оборудования, перерыве в работе, по информации NOTAM следует деселектировать датчики вручную, с целью предотвращения возникновения навигационной ошибки.

– 2. Для деселектирования датчиков, нажмите соответствующую LSK, до появления признака DESEL.

Примечание: Для того, чтобы вновь выбрать деселектированный датчик(и), необходимо следовать пункту 2, до появления признака VALID или ACQ в поле оборудования.

© ЗАО «ГСС»

ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Если входные сигналы истинной воздушной скорости (TAS) прерывистые или ненадежные, следует вручную деселектировать оборудование, с целью предотвращения возникновения навигационных ошибок. Для этого необходимо:

1. Открыть страницу DESELECT 1/1, нажатием [INIT REF], <NAV STATUS> (LSK 5R) и <DESELECT> (LSK 6R).
2. Деселектировать TAS нажатием LSK 1L, пока не появится DESEL в строке TAS.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Для того, чтобы вновь выбрать деселектированную TAS, следуйте пунктам 1 и 2, до появления признака VALID в поле TAS.

ОТКАЗ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ СКОРОСТИ

При работе в навигационном режиме определения местоположения (например: режим GPS, DME/DME, VOR/DME), навигационная точность продолжительное время не ухудшается из-за потери входных сигналов TAS. Однако, кратковременно, точность может ухудшиться во время быстрого изменения путевой скорости, или, если вычисление ветра не доступно.

ОТКАЗ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ ВЫСОТЫ

В режиме VNAV, высота, исправленная на давление, используется FMS, для вычисления вертикального отклонения.

Высота, исправленная на давление, может считываться непосредственно с ADC, или сформированная FMS, от высоты по давлению ADC и вводом коррекции на странице PROGRESS 3/3, 4/4 или 4/5.

В полёте, фактическая группа спутников определяет, требуется ли помощь в определении высоты, для достижения уровня целостности при выполнении инструментального захода по GPS.

С хорошим расположением группы спутников, помощь в определении высоты не требуется. Поэтому, потеря входных сигналов высоты в FMS не влияет на выполнение полёта, за исключением, что потребуется ручное построение точек для участков, заканчивающихся высотой. Это может быть достигнуто через подсказку <NEXT WPT> (LSK6R) на страницах RTE X LEGS и PROGRESS.

Когда все входные сигналы высоты потеряны, включая GPS, ручное обновление высоты самолёта может быть сделано на странице PROGRESS 4/4 (или 3/3).

© ЗАО «ГСС»

ДЕСЕЛЕКТИРОВАНИЕ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ КУРСА

Если входной сигнал курса становятся прерывистым или ненадежным, следует вручную деселектировать оборудование с целью предотвращения возникновения навигационных ошибок. Для этого необходимо:

1. Открыть страницу DESELECT1/1, нажатием [INIT REF], <NAV STATUS> (LSK 5R) и <DESELECT> (LSK 6R).
2. Деселектируйте HDG нажатием LSK 2L, пока не появится сообщение DESEL в поле HDG.

ПРИМЕЧАНИЕ:

Чтобы вновь выбрать деселектированное оборудование, следуйте пунктам 1 и 2, до появления признака VALID в поле HDG.

ОТКАЗ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ КУРСА

Если входной сигнал курса недостоверен, то:

– вычисление ветра недостоверно,

– точность FMS может временно ухудшиться при выполнении разворотов на угол более чем 20º, исключая случаи, когда используется режим GPS.

Для предотвращения временной потери точности, необходимо вводить вручную новые значения путевого угла каждые 10÷20 секунд во время разворота и еще раз по завершению разворота, следуя пунктам 2 и 3, как описано в навигационном режиме счисления пути (DR), опуская ввод данных путевой скорости.

Выполнение этой процедуры не требуется, когда выполняется полет с использованием достоверных данных местоположения по GPS.

Если выполняется полёт в режиме счисления пути (DR) с отказавшим входным сигналом курса, разрешается ручной ввод курса.

© ЗАО «ГСС»

НАВИГАЦИЯ В РЕЖИМЕ СЧИСЛЕНИЯ ПУТИ “DR”

Примечание: Полеты по приборам в режиме счисления пути могут быть запрещены в определенных классах воздушного пространства.

При переходе к режиму счисления пути (DR), из-за недоступности всех других навигационных режимов, FMS единственно полагаться на курс, истинную воздушную скорость и последнее вычисленное значение ветра.
Во время продолжительного нахождения в режиме DR, точность местоположения постоянно ухудшается.
Скорость, из-за которой ухудшается точность, зависит от качества источника входных сигналов по курсу и скорости. Таким образом, FMS может поддерживать нормальную точность в режиме DR в течение 3÷5 минут.
Точность навигации во время продолжительной работы в режиме DR может быть улучшена с помощью ручного обновления текущего местоположения и/или фактического путевого угла и путевой скорости и/или скорости и направления ветра. Это особенно необходимо во время полета с периодическим изменением ветра, так как FMS, предполагает постоянный ветер во время полёта в режиме счисления пути.
В системе, где цифровая индикация воздушной скорости (TAS) не обеспечивается, FMS предполагает постоянную путевую скорость во время полёта в режиме DR, путевая скорость должна обновляться вручную с постоянными интервалами.
Ручное обновление трека и путевой скорости в FMS выполняется следующим образом:

1. Отобразите страницу PROGRESS 1/4, нажатием [PROG],



2. Введите в строку ввода путевой угол и путевую скорость в узлах (например: 281^{T}/228).
3. Нажмите LSK 3R, чтобы ввести путевой угол и путевую скорость в поле TK/GS.

Примечание: Путевой угол и путевая скорость будут автоматически обновляться, как только FMS возобновит нормальную работу.

© ЗАО «ГСС»

РУЧНОЕ ОБНОВЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ

Ручное обновление места самолета может быть выполнено, при выполнении полета в инерциальном режиме или режиме счисления пути (DR).
Пилоту необходимо выполнить следующие действия:

1. До прохождения известного расчетного местоположения, введите его координаты в строку ввода одним из трех способов:
   - Если WPT является точкой маршрута, перейдите на страницу ACT RTE x LEGS POS 1/X и нажмите соответствующую LSK X R скопируйте координаты в строку ввода.
   - Если известная точка является элементом навигационной базы данных, извлеките ее координаты из базы данных через страницу WPT DATA 1/1 и скопируйте их в блокнот.
   - Введите с помощью клавиатуры координаты непосредственно в строку ввода.
2. Нажмите [INIT REF], затем LSK 2L<POS INIT>, для отображения страницы POS INIT/REF 1/2.
3. Когда самолет находится непосредственно над заданной точкой, введите координаты блокнота в поле FMS POS, нажатием LSK 1R. Координаты местоположения FMS будут немедленно обновлены.



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

07.00 СОДЕРЖАНИЕ

07.10 АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ТЕРМИНОВ.....1
ПОЛНЫЙ ПЕРЕЧЕНЬ.....1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

07.10 АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ТЕРМИНОВ

ПОЛНЫЙ ПЕРЕЧЕНЬ

В данном разделе перечисляются основные термины используемые в Части 4 Вычеслительная система самолетовождения с указанием подразделов и страниц документа где эти термины используются в первые.

Зарезервировано

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

СУХОЙ
ГРАЖДАНСКИЕ САМОЛЕТЫ
Компания "Сухого" и "Алении Аэронаутики"



САМОЛЕТ RRJ-95B

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
(в четырех частях)

M7.92.FCOM.000.000.RU
Ревизия A

ЧАСТЬ 4
ОПЕРАТИВНЫЙ СБОРНИК ЭКИПАЖА

ПЕРЕД ПОЛЁТОМ

ПОДГОТОВКА КАБИНЫ……ВЫПОЛНЕНА (ПП/НП)
ШТЫРИ и ЗАГЛУШКИ……..……..НА БОРТУ
СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ……КАК ТРЕБУЕТСЯ
УПРАВЛЕНИЕ НОСОВЫМ КОЛЕСОМ……..……..ВЫКЛЮЧЕНО
ТАБЛО……..……..ВКЛЮЧЕНЫ
SET BELTS .....ON
NO SMOK. .....ON
КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА……..…._____КГ
IRS……..……..……ВЫСТАВЛЕНЫ
ВЗЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ……..……...УСТАНОВЛЕНЫ
ДАВЛЕНИЕ QNH/QFE……..…._____УСТАНОВЛЕНО (ПП/НП)

ПЕРЕД ЗАПУСКОМ

ФОРТОЧКИ/ДВЕРИ……..……ЗАКРЫТЫ (ПП/НП)
ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК……...ВКЛЮЧЕН
РУД……IDLE
ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ……..……ВКЛЮЧЕНЫ

ПОСЛЕ ЗАПУСКА

ТРИММЕРЫ……НОЛЬ, НОЛЬ
СТАБИЛИЗАТОР……..…._____UP/DOWN
РУЛИ……ПРОВЕРЕНЫ (ПП/НП)
ПОС……КАК ТРЕБУЕТСЯ
СКВ…..……..……КАК ТРЕБУЕТСЯ
УПРАВЛЕНИЕ НОСОВЫМ КОЛЕСОМ……...ВКЛЮЧЕНО
НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ……ОТСОЕДИНЕНО

ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ

ИНДИКАЦИЯ ПРИБОРОВ……..……ПРОВЕРЕНА (ПП/НП)
БРИФИНГ……..……ПРОВЕДЁН
ЗАКРЫЛКИ……..……FLAPS ____ (ПП/НП)
БОРТПРВОДНИКИ……..……ИНФОРМИРОВАНЫ
ВЗЛЁТНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ…..……..ГОТОВЫ К ВЗЛЁТУ
AUTO BRK .....RTO
SIGNS .....ON
SPLRS.....ARM
FLAPS .....TO
STAB……..GREEN

© ЗАО «ГСС»

ПОСЛЕ ВЗЛЁТА/В НАБОРЕ

ШАССИ……УБРАНЫ
ЗАКРЫЛКИ……УБРАНЫ
СКВ……ON
ДАВЛЕНИЕ ……СТАНДАРТ (ПП/НП)

НА ПОДХОДЕ

БРИФИНГ……ПРОВЕДЁН
СОСТОЯНИЕ СИСТЕМ……ПРОВЕРЕНЫ
АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……КАК ТРЕБУЕТСЯ
ПОСАДОЧНЫЕ ДАННЫЕ……ВВЕДЕНЫ
ДАВЛЕНИЕ QNH/QFE……_____ УСТАНОВЛЕНО (ПП/НП)
MDA / DH……_____ УСТАНОВЛЕНА (ПП/НП)

НА ПОСАДКЕ

БОРТПРОВОДНИКИ……ИНФОРМИРОВАНЫ
ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ……ГОТОВ К ПОСАДКЕ
L/G……DOWN
SIGNS……ON
SPLRS……ARM
FLAPS……LAND

ПОСЛЕ ПОСАДКИ

ЗАКРЫЛКИ……УБРАНЫ
СПОЙЛЕРЫ……RET
ВСУ……ЗАПУСТИТЬ
МЕТЕОЛОКАТОР / ТРАНСПОНДЕР……OFF/КАК ТРЕБ
ТЕМПЕРАТУРА ТОРМОЗОВ……ПРОВЕРЕНА

НА СТОЯНКЕ

ОТБОР ОТ ВСУ……ВКЛЮЧЕН
ДВИГАТЕЛИ……ВЫКЛЮЧЕНЫ
ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ (кроме AUX-L)……ВЫКЛЮЧЕНЫ
SEAT BELTS……OFF
NO SMOK……OFF
ВНЕШНЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ ……КАК ТРЕБУЕТСЯ
УПРАВЛЕНИЕ НОСОВЫМ КОЛЕСОМ……ВЫКЛЮЧЕНО
СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ и КОЛОДКИ……КАК ТРЕБУЕТСЯ

НА БЕЗОПАСНОСТЬ

IRS……OFF
APU BLEED……OFF
EMER LT……OFF
APU/AUX-L & BAT……OFF

© ЗАО «ГСС»

1.00 СОДЕРЖАНИЕ

1.01 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ 1
РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ 1
НУМЕРАЦИЯ СТРАНИЦ 2
ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ 3
ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ 4
1.02 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ 1
1.03 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1
1.04 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ 1
1.05 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

1.01 СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Оперативный сборник экипажа (QRH) содержит летные характеристики, эксплуатационные ограничения и действия экипажа (процедуры) в особой и аварийной ситуации в объеме, необходимом для безопасного завершения полета.

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ

ФОРМЫ ПОВЫШЕНИЯ ВНИМАНИЯ

Для выделения в тексте отдельных указаний или их частей, требующих повышенного внимания, используют следующие формы повышения внимания:

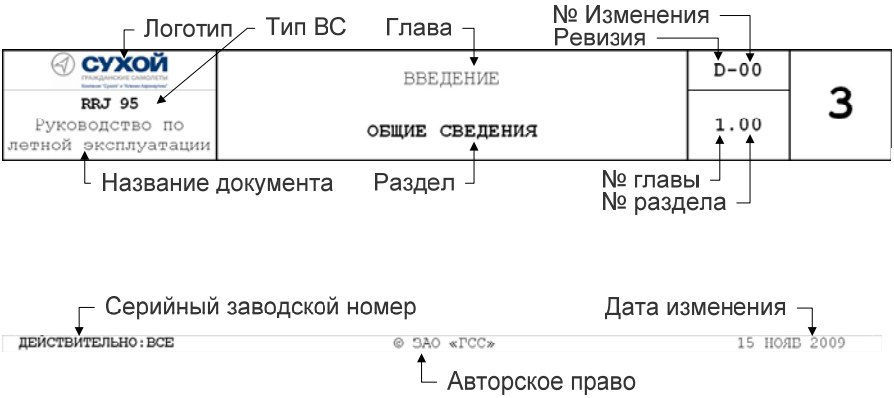
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ОБРАЩАЕТ ВНИМАНИЕ НА ТО, ЧТО НАРУШЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ ИЛИ НЕСОБЛЮДЕНИЕ ЛЕТНЫХ ПРОЦЕДУР И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ, ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ, МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ К НЕСЧАСТНЫМ СЛУЧАЯМ СО СМЕРТЕЛЬНЫМ ИСХОДОМ.

ВНИМАНИЕ:
Указывает на необходимость соблюдения летных процедур и эксплуатационных требований по использованию систем самолета, его оборудования с целью предупреждения повреждений материальной части.

Примечание: Применяется к летным процедурам или эксплуатационным требованиям по использованию систем самолета, его оборудования и т.д., которые необходимо подчеркнуть. Примечание указывает на способ, облегчающий выполнение работы. Информация, содержащаяся в примечании, может быть связана с безопасностью.

© ЗАО «ГСС»

НУМЕРАЦИЯ СТРАНИЦ



Серийный заводской номер:

95007,95008	:	страница применима к самолетам с серийными заводскими номерами 95007 и 95008
95008-95010	:	страница применима ко всем самолетам с серийными заводскими номерами, начиная с 95008 по 95010 включительно
ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ	:	страница применима ко всем самолетам.

Авторское право

Содержание документа является собственностью ЗАО «ГСС».

Любое распространение, копирование, воспроизведение или другое использование документа в целом или любой из его частей без письменного разрешения ЗАО «ГСС» запрещено.

© ЗАО «ГСС» 2010г. Все права защищены.

ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения изменений.

Изменение издается взамен или в дополнение соответствующего материала в виде отдельных листов и рассылается держателям РЛЭ.

РЛЭ соответствует своему назначению при условии, что оно своевременно приводится в соответствие с вводимыми изменениями.

Ответственность за своевременное и правильное внесение изменений, в соответствии с установленным порядком, несет держатель РЛЭ.

ИЗМЕНЕНИЯ

Для внесения поправок, дополнений и новых данных не срочного характера, периодически издаются изменения.

Одновременно с листами изменения рассылаются сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих страниц».

Все изменения должны быть отражены в «Листе регистрации изменений».

ВРЕМЕННЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ

В случае необходимости внесения срочного изменения, в период между периодически издаваемыми изменениями, издается временное изменение, листы которых печатаются на бумаге желтого цвета.

Одновременно с листами временного изменения рассылается сопроводительное письмо с указаниями по внесению листов с изменениями и обновленный «Перечень действующих временных изменений».

Все временные изменения должны быть отражены в «Листе регистрации временных изменений».

© ЗАО «ГСС»

ПРАВИЛА ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ

УКАЗАНИЯ ПО ВНЕСЕНИЮ ИЗМЕНЕНИЯ

При внесении изменения руководствоваться следующим:

Изъять : Лист должен быть изъят.

Этот лист может быть заменен на новый лист, если такая процедура предусмотрена, если нет, то лист изымается без замены.

Вставить : Вводится новый лист

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

После внесения изменения, перед уничтожением изъятых страниц, рекомендуется выполнить контрольную проверку правильности внесения изменения, используя «Перечень действующих страниц», в котором перечислены все страницы, действующие после внесения изменения.

В «Перечне действующих станиц» новые страницы обозначены символом **Н**, а страницы с изменениями символом **И**.

© ЗАО «ГСС»

1.02 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

Изменение		Внесено		Примечание
№	дата	дата	подпись	

1.03 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

© ЗАО «ГСС»

№	Содержание изменения	статус	часть. глава

© ЗАО «ГСС»

1.04 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№ временного изменения	Дата	Содержание временного изменения	Применимость

Временных изменений нет

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

1.05 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
Карта	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
Карта	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.01	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.02	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.03	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.04	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
1.05	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
2.01	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.01	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.02	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.03	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.04	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.05	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.06	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
3.07	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
3.08	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.00	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.10	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.20	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.21	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.22	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.23	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.24	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	35		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	36		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	37		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	38		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	39		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	40		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	41		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	42		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	43		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	44		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	45		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	46		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.25	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.26	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.27	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.28	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
4.29	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.30	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.31	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.32	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.33	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.34	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.35	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.36	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.49	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.52	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.70	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	33		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	34		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.80	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	17		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	18		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	19		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	20		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	21		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	22		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	23		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	24		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	25		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	26		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	27		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	28		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	29		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	30		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	31		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	32		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
4.90	1		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	2		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

Часть. Глава. раздел	Стр.		Ревизия	Причина	Применимость
	3		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	4		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	5		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	6		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	7		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	8		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	9		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	10		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	11		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	12		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	13		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	14		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	15		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ
	16		A-00		ДЕЙСТВИТЕЛЬНО:ВСЕ

© ЗАО «ГСС»

2.00 СОДЕРЖАНИЕ

2.01 ПРОЦЕДУРЫ 1
ВНЕШНИЙ ОСМОТР НА БЕЗОПАСНОСТЬ 1
ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА 1
ПОДГОТОВКА КАБИНЫ..... 2
ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ/ЗАПУСКОМ 4
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ..... 4
ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ 5
РУЛЕНИЕ.. 5
ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ..... 6
ВЗЛЕТ …… 7
ПОСЛЕ ВЗЛЁТА 8
НАБОР…… 8
КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЁТ 8
ПОДГОТОВКА К СНИЖЕНИЮ 9
СНИЖЕНИЕ 9
ЗАХОД ПО ИЛС (I, II CAT)..... 10
ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО НЕТОЧНЫМ СИСТЕМАМ 12
RNAV, GPS,NDB,VOR 12
ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО НЕТОЧНЫМ СИСТЕМАМ 14
ПОСАДКА. 16
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (FD ВКЛ, AP,A/T ВЫКЛ) 16
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (FD, AP,A/T ВЫКЛ) 17
УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (AP, A/T ВКЛ) 17
ПОСЛЕ ПОСАДКИ 18
НА СТОЯНКЕ *** 18
БЕЗОПАСНОСТЬ САМОЛЕТА НА СТОЯНКЕ 19
ПОСЛЕПОЛЁТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА 19

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

2.01 ПРОЦЕДУРЫ

ВНЕШНИЙ ОСМОТР НА БЕЗОПАСНОСТЬ	
ПП	НП
	*УПОР.КОЛОДКИ ШАССИ……..……УСТ. *СТВОРКИ ШАССИ……..ПРОВ. ПОЛОЖЕНИЕ *ЗОНА ЗАПУСКА ВСУ……..БЕЗОПАСНА.
*ВНЕШНИЙ ОСМОТР ……..……ВЫП.	
ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА	
	*PARK/ALTN BRAKE……..……ВКЛ ENG START……OFF ENG MASTER L,R……OFF SPEED BRAKE……..RET FLAPS……..……ПРОВ. LDG GEAR ……..……..……..DOWN WIPERS……..……..……..OFF HYD SYS panel ……..……..ПРОВ. BAT 1,2,3,4……..……..ПРОВ / ВКЛ EXT PWR……..……..КАК ТРЕБ NAV&LOGO……..……..ON APU FIRE ……..……..ПРОВ. FUEL PUMP AUX L……..ВКЛ *APU ……..ЗАПУСТИТЬ *APU BLEED……..……..……ON *ОСВЕЩЕНИЕ КАБИНЫ ……..……..КАК ТРЕБ. ANN……..……..……..TEST/КАК ТРЕБ. EWD……..……ПРОВ. *EICAS RCL/ALL pages…… ……..ПРОВ STAFF PAPERS……..…… ПРОВ. АВАРИЙНОЕ ОБОРУД……..……..ПРОВ. ОБОРУД. ДОП. ЧЛЕНА ЭКИПАЖА……..ПРОВ СИСТ. ТЕХН. КОНТР……..ПРОВ

<u>Примечание:</u> (*) - подготовка в транзитном аэропорту.

© ЗАО «ГСС»

ПОДГОТОВКА КАБИНЫ

ПП	НП
*DIOL MEL,TLB……..……ПРОВ.	
*ПРЕДОХРАНИТ. ШТЫРИ……..…..ПРОВ.	
ПОТОЛОЧНЫЙ ПУЛЬТ	
ANTI ICE WING / WINDOW PROBE/	
L,R ENG……AUTO	
ELT……..……..……ПРОВ.	
TAWS (ИНДИКАЦИЮ)..……ПРОВ.	
*IRS.1,2,3……..ВКЛ.	
*REC ON/OFF (GND CTRL)……..ВКЛ.	
*FDRS……..……ПРОВ	
*CVR……..……ПРОВ	
NORMAL BACK UP……ПРОВ	
ENG FIRE L,R, CARGO FIRE….ПРОВ/TEST	
ВЕНТИЛЯЦИЯ……..……..КАК ТРЕБ.	
SEAT BELTS, NO SMOK……..……ON	
EMER LT……..……ARM	
ПУЛЬТ CAB PRESSURE ……..……..ПРОВ.	
LDG ELEV……..……..AUTO	
*ДАВЛЕНИЕ В ТОРМОЗАХ…..……...ПРОВ.	
*ДАВЛЕНИЕ В ACCU……..……..ПРОВ.	
ПОДГОТОВКА FMS	
ALIGN IRS……ПРОВ.	
*БАЗУ ДАННЫХ…..……ПРОВ.	
F-PLN RTE1 и 2……..ВВЕСТИ/ПРОВ	
ВЕТЕР CLB/CRZ……ВВЕСТИ	
РАДИОНАВИГ.....……НАСТР/ ПРОВ.	
TCAS……..……..ПРОВ	
УСТАНОВКА ДАННЫХ В FMS	
МАССА ТОПЛИВА……..……...ВВЕСТИ	
МАССА БЕЗ ТОПЛИВА……ВВЕСТИ ВЗЛЕТНАЯ МАССА……..……ПРОВ.	
ВЗЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ……..……..ВВЕСТИ	
ДВЕРЬ В ПИЛОТСКУЮ КАБИНУ…..ЗАКРЫТЬ.	

Примечание: (*) - подготовка в транзитном аэропорту.

© ЗАО «ГСС»

КОГДА ОБА ПИЛОТА НА СВОИХ РАБОЧИХ МЕСТАХ

НА КОЗЫРЬКЕ ПРИБОРНОЙ ДОСКИ:	НА КОЗЫРЬКЕ ПРИБОРНОЙ ДОСКИ:
*ДАВЛЕНИЕ QNH/QFE…..УСТ.	*ДАВЛЕНИЕ QNH/QFE…..УСТ.
*LS / FMS/VOR……..FMS	*LS/FMS/VOR……..……FMS
*ND RANGE и CSTR, TCAS…….…УСТ.	*ND RANGE и CSTR, TCAS……..УСТ.
*ADF/VOR……..КАК ТРЕБ.	*ADF/VOR……..……КАК ТРЕБ.
FCP, HDG/TRK, ALT.....УСТ.	
TAWS……..ПРОВ	
БОРТОВОЙ ПУЛЬТ:	БОРТОВОЙ ПУЛЬТ:
*КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ…….....…ПРОВ.	*КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ.....……ПРОВ.
ПРИБОНАЯ ПАНЕЛЬ:	ПРИБОНАЯ ПАНЕЛЬ:
ЯРКОСТЬ DUs……..…ОТРЕГУЛИР.	ЯРКОСТЬ DUs……..…ОТРЕГУЛИР.
PFD-MFD-EWD…….....ПРОВ.	PFD-MFD..……...…….....ПРОВ.
ПРИБОРНАЯ ДОСКА :	
IESI……..ПОДГОТ.	
ЧАСЫ…….....…..ПРОВ./УСТ.	
N/W STRG……...OFF	
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ:	ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ:
ACP1/RMP1…….……..ПОДГ.	ACP2/RMP2……ПОДГ.
СВЯЗЬ С ПАСС. (PA)……..ПРОВ.	*FMS:
RCP……..…ПРОВ	ДАННЫЕ АЭРОДРОМА.....СООТВЕТСТВИЕ
*p. EICAS……..……...ПРОВ	РАЗРЕШЕНИЕ АТС……...ПОЛУЧИТЬ
*ЛОКАТОР WXR ……TEST/SBY	ВЫСТАВКУ IRS……..……ПРОВ.
*ENG MASTER…….……ПРОВ. OFF	ВЗЛЁТНАЯ МАССА……..……ПРОВ.
*ENG START…….....ПРОВ. OFF	ВЗЛЕТНЫЕ ДАНН……..РАСЧИТ/ПРОВ.
	F-PLN 1и 2……..……...……ПРОВ.
*БРИФИНГ ПЕРЕД ПОЛЁТОМ…….ВЫП	*АТС КОД…….. ……КАК ТРЕБ.

© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ/ЗАПУСКОМ

ПП	НП
ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ…….ПРОВ. (СМ1)	
ВЗЛЕТ.ДАНН…….....ВВЕСТИ/ИСПРАВ.	ВЗЛЕТ.ДАННЫЕ…..…….ПРОВ.
РЕМНИ……..ЗАСТЕГ./ОТРЕГ.	РЕМНИ……..ЗСТЕГ./ОТРЕГ.
КРЕСЛО……ОТРЕГ.	КРЕСЛО……..ОТРЕГ.
MCDU……..INIT REF/ TAKEOFF	MCDU……..……RADIO
	EXT POWER….. ……..……....OFF
КАРТА - “ПЕРЕД ПОЛЁТОМ”	
	РАЗР. НА БУКС./ЗАПУСК…….ПОЛУЧ
p.DOOR: ФОРТОЧКИ/ДВЕРИ.....…ПРОВ.	ФОРТОЧКУ……..……ПРОВ
MAIN F/PUMPS, AUX R……..……ON	.
BEACON……..…...ON	
РУД……IDLE	
PARK/ALTN BRAKE……..КАК ТРЕБ.	
КАРТА “ПЕРЕД ЗАПУСКОМ”	

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

ENG START…….....……...IGN/ON	
ОБЪЯВИТЬ……."ЗАПУСК ПРАВОГО"	
ENG MASTER R……..……ON	
ОТКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV	КОНТР
ОБОРОТЫ N2	
FUEL FLOW	
ДАВЛЕНИЕ OIL PRESS	
ЗАЖИГАНИЕ	
N1	
EGT	
ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV	
ПАРАМЕТРЫ ENG IDLE……...……ПРОВ.	
ОБЪЯВИТЬ…… "ЗАПУСК ЛЕВОГО"	
ПОВТОРИТЬ ПРОЦЕДУРУ ЗАПУСКА ……ДЛЯ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ	

© ЗАО «ГСС»

ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

ПП	НП
ENG START……OFF	
APU BLEED……ВЫКЛ.	
СИСТЕМЫ EICAS……ПРОВ.	APU …… ВЫКЛ
STATUS……ПРОВ.	ANTI ICE ENG……КАК ТРЕБ.
	SPEED BRAKE……GND SPLRS ARMED
	STAB……УСТ
	TRIM RUD/ TRIM AIL ……0/0
УПРАВЛЕНИЕ……ПРОВ.	FLAPS……УСТ
	УПРАВЛЕНИЕ……ПРОВ
	RTO……ON
КАРТА – “ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ”	

РУЛЕНИЕ

	РАЗРЕШЕН НА РУЛ……ПОЛУЧИТЬ
RWY TURN OFF, TAXI……КАК ТРЕБ	ELAPSED TIME……КАК ТРЕБ
PARK/ALTN BRAKE……ВЫКЛ	
N/W STRG……ВКЛ.	
РУД……КАК ТРЕБ	
ТОРМОЗА……ПРОВ.	
	ТОРМОЗА……ПРОВ.
После получения условий выхода:	
	РАЗРЕШЕНИЕ АТС……ПОДТВЕРДИТЬ
	FMS F-PLAN/SID……ПРОВ.
	ВЗЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ……ПРОВ.
	FCP HDG/ TRK ……PRESET
	ALT……ПРОВ
	PFD/ND и FMA……ПРОВ.
FMA ……ПРОВ.	CONF TEST……ВЫП.
БРИФИНГ……ПОДТВЕРДИТЬ	
ДОКЛАД КАБИННОГО ЭКИПАЖА……ПОЛУЧИТЬ	

© ЗАО «ГСС»

ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

ПП	НП
САМОЛЁТЫ НА ЗАХОДЕ..ОТСУТСТВУЮТ	ТЕМП. ТОРМОЗОВ……..…..ПРОВ.
Б/ПРОВОДНИКОВ.....О ВЗЛЁТЕ. ИНФОР.	РАЗРЕШ. НА ИСП. / ВЗЛЕТ……....ПОЛУЧ
STROBE…….....……..ON	ATC код……..……ВКЛ
ФАРЫ TO / LAND…….……..……ON	RADAR..... ……КАК ТРЕБ.
	L/R AIR……..…..КАК ТРЕБ.
	ENG START……..……КАК ТРЕБ.
TERR ON ND……..…..КАК ТРЕБ.	TERR ON ND……..…..КАК ТРЕБ.
	TCAS……ABV, TA/RA
РАБОЧИЙ СТОЛ……УБРАТЬ	
КАРТА – “ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ”	

© ЗАО «ГСС»

ВЗЛЕТ

ПП	НП
ОБЪЯВИТЬ……..«ВЗЛЕТ V1__» CHRONO……...ВКЛ ТОРМОЗА ……..ОТПУСТИТЬ РУД……..ВЗЛЁТНЫЙ РЕЖИМ	
КВС удерживает руку на РУД до скорости V1	
FMA ……..ОБЪЯВИТЬ	PFD/MFD……..……...ПРОСМОТРЕТЬ N1 FLEX/NTO.....ПРОВ. PFD/EWD ENG ……ПРОСМОТРЕТЬ
На V ≤ 80 kt: ПОДТВЕРДИТЬ..……..”100 kt” ПОДТВЕРДИТЬ..……..……”V1” ОТРЫВ САМОЛЁТА…….ВЫПОЛНИТЬ	ДОЛОЖИТЬ:…….....FLEX/TOGA УСТ. ДОЛОЖИТЬ……..……...”100 kt” ДОЛОЖИТЬ……”V1” ДОЛОЖИТЬ……...”ROTATE”
После «отрыва», при положительной вертикальной скорости: КОМАНДА……..……«ШАССИ УБРАТЬ» A/P…….. ……..……КАК ТРЕБ. FMA.……..……...ОБЪЯВИТЬ	ДОЛОЖИТЬ……..……..……«В НАБОРЕ »
На высоте уменьшения тяги: РУД ……..……..……CLMB ДОЛОЖИТЬ FMA..……”CLMB”	LDG GEAR……..……...UP RWY TURN OFF, TAXI&TO……...……..OFF ДОЛОЖИТЬ……...”ШАССИ УБРАНЫ” L AIR ……..……..……ON
На высоте разгона: РОСТ СКОРОСТИ……....УБЕДИТЬСЯ	
На скорости уборки закрылков V_F: КОМАНДА……...«FLAPS 1»	
На скорости уборки закрылков Vs: КОМАНДА ……..…… «FLAPS 0»	FLAPS 1……..……УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..…”FLAPS 1” FLAPS 0……..……..УСТ. SPEED BRAKE……..……..……RET УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……...”FLAPS 0” R AIR……..……..……ON

© ЗАО «ГСС»

ПОСЛЕ ВЗЛЁТА

ПП	НП
КАРТА-“ПОСЛЕ ВЗЛЁТА”	ENG START ……..……КАК ТРЕБ. ANTI ICE……..……КАК ТРЕБ.

НАБОР

MCDU ……..……PROG	MCDU ……LEGS
FCP/FMS……УСТ. если AP ON	FCP/FMS……УСТ. если AP OFF
на высоте перехода:	
ДАВЛЕНИЕ STD……..…..…УСТ. / СРАВ	ДАВЛЕНИЕ STD……..……УСТ. / СРАВ
КАРТА-“В НАБОРЕ”	
RADAR TILT……...ОТРЕГУЛ.	RADIO/NAV……AUTO
на высоте 10 000ft:	
EFCP ……..……..…..«ARPT»	ФАРЫ LAND ……OFF
РАДИОНАВИГАЦИЯ. ……..……ПРОВ.	RADIO/NAV……AUTO
	EFCP……..……..……«ARPT»
	p. EICAS……ПРОВ
	RADAR, TERR……..…..КАК ТРЕБ

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЁТ

SEAT BELTS……..……...……...OFF	
СТРАНИЦЫ EICAS ……ПРОСМОТРЕТЬ	
ПРОЛЁТ ТОЧЕК……..КОНТР.	ПРОЛЁТ ТОЧЕК……КОНТР.
ТОПЛИВО……КОНТР.	
RADAR……..КАК ТРЕБ.	TCAS……NORM.

© ЗАО «ГСС»

ПОДГОТОВКА К СНИЖЕНИЮ

ПП	НП
LDG ELEV……__AUTO/MAN ПРОВ.	ПОСАДОЧНЫЕ ДАННЫЕ……ПРОВ.
FMS ……ПОДГОТ.	FMS ……ПРОВ.
IESI……ПОДГ	TAWS LDG FLAPS3……КАК ТРЕБ
AUTO BRK……КАК ТРЕБУЕТСЯ	РАЗРЕШ НА СНИЖЕНИЕ……ПОЛУЧИТЬ
	ANTI ICE……AUTO
БРИФИНГ……ВЫПОЛНИТЬ	TCAS……BLW

СНИЖЕНИЕ

SEAT BELTS……ON	
СНИЖЕНИЕ……НАЧАТЬ	
LNAV+VNAV……КАК ТРЕБ	
SPEED AUTO……КАК ТРЕБ	
FMA ……ОБЪЯВИТЬ	
MCDU……VNAV/PROG	FMA ……ПРОВ.
СНИЖЕНИЕ……КОНТР.	MCDU……LEGS
SPEED BRAKE ……КАК ТРЕБ.	
RADAR TILT……ОТРЕГУЛ.	
на высоте 10 000ft:	
”CSTR на EFSP ……ВЫБР.	”CSTR на EFSP ……ВЫБР.
РАДИОНАВ, LS……ВЫБР./ПРОВ.	ФАРЫ LAND ……ON
ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ……ПРОВ.	
При получении разрешения на снижение ниже эшелона перехода:	
QNH/QFE__……УСТ./СРАВ	QNH/QFE__……УСТ./СРАВ
TERR ON ND ……КАК ТРЕБ	TERR ON ND ……КАК ТРЕБ
КАРТА – “НА ПОДХОДЕ”	
ДОКЛАД КАБИННОГО ЭКИПАЖА……ПОЛУЧИТЬ	
РАБОЧИЙ СТОЛ……УБРАТЬ	

© ЗАО «ГСС»

ЗАХОД ПО ИЛС (I, II CAT)

ПП	НП
Начальный этап захода	
ФАЗУ “DES”……КОНТР.	
FCP ALT FAF……...УСТ.	
15 NM от ВПП:	
НА ПОДХОДЕ……УСТ. V “GREEN DOT”	ENG START……..……..КАК ТРЕБ.
	ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ…….……....КОНТР.
На V “green dot”:	
КОМАНДА…….……..…” FLAPS 1”	
	FLAPS1…….……УСТАН.
	УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……...”FLAPS 1”
При подходе к курсовой зоны ILS:	
LS/FMS/VOR……LS	LS/FMS/VOR…….……LS
Промежуточный/конечный этап захода	
При приёме сигналов маяков ILS:	
APP……...НАЖАТЬ	
УСТ. Vfe -10	
FMA……..……..ОБЪЯВИТЬ	FMA ……..……..ПРОВ.
ЗАХВАТ КУРСА……..……..….КОНТР.	
ОБЪЯВИТЬ…….…… «ЗАХВАТ КУРСА»	
ЗАХВАТ ГЛИССАДЫ……..…...КОНТР.	
ОБЪЯВИТЬ……..«ЗАХВАТ ГЛИССАДЫ»	
	ВЫСОТУ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ……..УСТ
На высоте 2000 ft от уровня ВПП:	
КОМАНДА……..…..“FLAPS 2”	
	FLAPS 2……УСТ.
	УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..” FLAPS 2”
УСТ. Vfe -10	
Когда закрылки в положении 2:	
КОМАНДА…….. «ШАССИ ВЫПУСТИТЬ»	
	LDG GEAR……..……..DOWN
	TO, RW TURN OFF LT……...…..……ON
	AUTO BRAKE…….……..……ПОДТВЕРДИТЬ
	УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ…..”ШАССИ ВЫПУЩ.”

© ЗАО «ГСС»

Когда шасси выпущены: Vfe-10	
КОМАНДА……..” FLAPS 3”	”FLAPS 3”…….ВЫП. GND SPLRS…….ARM УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..” FLAPS 3”
Когда закрылки 3 выпущены, скорость меньше Vfe:	
КОМАНДА……..«FLAPS FULL»	FLAPS FULL ……УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..”FLAPS FULL”
ПРОВ./УСТ. Vapp*	
Б/ПРОВОДНИКОВ……..……ИНФОРМ.	A/T (РЕЖИМ SPEED / ВЫКЛ)……ПРОВ. CONF TEST……..ВЫП
КАРТА – “ПЕРЕД ПОСАДКОЙ”	
ИЗМЕНЕНИЯ В FMA……ДОКЛАД.	ПАРАМЕТРЫ ПОЛЕТА…. ……..….КОНТР **Докладывать при превышении:** -вертикальной скорости – 1000ft/min -заданной скорости захода +10 (Vapp -5) kt -одна точка по ILS **Максимальное отклонение разрешается:** - на 500 ft : 1 точка по курсу и глиссаде - на 300 ft : 0,5 т. по курсу и1точка по глиссаде - тангаж : 2,5° вниз и +10° вверх. - крен 7°. **Контролировать:** - угол атаки ~ 6°
На DH +100ft (или MDA//MDH +100):	
“APPROACH DH” ……..…….КОНТР.	“APPROACH DH” ……..……...КОНТР. ДОЛОЖИТЬ……..”APROACH MIN.” …….MDA/MDH+100
ОБЪЯВИТЬ……”ПРОДОЛЖАЕМ”	
На высоте принятия решения (или MDA/MDH):	
“DH” (MINIMUM)……...…КОНТР. ОБЪЯВИТЬ……..……”САДИМСЯ” или ……“УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ”	КОНТР. (ДОЛОЖИТЬ)……”DH”.(MINIMUM) …….MDA/MDH
АР/А/Т……ВЫКЛ	

Примечание: * ПП - в автоматическом заходе, НП - в ручном заходе.

© ЗАО «ГСС»

ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО НЕТОЧНЫМ СИСТЕМАМ

RNAV, GPS,NDB,VOR

Управление от FMS (Managed guidance), заход имеется в базе данных и точность навигации приемлема

ПП	НП
Начальный этап захода	
ФАЗУ “DES”……КОНТР.	
FCP ALT FAF ……УСТ.	
15 NM от ВПП:	
V “green dot”……..……..…..УСТ.	ENG START……КАК ТРЕБ.
МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ ……..…..КОНТР.	ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ……..КОНТР.
RADAR TILT……..ОТРЕГУЛИР.	
Промежуточный/конечный этап захода	
На V “green dot”: КОМАНДА……..… «FLAPS 1»	FLAPS 1 ……..……УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ ..……..”FLAPS 1”
RANGE MODE……КАК ТРЕБ.	RANGE MODE……КАК ТРЕБ.
УСТ. Vfe -10	
КОМАНДА……..”FLAPS 2 ”	FLAPS 2 ……УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ. ……..”FLAPS 2 ”
УСТ. Vfe -10	
Когда закрылки в положении 2: КОМАНДА……”ШАССИ ВЫПУСТИТЬ”	LDG GEAR……..DOWN TO, RWY TURN OFF LT ……..…..ON AUTO BRAKE……ПОДТВЕРДИТЬ УБЕД../ДОЛОЖ……..”ШАССИ ВЫПУЩ.”
Когда шасси выпущены: КОМАНДА……” FLAPS 3”	FLAPS 3……..……УСТ. SPEED BRAKE……..…..GND SPLRS ARMED УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..…” FLAPS 3”

© ЗАО «ГСС»

Когда закрылки в положении 3: КОМАНДА……«FLAPS FULL»	FLAPS FULL ……..……..УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ ……..”FLAPS FULL”
ПРОВ./УСТ. Vapp *	
Когда заход разрешён, 2nm до FAF: APPR на PFD……...КОНТР. APP……НАЖАТЬ LNAV APP/VNAV APP…….. КОНТР. * ВЫСОТУ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ НА PFD……УСТ.	
После прохода точки FAF: МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ……КОНТР. УГОЛ НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ……КОНТР.	
Б/ПРОВОДНИКОВ…..ИНФОРМИРОВАТЬ	A/T (РЕЖИМ SPEED / ВЫКЛ)…….…..ПРОВ. CONF TEST……..……ВЫП.
КАРТА – “ПЕРЕД ПОСАДКОЙ” ИЗМЕНЕН. В FMA……ДОКЛАД. **На MDA/MDH+100ft:** ОБЪЯВИТЬ……..…..”ПРОДОЛЖАЕМ” **На MDA/MDH:** “MINIMUM”……КОНТРОЛ. ОБЪЯВИТЬ……..”САДИМСЯ” или ……..“УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ” АР/АТ……..……..ВЫКЛ	ПАРАМЕТРЫ ПОЛЕТА……...КОНТР **докладывать при превышении:** -вертикальной скорости : – 1000 ft/min -заданной скорости : +10 (Vapp: -5) kt **максимальное отклонение разрешается:** -Тангаж : – 2,5° вниз и +10° вверх -Крен : 7° **контролировать:** - угол атаки: ~ 6° ДОЛОЖИТЬ:……..…..“APROACH MININUM” ДОЛОЖИТЬ……..”MINIMUM”

Примечание: * ПП - в автоматическом заходе, НП - в ручном заходе.

© ЗАО «ГСС»

ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО НЕТОЧНЫМ СИСТЕМАМ

NDB, VOR

Управление с FCP (Selected guidance)

ПП	НП
Начальный этап захода	
ФАЗА “DES”……..……КОНТР	
FCP ALT FAF ……..……УСТ.	
15 NM от ВПП:	
V “green dot”…….…….....УСТ.	ENG START……КАК ТРЕБ.
МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ ……..……КОНТР.	ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ……..…КОНТР.
RADAR TILT……..……..ОТРЕГУЛИР.	
Промежуточный/конечный этап захода	
TRK……ВКЛЮЧИТЬ	
На V “green dot”:	
КОМАНДА……..…. «FLAPS 1»	
	FLAPS 1 ……..……УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ ..……..…”FLAPS 1”
RANGE MODE……КАК ТРЕБ.	RANGE MODE……КАК ТРЕБ.
УСТ. Vfe -10	
КОМАНДА……..…..”FLAPS 2 ”	
	FLAPS 2 ……..……УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ. ……..…”FLAPS 2 ”
УСТ. Vfe -10	
Когда закрылки в положении 2:	
КОМАНДА……”ШАССИ ВЫПУСТИТЬ”	
	LDG GEAR……..DOWN TO, RWY TURN OFF LT ……..…..ON AUTO BRAKE……ПОДТВЕРДИТЬ УБЕДИТЬСЯ./ДОЛОЖИТЬ…”ШАССИ ВЫПУЩ.”
Когда шасси выпущены:	
КОМАНДА……” FLAPS 3”	
	FLAPS 3……..……УСТ. SPEED BRAKE……GND SPLRS ARMED УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……..…” FLAPS 3”
Когда закрылки 3 выпущены, V < Vfe:	
КОМАНДА……«FLAPS FULL»	
FPA……ВКЛ	FLAPS FULL ……..……УСТ. УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ ……..”FLAPS FULL”

© ЗАО «ГСС»

ПРОВ./УСТ. Vapp *	
В точке FAF: *) УГОЛ НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ (FPA) на PFD……УСТ.	
После прохода точки FAF (ниже высоты ухода на второй круг): *) ВЫСОТУ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ на PFD……..……УСТ. *) УГОЛ НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ (FPA/V/S)……..РЕГУЛИРОВАТЬ	
Б/ПРОВОДНИКОВ……..ИНФОРМ	A/T (РЕЖИМ SPEED / ВЫКЛ)…….……...ПРОВ. CONF TEST……..…ВЫП.
КАРТА – “ПЕРЕД ПОСАДКОЙ” ИЗМЕНЕН. В FMA……ДОКЛАД. **На MDA/MDH+100ft:** ОБЪЯВИТЬ……..…..”ПРОДОЛЖАЕМ” **На MDA/MDH:** “MINIMUM”……КОНТРОЛ. ОБЪЯВИТЬ……..”САДИМСЯ” или ……..“УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ” АР/АТ……..……..ВЫКЛ	ПАРАМЕТРЫ ПОЛЕТА…….……...КОНТР **докладывать при превышении:** -вертикальной скорости : – 1000 ft/min -заданной скорости : +10 (Vapp: -5) kt **максимальное отклонение разрешается:** -тангаж : – 2,5° вниз и +10° вверх -крен : 7° **Контролировать:** - угол атаки: ~ 6° ДОЛОЖИТЬ:……..……..“APROACH MININUM” КОНТР. И ДОЛОЖИТЬ……..”MINIMUM”

Примечание: * ПП - в автоматическом заходе, НП - в ручном заходе.

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДКА

ПП	НП
На высоте 30 -20 ft:	
ВЫРАВНИВАНИЕ……ВЫПОЛНИТЬ	
РУД……IDLE	
После приземления:	
РЕВЕРС (на V ≤170kt) ……...MAX	ДОЛОЖИТЬ……..…”GRND SPLRS”,
ТОРМОЖЕНИЕ……КАК ТРЕБ.	……“REVERS”,“DECEL”
На скорости 80 kt:	
REV……IDLE	ДОЛОЖИТЬ ……..…….. «80 kt»
РЕВЕРС……...ВЫКЛ.	ДОЛОЖИТЬ:…….…… «40kt»
РУД на V руления……...……FWD IDLE	
До скорости 20 kt:	
AUTO BRAKE……..…… ВЫКЛ	

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (FD ВКЛ, АР,А/Т ВЫКЛ)

Уход на второй круг с высоты ниже DH/MDA/MDH

РУД……..……TOGA	
ОБЪЯВИТЬ ……..……”УХОДИМ НА ……ВТОРОЙ КРУГ/FLAPS 2”	FLAPS»2»……..УСТАНОВИТЬ
НАБОР ВЫСОТЫ ……ВЫПОЛНИТЬ	ОБЪЯВИТЬ……..”В НАБОРЕ”
FMA ……...ОБЪЯВИТЬ	УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……FLAPS 2
КОМАНДА……..…. ”ШАССИ УБРАТЬ”	
АР,А/Т……КАК ТРЕБ.	LDG GEAR……..UP
	РЕЖИМ LNAV или HDG……..……..ВЫБРАТЬ
	TO, RWY TURN OFF LT……....OFF
	ДОЛОЖИТЬ……ШАССИ УБРАНЫ
На высоте уменьшения тяги: РУД……CLMB	
На высоте разгона скорости: СКОРОСТЬ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ	
	ЗАКРЫЛКИ……....ПОЭТАПНО УБРАТЬ

© ЗАО «ГСС»

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (FD, AP,A/T ВЫКЛ)

ПП	НП
Уход на второй круг с высоты ниже DH/MDA/MDH	
РУД……..……TOGA	
ОБЪЯВИТЬ ……”УХОДИМ НА ……ВТОРОЙ КРУГ/FLAPS 2”	
ТАНГАЖ 15º ……УСТ.	FLAPS»2»……..УСТАНОВИТЬ
FMA ……...ОБЪЯВИТЬ	ОБЪЯВИТЬ……..”В НАБОРЕ”
КОМАНДА…… ”ШАССИ УБРАТЬ”	УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……FLAPS 2
AP/AT……КАК ТРЕБ.	LDG GEAR……..UP
	РЕЖИМ LNAV или HDG……..ВЫБРАТЬ
	TO, RWY TURN OFF LT……....OFF
	ДОЛОЖИТЬ……ШАССИ УБРАНЫ
На высоте уменьшения тяги:	
РУД……CLMB	
На высоте разгона скорости:	
СКОРОСТЬ……..……КОНТР.	
	ЗАКРЫЛКИ……....ПОЭТАПНО УБРАТЬ

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (AP, A/T ВКЛ)

Уход на второй круг с высоты выше DH/MDA/MDH	
КНОПКУ TOGA……НАЖАТЬ	
ОБЪЯВИТЬ ……”УХОДИМ НА ……ВТОРОЙ КРУГ/FLAPS 2”	FLAPS»2»……..УСТАНОВИТЬ
ПЕРЕХОД В НАБОР ВЫСОТЫ …КОНТР.	ОБЪЯВИТЬ……..”В НАБОРЕ”
FMA ……...ОБЪЯВИТЬ	УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ……FLAPS 2
КОМАНДА…… ”ШАССИ УБРАТЬ”	
	LDG GEAR……..UP
	РЕЖИМ LNAV или HDG……..ВЫБРАТЬ
	TO, RWY TURN OFF LT……....OFF
	ДОЛОЖИТЬ……ШАССИ УБРАНЫ
На высоте уменьшения тяги:	
ЗАДАТЧИК “ALT”……..НАЖАТЬ	
На высоте разгона скорости:	
СКОРОСТЬ……..……КОНТР.	
	ЗАКРЫЛКИ……....ПОЭТАПНО УБРАТЬ

© ЗАО «ГСС»

ПОСЛЕ ПОСАДКИ

ПП	НП
LAND LT……OFF (СМ1)	
TAXI & TO LT……TAXI (СМ1)	
STROBE……OFF	CHRONO……STOP
SPEED BRAKE……** RET	FLAPS……0
	ANTI – ICE……КАК ТРЕБ.
	TCAS……ВЫКЛ.
	APU……ЗАПУСТИТЬ
	RADAR ……OFF
	ТРАНСПОНДЕР……КАК ТРЕБ
	ТЕМПЕРАТУРУ ТОРМОЗОВ……КОНТР.
КАРТА - “ПОСЛЕ ПОСАДКИ”	

НА СТОЯНКЕ ***

PARK/ALTN BRAKE……ВКЛ.	ФАРЫ……КАК ТРЕБ.
ENG MASTER (L, R)……OFF	APU BLEED……ON
КОНТАКТ С ТЕХНИКОМ……УСТ.	ELAPSED TIME……ОСТАНОВИТЬ
p.DOOR SLIDE……ПРОВ./НЕ ГОРИТ	IRS ……ПРОВ.
BEACON……OFF	МНЕМОКАДРЫ……ПРОВ.
FUEL PUMPS (кроме AUX L)……OFF	
N/W STRG……OFF	
SEAT BELTS……OFF	
ЯРКОСТЬ ДИСПЛЕЕВ……УМЕНЬШИТЬ	ЯРКОСТЬ ДИСПЛЕЕВ……УМЕНЬШИТЬ
КАРТА - “НА СТОЯНКЕ”	

© ЗАО «ГСС»

БЕЗОПАСНОСТЬ САМОЛЕТА НА СТОЯНКЕ	
ПП	НП
PARK/ALTN BRAKE……ВКЛ. IRS 1,2,3……OFF NO SMOK……OFF КАРТА “ПЕРЕД ПОКИДАНИЕМ САМОЛЕТА”	ФАРЫ, ВНЕШНЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ……ВЫКЛ APU BLEED……OFF APU……ВЫКЛ PUMP AUX L ……OFF EMER LT……OFF EXT PWR……КАК ТРЕБ. BAT 1,2,3,4……OFF

**это действие является сигналом начала выполнения процедур после посадки для НП
*** В случае буксировки до остановки на стоянке:

BEACON……ON

SEAT BELTS……ON

ПОСЛЕПОЛЁТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА	
*ВНЕШ. ОСМОТР ВС……ВЫПОЛНИТЬ	

Примечание: *(*) – маршрут осмотра как в транзитном аэропорту.*

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.00 СОДЕРЖАНИЕ

3.01 СКОРОСТИ 1
3.02 ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ 1
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ В КОНФИГУРАЦИИ 3 1
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ В КОНФИГУРАЦИИ FULL 2
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АВТОМАТА ТОРМОЖЕНИЯ 3
3.03 ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ 1
МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА 1
СНИЖЕНИЕ С ЭШЕЛОНА ПОЛЕТА 2
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ 4
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ ДО ПОСАДКИ 5
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ ДО ПОСАДКИ 5
3.04 ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ 1
МАКСИМАЛЬНАЯ И ОПТИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА 1
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ ДО ПОСАДКИ 2
СНИЖЕНИЕ С ЭШЕЛОНА ПОЛЕТА 4
ПОЛЕТ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ 6
ПОЛЕТ В РЕЗГЕРМЕТИЗИРОВАННОМ САМОЛЕТЕ 9
3.05 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ ДИСТАНЦИИ 1
3.06 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ ВЕТРА 1
3.07 ТАБЛИЦА ПЕРЕВОДА: QFE – QNH 1
3.08 ПЕРЕВОД ЧИСЛА М В ИНДИКАТОРНУЮ ЗЕМНУЮ СКОРОСТЬ 1

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.01 СКОРОСТИ

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СКОРОСТИ (узлы) ЦТ ≥ 15 %САХ					
ПОЛЕТНЫЙ ВЕС (1000 кг)	F	S	GREEN DOT	V_{IS} Конфиг 3	V_{REF}
26	129	200	215	115	111
28	134	200	215	119	116
30	139	200	215	123	120
32	143	200	215	127	123
34	148	200	215	131	127
36	152	200	215	135	131
38	156	200	215	139	135
40	160	200	218	142	138
42			222	146	141
44			225	149	145
46			225	153	148

ВНИМАНИЕ:
Выдерживание скоростей указанных в таблице обязательно.

© ЗАО «ГСС»

На взлете:

F – минимальная скорость полета в конфигурации 1.
На взлете – используется как скорость после достижения, которой рекомендуется переход из конфигурации 2 в конфигурацию 1.

S – минимальная скорость полета в конфигурации 0.
На взлете – используется как рекомендуемая скорость перехода из конфигурации 1 в конфигурацию 0.

– GREEN DOT наивыгоднейшая эксплуатационная скорость набора высоты и снижения в конфигурации 0 при отказе одного двигателя, на которой аэродинамическое качество максимально.

V_{LS} – минимальная выбираемая скорость полета.

ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

– GREEN DOT наивыгоднейшая эксплуатационная скорость набора высоты и снижения в конфигурации 0 при отказе одного двигателя, на которой аэродинамическое качество максимально.

S – минимальная скорость полета в конфигурации 0. При заходе на посадку – используется как скорость, после достижения которой рекомендуется переход из конфигурации 0 в конфигурацию 1.

F – минимальная скорость полета в конфигурации 1.
При заходе на посадку – используется как рекомендуемая скорость, при достижении которой рекомендуется переход из конфигурации 1 в конфигурацию 2.

V_{LS} – минимальная выбираемая скорость полета.

V_{REF} – скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями.

V_{APP} – рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку.

V_{APP} определяется по соотношению:

$$V_{APP} = V_{REF} + \Delta V_{Wx} + \Delta V_{REF}, \text{ где:}$$

- ΔV_{Wx} – поправка к скорости V_{REF}, обусловленная встречной составляющей ветра W_X на ВПП и при $W_X > 10$ kt определяемая как $\Delta V_{Wx} = 0.3 * WX$, но не более 15 kts
- ΔV_{REF} – поправка к скорости V_{REF}, обусловленная конкретными условиями посадки.

© ЗАО «ГСС»

Поправка ΔV_{REF} равна:

- 5 kt при автоматическом заходе на посадку;
- 5 kt при боковой составляющей ветра W_Z > 10 kt;
- 5 kt при турбулентности;
- 5 kt при отказе одного двигателя;
- 10 kt при полёте в условиях обледенения.

При наличии двух и более из вышеуказанных факторов поправки не суммируется, а принимается одно наибольшее значение.

При возникновении отказов систем, влияющих на характеристики самолета (гидравлической системы или системы управления самолетом), поправка ΔV_{REF} указана в QRH по каждому отказному случаю отдельно.
В случае возникновения более чем одного отказа поправки на отказные ситуации не суммируется, а принимается одно наибольшее значение. При этом прочие поправки на условия посадки в расчет не принимаются (за исключением поправки ΔV_{WX}).

В случаях применения поправок ΔV_{WX} или ΔV_{REF}, фактическая посадочная дистанция увеличится на 4,5% на каждые 5 kt превышения V_{APP} над V_{REF}.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.02 ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ В КОНФИГУРАЦИИ 3

Фактическая посадочная дистанция - расстояние по горизонтали, необходимое для выполнения посадки и полной остановки самолета от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью без учета концевой полосы торможения (КПТ).

		ФАКТИЧЕСКАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (Метры)									
Посадочный вес (1000 кг)		26	28	30	32	34	36	38	40	42	44
Состояние ВПП	СУХАЯ	753	785	822	858	892	929	968	1009	1050	1089
	МОКРАЯ	1094	1151	1217	1282	1347	1415	1483	1550	1618	1685

ТАБЛИЦА ПОПРАВОК

Конфигурация 3	ПОПРАВКА К ФАКТИЧЕСКОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ							
			ВПП ПОКРЫТА					
	сухая впп	мокрая впп	водой 6.3 мм (1/4 inch)	водой 12.7 мм (1/2 inch)	слякотью 6.3 мм (1/4 inch)	слякотью 12.7 мм (1/2 inch)	плотным снегом	льдом
выше уровня моря на каждую 1000 футов	3,11%	3,54%						
встречный ветер на каждые 10 узлов	%	%						
попутный ветер на каждые 10 узлов	%	%						

В случаях применения поправок ΔV_{WX} или ΔV_{REF} для увеличения скорости конечного этапа захода на посадку V_{APP}, фактическая посадочная дистанция увеличивается на 4,5% на каждые 5 kt превышения V_{APP} над V_{REF}.

Расчеты выполнены:

- *с учетом предельно передней центровки*
- *без учета использования реверса обоих двигателей*
- *с учетом нормального использования тормозов пилотом*
- *без учета нормальной работы тормозных щитков*

Примечание: Дистанции указанны в таблице только для использования в полете. Перед вылетом для расчета дистанций использовать сведения, размещенные в РЛЭ 1.03.

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ В КОНФИГУРАЦИИ FULL

Фактическая посадочная дистанция - расстояние по горизонтали, необходимое для выполнения посадки и полной остановки самолета от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью без учета концевой полосы торможения (КПТ).

		ФАКТИЧЕСКАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (Метры)									
Посадочный вес (1000 кг)		26	28	30	32	34	36	38	40	42	44
Состояние ВПП	СУХАЯ	786	823	862	899	924	970	1004	1043	1083	1124
	МОКРАЯ	1116	1180	1247	1313	1379	1448	1514	1582	1651	1719

ТАБЛИЦА ПОПРАВОК

Конфигурация FULL	ПОПРАВКА К ФАКТИЧЕСКОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ							
	сухая впп	Мокрая впп	ВПП ПОКРЫТА					
			водой 6.3 мм (1/4 inch)	водой 12.7 мм (1/2 inch)	слякотью 6.3 мм (1/4 inch)	слякотью 12.7 мм (1/2 inch)	плотным снегом	льдом
выше уровня моря на каждую 1000 футов	3,11%	3,5%						
встречный ветер на каждые 10 узлов	%	%						
попутный ветер на каждые 10 узлов	%	%						

В случаях применения поправок ΔV_{WX} или ΔV_{REF} для увеличения скорости конечного этапа захода на посадку V_{APP}, фактическая посадочная дистанция увеличивается на 4,5% на каждые 5 kt превышения V_{APP} над V_{REF}.

Расчеты выполнены:

- *с учетом предельно передней центровки*
- *без учета использования реверса обоих двигателей*
- *с учетом нормального использования тормозов пилотом*
- *без учета нормальной работы тормозных щитков*

Примечание: Дистанции указанны в таблице только для использования в полете. Перед вылетом для расчета дистанций использовать сведения, размещенные в РЛЭ 1.03.

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АВТОМАТА ТОРМОЖЕНИЯ

ЗАРЕЗЕРВИРОВАН

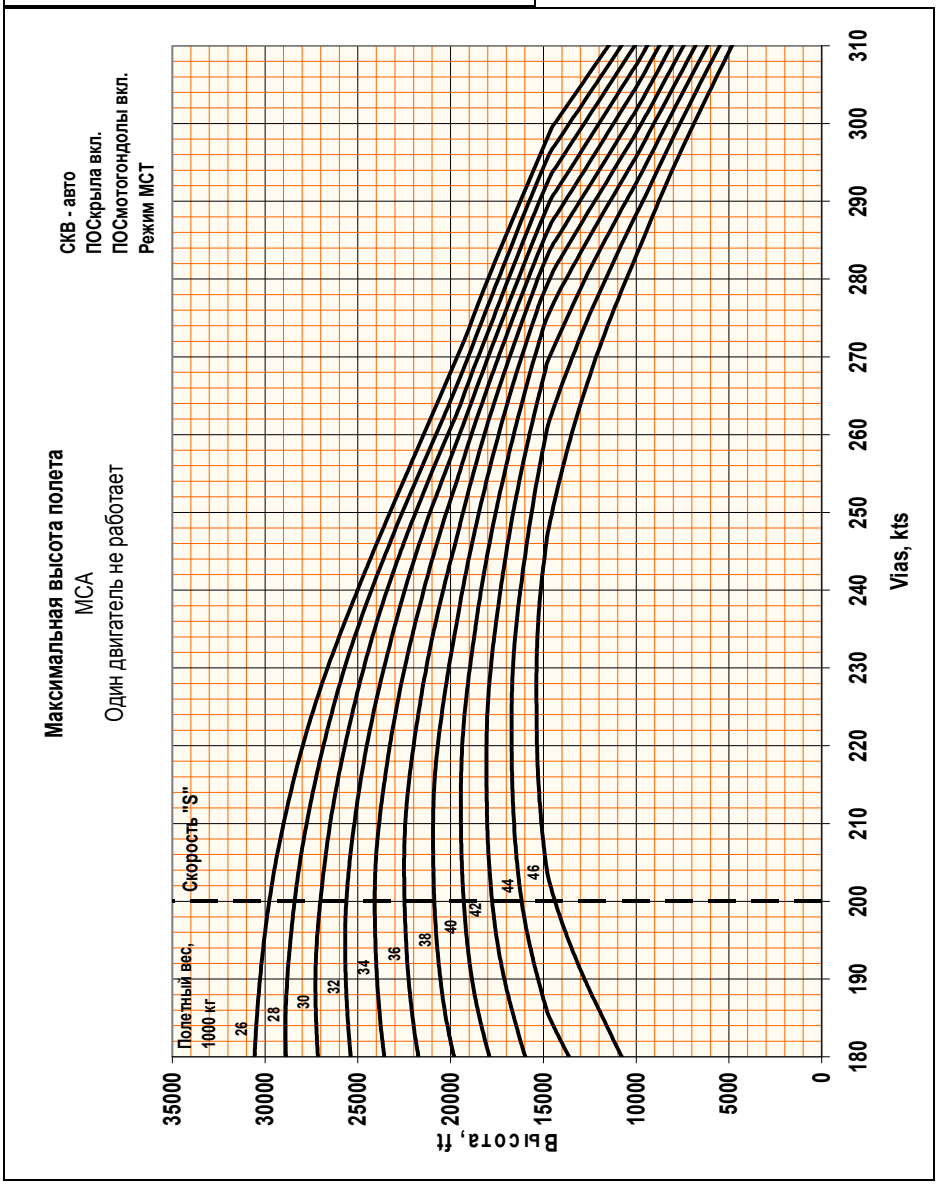
© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.03 ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ

МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА



© ЗАО «ГСС»

СНИЖЕНИЕ С ЭШЕЛОНА ПОЛЕТА

СНИЖЕНИЕ НА РЕЖИМЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА (скорость GREEN DOT)

Тяга – МСТ
СКВ - автоматический режим
ПОС - выключена

МСА
ЦТ =25%САХ

S (nm)*
Vнач (kt)
Q топ(1ОООкг)
Нгп с одним двигателем (100 ft)
T (мин)

МАССА САМОЛЕТА (1000 кг)	НАЧАЛЬНЫЙ ЭШЕЛОН ПОЛЕТА (100 футов)						
	250	290	310	330	350	370	390
26					161 26 215 0.5 340	224 36 215 0.7 341	259 42 215 0.8 342
28				77 13 215 0.3 329	198 33 215 0.6 331	242 40 215 0.8 331	271 44 215 0.8 332
30				163 28 215 0.6 320	224 38 215 0.7 321	258 43 215 0.8 322	284 47 215 0.9 322
32			85 15 215 0.3 308	197 34 215 0.7 310	240 41 215 0.8 311	269 45 215 0.9 312	291 49 215 1.0 312
34			165 29 215 0.6 299	223 39 215 0.8 300	255 44 215 0.9 301	280 48 215 1.0 301	300 51 215 1.0 301

ПОПРАВКИ	РАСТОЯНИЕ	ВРЕМЯ	ТОПЛИВО	Нгп с одним двигателем
ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА	**7.82%**	**7.87%**	**8.85%**	**63 ft**
ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА	**23.04%**	**23.43%**	**25.68%**	**365 ft**

** максимальная дальность планирования на скорости GREEN DOT с максимальным качеством*

© ЗАО «ГСС»

продолжение

СНИЖЕНИЕ НА РЕЖИМЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА (скорость GREEN DOT)

Тяга – МСТ
СКВ - автоматический режим
ПОС - выключена

МСА
ЦТ =25%САХ

S (nm)*
Vнач (kt)
Нгп с одним двигателем (100 ft)

T (мин)
Q топ(1ОООкг)

МАССА САМОЛЕТА (1000 кг)	НАЧАЛЬНЫЙ ЭШЕЛОН ПОЛЕТА (100 футов)						
	250	**290**	**310**	**330**	**350**	**370**	**390**
36		117 21 215 0.5 286	205 37 215 0.8 288	246 43 215 1.0 289	273 48 215 1.0 289	294 51 215 1.1 290	312 54 215 1.1 290
38		177 32 215 0.8 275	227 41 215 0.9 276	258 46 215 1.1 277	281 50 215 1.1 277	300 53 215 1.2 277	317 56 215 1.2 278
40		213 39 218 0.9 262	249 45 218 1.1 263	275 49 218 1.2 264	295 53 218 1.2 264	313 55 218 1.3 265	328 58 218 1.3 265
42	105 19 222 0.5 246	237 43 222 1.1 250	266 48 222 1.2 251	289 52 222 1.3 251	307 55 222 1.3 252	323 57 222 1.4 252	337 59 222 1.4 252
44	170 32 225 0.8 235	255 47 225 1.2 238	280 51 225 1.3 238	300 54 225 1.4 239	317 57 225 1.4 239	332 59 225 1.5 239	346 61 225 1.5 240

ПОПРАВКИ	РАСТОЯНИЕ	ВРЕМЯ	ТОПЛИВО	Нгп с одним двигателем
ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА	**7.82%**	**7.87%**	**8.85%**	**63 ft**
ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА	**23.04%**	**23.43%**	**25.68%**	**365 ft**

** максимальная дальность планирования на скорости GREEN DOT с максимальным качеством*

© ЗАО «ГСС»

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ НА РЕЖИМЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ

Тяга – максимально продолжительный режим

СКВ - автоматический режим

ПОС - выключена

МСА

ЦТ=25%САХ

ОБОРОТЫ N1(%)

РАСХОД ТОПЛИВА (КГ/Ч)

ЧИСЛО М

CAS (kt)

ПОЛЕТНЫЙ ВЕС (1000 кг)	ВЫСОТА ПОЛЕТА (100 ft)											
	100		150		190		210		230		250	
26	0.41	1142 224	0.44	1092 219	0.47	1083 218	0.49	1084 219	0.51	1069 217	0.53	1075 218
28	0.41	1199 228	0.45	1173 227	0.49	1158 226	0.50	1152 225	0.53	1162 226	0.56	1179 229
30	0.42	1269 234	0.47	1250 234	0.50	1244 234	0.53	1254 235	0.55	1259 236	0.57	1249 234
32	0.44	1368 245	0.48	1331 241	0.52	1343 244	0.54	1342 244	0.56	1337 242	0.59	1357 244
34	0.45	1433 249	0.50	1424 251	0.54	1419 250	0.56	1417 249	0.59	1446 252	0.61	1450 251
36	0.46	1511 256	0.51	1504 257	0.55	1505 257	0.58	1534 261	0.60	1537 259	0.61	1515 252
38	0.48	1615 266	0.52	1582 263	0.57	1618 268	0.59	1620 267	0.60	1603 261	0.60	1553 248
40	0.49	1677 269	0.54	1673 271	0.59	1705 274	0.60	1700 271	0.60	1644 259	0.56	1531 231
42	0.50	1765 276	0.56	1783 280	0.60	1799 281	0.60	1739 269	0.58	1649 250		
44	0.51	1852 282.94	0.57	1870 286	0.60	1842 281	0.58	1734 260	0.54	1655 231.64		
ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА ΔТОПЛИВА =2.62%							**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** ΔТОПЛИВА = 14.76%					

© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ ДО ПОСАДКИ

КОНТРОЛЬ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ НА ЭТАПАХ ПОЛЕТА
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ: LONG RANGE → СНИЖЕНИЕ: 220 KCAS
ЗАХОД В ПМУ: 100 КГ (4 МИН)

ОПОРНЫЙ НАЧАЛЬНЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ВЕС = 36000 кг **СКВ - автоматический режим** **ПОС - выключена**	**МСА** **ЦТ =25%САХ**	**РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг)** **ВРЕМЯ (ч: мин)**

ВОЗДУШННАЯ ДИСТАНЦИЯ (nm)	ЭШЕЛОН ПОЛЕТА (100 ft)						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
	100	**150**	**200**	**220**	**240**	**250**	**FL100 FL150**	**FL200 FL220**	**FL240 FL250**
200	1026 0:46	904 0:44	800 0:42	764 0:43	738 0:45		15 14		
300	1530 1:07	1368 1:03	1230 0:60	1184 1:00	1153 1:03		21 20		
400	2031 1:27	1829 1:22	1659 1:18	1608 1:17	1564 1:22		26 26		
500	2528 1:48	2287 1:41	2084 1:35	2031 1:33	1971 1:41		33 32		
600	3021 2:09	2743 2:00	2506 1:53	2452 1:50	2375 2:00		40 38		
700	3511 2:30	3195 2:20	2926 2:11	2871 2:07	2774 2:19		46 44		
800	3997 2:52	3644 2:40	3342 2:30	3289 2:23	3171 2:38		53 51		

ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА ΔТОПЛИВА =1.7%	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** ΔТОПЛИВА = 5.01%

© ЗАО «ГСС»

продолжение

КОНТРОЛЬ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ НА ЭТАПАХ ПОЛЕТА
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ: LONG RANGE → СНИЖЕНИЕ: 220 KCAS
ЗАХОД В ПМУ: 100 КГ (4 МИН)

ОПОРНЫЙ НАЧАЛЬНЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ВЕС = 36000 кг **СКВ - автоматический режим** **ПОС - выключена**	**МСА** **ЦТ =25%САХ**	**РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг)** **ВРЕМЯ (ч: мин)**

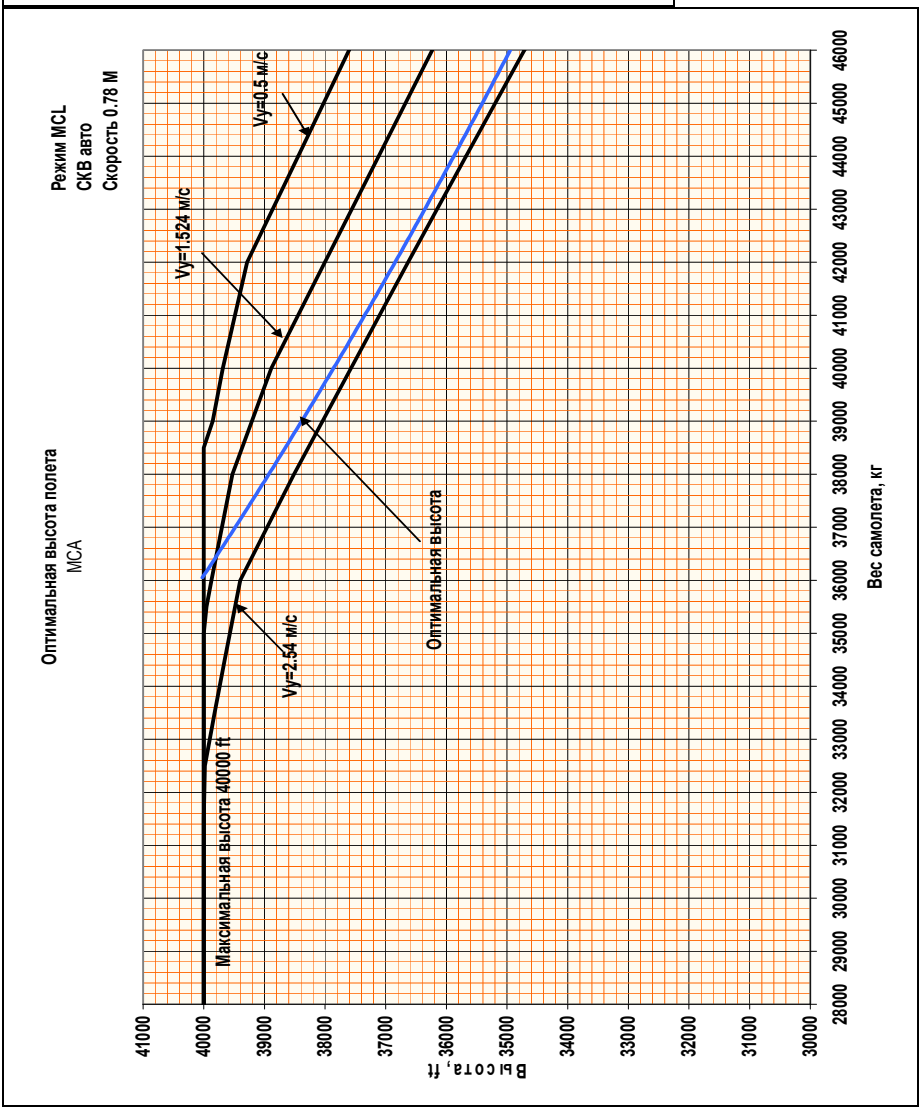
ВОЗДУШННАЯ ДИСТАНЦИЯ (nm)	ЭШЕЛОН ПОЛЕТА (100 ft)						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
	100	**150**	**200**	**220**	**240**	**250**	**FL100 FL150**	**FL200 FL220**	**FL240 FL250**
900	4479 3:13	4090 2:59	3756 2:48	3704 2:40	3564 2:57		60 57		
1000	4959 3:35	4533 3:19	4167 3:06	4118 2:56	3953 3:16		67 64		
1100	5435 3:57	4973 3:39	4574 3:25	4529 3:13	4339 3:35		73 70		
1200	5907 4:19	5409 3:59	4979 3:43	4939 3:30	4722 3:54		80 76		
1300	6376 4:41	5842 4:20	5381 4:02	5347 3:46	5102 4:13		86 83		
1400	6843 5:03	6272 4:40	5780 4:21	5754 4:03	5479 4:32		93 90		

ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА ΔТОПЛИВА =1.7%	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** ΔТОПЛИВА = 5.01%

© ЗАО «ГСС»

3.04 ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ

МАКСИМАЛЬНАЯ И ОПТИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА



© ЗАО «ГСС»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ ДО ПОСАДКИ

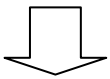
КОНТРОЛЬ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ НА ЭТАПАХ ПОЛЕТА
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ: M LRC СНИЖЕНИЕ: M.LRC/250KCAS
ЗАХОД В ПМУ: 100КГ (4МИН)

Опорный начальный полетный вес = 40000 кг **СКВ - автоматический режим** **ПОС - выключена**	**МСА** **ЦТ= 25%САХ**	**Расходуемое топливо (кг)** **Время (ч: мин)**

ВОЗДУШННАЯ ДИСТАНЦИЯ (nm)	ВЫСОТА ПОЛЕТА (100 ft)						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (КГ/1000КГ)		
	290	**310**	**330**	**350**	**370**	**390**	**FL290 FL310**	**FL330 FL350**	**FL370 FL390**
200	723 0:37	688 0:36	656 0:36	624 0:36	597 0:36	575 0:36	6 5	4 5	5 7
300	1141 0:51	1093 0:50	1048 0:49	1004 0:49	970 0:49	942 0:49	12 11	10 11	11 17
400	1557 1:05	1496 1:03	1437 1:02	1382 1:03	1340 1:03	1305 1:03	18 17	16 16	18 26
500	1970 1:19	1896 1:17	1825 1:16	1759 1:16	1707 1:16	1666 1:16	23 22	22 22	24 35
600	2380 1:34	2293 1:31	2210 1:29	2133 1:29	2072 1:29	2024 1:29	29 28	27 28	31 43
700	2788 1:48	2688 1:45	2593 1:42	2505 1:43	2435 1:43	2380 1:42	35 34	33 33	37 51
800	3194 2:02	3081 1:59	2974 1:56	2875 1:56	2795 1:56	2733 1:55	41 41	39 38	43 59

	ШАССИ ВЫПУЩЕНО & FLAPS=2 Δ ТОПЛИВА = 110 %
ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА Δ ТОПЛИВА = 2.74 %	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** Δ ТОПЛИВА =5.24 %

Превышение посадочного веса



© ЗАО «ГСС»

продолжение

КОНТРОЛЬ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ НА ЭТАПАХ ПОЛЕТА
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ: M LRC СНИЖЕНИЕ: M.LRC/250KCAS
ЗАХОД В ПМУ: 100КГ (4МИН)

Опорный начальный полетный вес = 40000 кг **СКВ - автоматический режим** **ПОС - выключена**	**МСА** **ЦТ= 25%САХ**	**Расходуемое топливо (кг)** **Время (ч: мин)**

ВОЗДУШННАЯ ДИСТАНЦИЯ (nm)	ВЫСОТА ПОЛЕТА (100 ft)						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (КГ/1000КГ)		
	290	**310**	**330**	**350**	**370**	**390**	**FL290 FL310**	**FL330 FL350**	**FL370 FL390**
900	3598 2:17	3471 2:13	3351 2:09	3244 2:09	3154 2:09	3085 2:09	46 46	46 43	50 66
1000	3999 2:31	3859 2:28	3727 2:23	3610 2:22	3510 2:23	3433 2:22	51 52	52 49	55 74
1100	4398 2:45	4245 2:42	4101 2:37	3974 2:36	3864 2:36	3780 2:35	57 57	57 54	61 81
1200	4795 2:60	4629 2:56	4472 2:51	4337 2:49	4216 2:49	4124 2:48	62 63	62 59	67 87
1300	5190 3:14	5011 3:10	4842 3:05	4696 3:02	4567 3:03	4465 3:02	67 68	67 64	73 94
1400	5583 3:29	5390 3:25	5209 3:19	5054 3:16	4915 3:16	4805 3:15	72 73	73 69	78 100
1500	5974 3:43	5768 3:39	5575 3:33	5410 3:29	5262 3:29	5142 3:28	77 78	77 74	84 106
1600	6363 3:58	6145 3:53	5939 3:47	5763 3:43	5607 3:43	5477 3:41	82 83	82 79	89 112

	ШАССИ ВЫПУЩЕНО & FLAPS=2 Δ ТОПЛИВА = 110 %
ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА Δ ТОПЛИВА = 2.74 %	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** Δ ТОПЛИВА =5.24 %

© ЗАО «ГСС»

СНИЖЕНИЕ С ЭШЕЛОНА ПОЛЕТА

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ, ТОПЛИВА И ДИСТНЦИИ СНИЖЕНИЯ: 0.7/250KCAS

МАЛЫЙ ГАЗ СКВ - автоматический режим ПОС - выключена	МСА ЦТ =25%САХ	**Максимальная скорость изменения высоты** **в кабине TBD ft/мин**

Н полета (x100 ft)	**МАССА САМОЛЕТА(x1000 кг)**								**Vcas (kt)**
	30				**40**				
	Время (мин)	**Топливо (кг)**	**Растояние (nm)**	**N1 (%)**	**Время (мин)**	**Топливо (кг)**	**Растояние (nm)**	**N1 (%)**	
390	19	171	108		22	192	120		214
370	19	163	101		21	184	114		224
350	18	156	96		20	178	108		235
330	17	150	90		19	171	102		246
310	16	144	84		18	164	96		249
290	15	136	78		17	155	89		249
270	14	128	72		16	147	82		249
250	13	121	66		15	138	75		249
240	13	117	63		14	134	72		249

ПОПРАВКИ	**ПОС двигателя включена**	**ПОС двигателя и крыла включена**	**на 1°C выше МСА**
ТОПЛИВО	6.84%	29.20%	0.05%
ВРЕМЯ	0.47%	5.54%	-0.13%
ДИСТАНЦИЯ	0.46%	5.57%	0.08%

© ЗАО «ГСС»

продолжение

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ, ТОПЛИВА И ДИСТНЦИИ СНИЖЕНИЯ: 0.7/250KCAS

МАЛЫЙ ГАЗ СКВ - автоматический режим ПОС - выключена	МСА ЦТ =25%САХ	**Максимальная скорость изменения высоты** **в кабине TBD ft/мин**

Н полета (х100 ft)	**МАССА САМОЛЕТА(х1000 кг)**								**Vcas (kt)**
	30				**40**				
	Время (мин)	**Топливо (кг)**	**Растояние (nm)**	**N1 (%)**	**Время (мин)**	**Топливо (кг)**	**Растояние (nm)**	**N1 (%)**	
220	12	108	57		13	125	65		249
200	11	100	51		12	115	59		249
180	9	91	45		11	105	52		249
160	8	82	40		10	95	46		249
140	7	72	34		8	84	39		249
120	6	62	29		7	72	33		249
100	5	52	23		6	60	27		249
50	2	23	9		3	26	11		249
15	0	0	0		0	0	0		249

ПОПРАВКИ	**ПОС двигателя включена**	**ПОС двигателя и крыла включена**	**на 1°C выше МСА**
ТОПЛИВО	6.84%	29.20%	0.05%
ВРЕМЯ	0.47%	5.54%	-0.13%
ДИСТАНЦИЯ	0.46%	5.57%	0.08%

© ЗАО «ГСС»

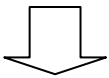
ПОЛЕТ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ

РАСЧЕТ ПОЛЕТА НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ
МАНЕВР УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ: TBD КГ - НАБОР ВЫСОТЫ: 250 KCAS/LRC
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ : LONG RANGE - СНИЖЕНИЕ : M.LRC/250KCAS
ЗАХОД В ПМУ : 100КГ (4 МИН)

ОПОРНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС НА ОСНОВНОМ АЭРОДРОМЕ = 36000 кг **СКВ - автоматический режим** **ПОС - выключена**	**МСА** **САХ = 25%**	**РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг)** **ВРЕМЯ (ч: мин)**

ВОЗД. ДИСТ. (nm)	ВЫСОТА ПОЛЕТА (100 ft)						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (КГ/1000КГ)		
	100	**150**	**200**	**250**	**290**	**330**	**FL100 FL150**	**FL200 FL250**	**FL290 FL330**
40									
60									
80	582 0:21	573 0:20					52 57	66 97	144 193
100	698 0:25	677 0:24	665 0:24				52 57	63 71	106 155
120	813 0:29	781 0:28	759 0:27				52 57	63 67	79 117
140	928 0:33	884 0:31	852 0:31	840 0:30			52 57	63 66	76 86

ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА**
ΔТОПЛИВА =3.13%	ΔТОПЛИВА =5.16%



© ЗАО «ГСС»

продолжение

РАСЧЕТ ПОЛЕТА НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ
МАНЕВР УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ: TBD КГ - НАБОР ВЫСОТЫ: 250 KCAS/LRC
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ : LONG RANGE - СНИЖЕНИЕ : M.LRC/250KCAS
ЗАХОД В ПМУ : 100КГ (4 МИН)

ОПОРНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС НА ОСНОВНОМ АЭРОДРОМЕ = 36000 кг **СКВ - автоматический режим** **ПОС - выключена**	**МСА** **САХ = 25%**	**РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг)** **ВРЕМЯ (ч: мин)**

ВОЗД. ДИСТ. (nm)	ВЫСОТА ПОЛЕТА (100 ft)						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (КГ/1000КГ)		
	100	**150**	**200**	**250**	**290**	**330**	**FL100 FL150**	**FL200 FL250**	**FL290 FL330**
160	1043 0:37	987 0:35	946 0:34	925 0:33	921 0:33		52 57	64 66	74 82
180	1158 0:41	1090 0:39	1039 0:38	1010 0:36	1000 0:36	994 0:36	52 57	64 67	74 79
200	1273 0:45	1193 0:43	1132 0:41	1095 0:39	1079 0:39	1075 0:39	52 57	64 67	74 79
220	1387 0:49	1296 0:46	1226 0:44	1180 0:42	1157 0:42	1148 0:42	52 58	64 67	74 80
240	1502 0:53	1399 0:50	1319 0:48	1265 0:46	1236 0:45	1221 0:45	52 58	64 67	74 80
260	1616 0:57	1502 0:54	1412 0:51	1350 0:49	1315 0:48	1295 0:47	53 58	64 67	74 80

ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА ΔТОПЛИВА =3.13%	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** ΔТОПЛИВА =5.16%

© ЗАО «ГСС»

продолжение

РАСЧЕТ ПОЛЕТА НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ
МАНЕВР УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ: TBD КГ - НАБОР ВЫСОТЫ: 250 KCAS/LRC
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ : LONG RANGE - СНИЖЕНИЕ : M.LRC/250KCAS
ЗАХОД В ПМУ : 100КГ (4 МИН)

ОПОРНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС НА ОСНОВНОМ АЭРОДРОМЕ = 36000 кг СКВ - автоматический режим ПОС - выключена	**МСА САХ = 25%**	**РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг) ВРЕМЯ (ч: мин)**

ВОЗД. ДИСТ. (nm)	ВЫСОТА ПОЛЕТА (100 ft)						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (КГ/1000КГ)		
	100	**150**	**200**	**250**	**290**	**330**	**FL100 FL150**	**FL200 FL250**	**FL290 FL330**
280	1731 1:01	1604 0:58	1505 0:55	1434 0:52	1393 0:51	1368 0:50	53 58	64 67	74 80
300	1845 1:05	1707 1:01	1598 0:58	1519 0:55	1472 0:53	1441 0:53	53 58	64 67	74 80
320	1959 1:09	1809 1:05	1691 1:02	1603 0:58	1550 0:56	1514 0:56	53 58	64 67	75 80
340	2073 1:13	1911 1:09	1783 1:05	1688 1:01	1629 0:59	1587 0:59	53 58	64 67	75 80
360	2186 1:17	2013 1:13	1876 1:08	1772 1:04	1707 1:02	1660 1:01	53 59	64 67	75 80
380	2300 1:21	2115 1:17	1968 1:12	1856 1:07	1785 1:05	1733 1:04	54 59	64 68	75 80
400	2413 1:25	2217 1:20	2061 1:15	1940 1:10	1864 1:08	1806 1:07	54 59	65 68	75 80

ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА ΔТОПЛИВА =3.13%	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** ΔТОПЛИВА =5.16%

© ЗАО «ГСС»

ПОЛЕТ В РЕЗГЕРМЕТИЗИРОВАННОМ САМОЛЕТЕ

КОНТРОЛЬ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ НА ЭТАПАХ ПОЛЕТА
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ : LONG RANGE - СНИЖЕНИЕ :250 KCAS
ЗАХОД В ПМУ : 100 КГ (4 МИН)
ВЫСОТА ПОЛЕТА 10000 ft

СКВ - автоматический режим
ПОС - выключена

МСА
САХ = TBD%

РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг)
ВРЕМЯ (ч: мин)

ВОЗД. ДИСТ. (nm)	НАЧАЛЬНЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ВЕС (1000 КГ)									
	26	**28**	**30**	**32**	**34**	**36**	**38**	**40**	**42**	**44**
40	247 0:13	245 0:13	243 0:13	243 0:13	242 0:13	241 0:13	240 0:12	241 0:12	242 0:12	242 0:12
60	351 0:17	351 0:17	352 0:17	354 0:17	356 0:17	357 0:17	359 0:16	361 0:16	365 0:16	367 0:16
80	455 0:22	457 0:22	459 0:22	465 0:21	469 0:21	472 0:20	477 0:20	482 0:20	488 0:20	492 0:20
100	559 0:26	563 0:26	567 0:26	575 0:25	582 0:25	588 0:24	595 0:24	602 0:24	610 0:23	617 0:23
120	663 0:30	668 0:30	675 0:30	686 0:29	695 0:29	703 0:28	713 0:28	722 0:27	733 0:27	741 0:27
140	768 0:35	774 0:35	783 0:35	796 0:34	808 0:33	819 0:32	830 0:32	843 0:31	856 0:31	866 0:31
160	872 0:39	879 0:39	890 0:39	906 0:38	920 0:37	934 0:36	948 0:36	962 0:35	978 0:34	991 0:34
180	976 0:44	985 0:44	997 0:43	1016 0:42	1033 0:41	1049 0:40	1065 0:40	1082 0:39	1100 0:38	1115 0:38

ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА
ΔТОПЛИВА =3.16%

ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА
ΔТОПЛИВА = 7.34%

Превышение посадочного веса.

© ЗАО «ГСС»

продолжение

КОНТРОЛЬ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ НА ЭТАПАХ ПОЛЕТА
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ : LONG RANGE - СНИЖЕНИЕ :250 KCAS
ЗАХОД В ПМУ : 100 КГ (4 МИН)
ВЫСОТА ПОЛЕТА 10000 ft

СКВ - автоматический режим **ПОС - выключена**	**МСА** **САХ = TBD%**	**РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг)** **ВРЕМЯ (ч: мин)**

ВОЗД. ДИСТ.	НАЧАЛЬНЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ВЕС (1000 КГ)									
(nm)	**26**	**28**	**30**	**32**	**34**	**36**	**38**	**40**	**42**	**44**
200	1080 0:48	1090 0:48	1105 0:48	1126 0:46	1145 0:45	1163 0:44	1182 0:44	1202 0:43	1222 0:42	1239 0:41
220	1184 0:52	1195 0:52	1212 0:52	1236 0:51	1257 0:49	1278 0:48	1299 0:48	1321 0:46	1344 0:45	1363 0:45
240	1288 0:57	1300 0:57	1319 0:57	1346 0:55	1369 0:53	1393 0:52	1416 0:52	1441 0:50	1466 0:49	1487 0:49
260	1392 1:01	1405 1:01	1426 1:01	1455 0:59	1481 0:57	1507 0:56	1533 0:56	1560 0:54	1588 0:53	1611 0:52
280	1496 1:06	1510 1:06	1532 1:05	1564 1:03	1593 1:01	1622 1:00	1649 0:60	1679 0:58	1709 0:56	1735 0:56
300		1614 1:10	1639 1:10	1673 1:08	1705 1:05	1736 1:04	1766 1:04	1798 1:02	1831 1:00	1859 0:60
320		1719 1:14	1746 1:14	1782 1:12	1816 1:09	1850 1:08	1882 1:07	1917 1:06	1952 1:04	1982 1:03
340		1824 1:19	1852 1:18	1891 1:16	1927 1:14	1964 1:12	1998 1:11	2035 1:09	2073 1:08	2106 1:07

ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА ΔТОПЛИВА =3.16%	**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** ΔТОПЛИВА = 7.34%

Превышение посадочного веса.

© ЗАО «ГСС»

продолжение

КОНТРОЛЬ ТОПЛИВА И ВРЕМЕНИ НА ЭТАПАХ ПОЛЕТА
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ : LONG RANGE - СНИЖЕНИЕ :250 KCAS
ЗАХОД В ПМУ : 100 КГ (4 МИН)
ВЫСОТА ПОЛЕТА 10000 ft

СКВ - автоматический режим **ПОС - выключена**		**МСА** **САХ = TBD%**			**РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО (кг)** **ВРЕМЯ (ч: мин)**				
ВОЗД. ДИСТ.	НАЧАЛЬНЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ВЕС (1000 КГ)								
(м. мили)	**26**	**28**	**30**	**32**	**34**	**36**	**38**	**40**	**42**	**44**
360		1928 1:23	1959 1:23	2000 1:21	2039 1:18	2078 1:16	2114 1:15	2153 1:13	2194 1:11	2229 1:10
380		2032 1:28	2065 1:27	2108 1:25	2150 1:22	2192 1:20	2230 1:19	2272 1:17	2315 1:15	2352 1:14
400		2137 1:32	2171 1:32	2216 1:29	2261 1:26	2305 1:24	2346 1:23	2390 1:21	2435 1:19	2475 1:18
420		2241 1:36	2277 1:36	2324 1:34	2372 1:30	2419 1:28	2462 1:27	2508 1:25	2556 1:23	2598 1:21
440		2345 1:41	2383 1:40	2432 1:38	2483 1:34	2532 1:32	2577 1:31	2626 1:29	2676 1:26	2721 1:25
460		2449 1:45	2489 1:45	2540 1:43	2593 1:39	2645 1:36	2693 1:35	2743 1:33	2796 1:30	2843 1:29
480		2553 1:49	2594 1:49	2648 1:47	2704 1:43	2758 1:40	2808 1:39	2861 1:37	2916 1:34	2966 1:32
500		2657 1:54	2700 1:54	2755 1:51	2814 1:47	2871 1:44	2923 1:43	2978 1:41	3036 1:38	3088 1:36
ПОС ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧЕНА ΔТОПЛИВА =3.16%						**ПОС ДВИГАТЕЛЯ И КРЫЛА ВКЛЮЧЕНА** ΔТОПЛИВА = 7.34%				

Превышение посадочного веса

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.05 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ ДИСТАНЦИИ

Long range speed

ВОЗДУШНАЯ ДИСТАНЦИЯ (nm) Встречная составляющая ветра (kt)					ШТИЛЕВОЕ РАССТОЯНИЕ (nm)	ВОЗДУШНАЯ ДИСТАНЦИЯ (nm) Попутная составляющая ветра (kt)				
100	80	60	40	20		20	40	60	80	100
					200 400 600					
					800 1000 1200					
					1400 1600 1800 2000					

Штилевое расстояние – значение, полученное на карте от исходного до конечного пункта маршрута.
Воздушная дистанция – значение, на которое перемещается воздушное судно относительно земной поверхности с учетом ветра
Расчеты произведены для высот полета в диапазоне 10000 – 27000 футов

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.06 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ ВЕТРА

| Скорость ветра на ВПП (узлы) | Угол между направлением ветра и направлением ВПП (левый или правый) | | |

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.07 ТАБЛИЦА ПЕРЕВОДА: QFE – QNH

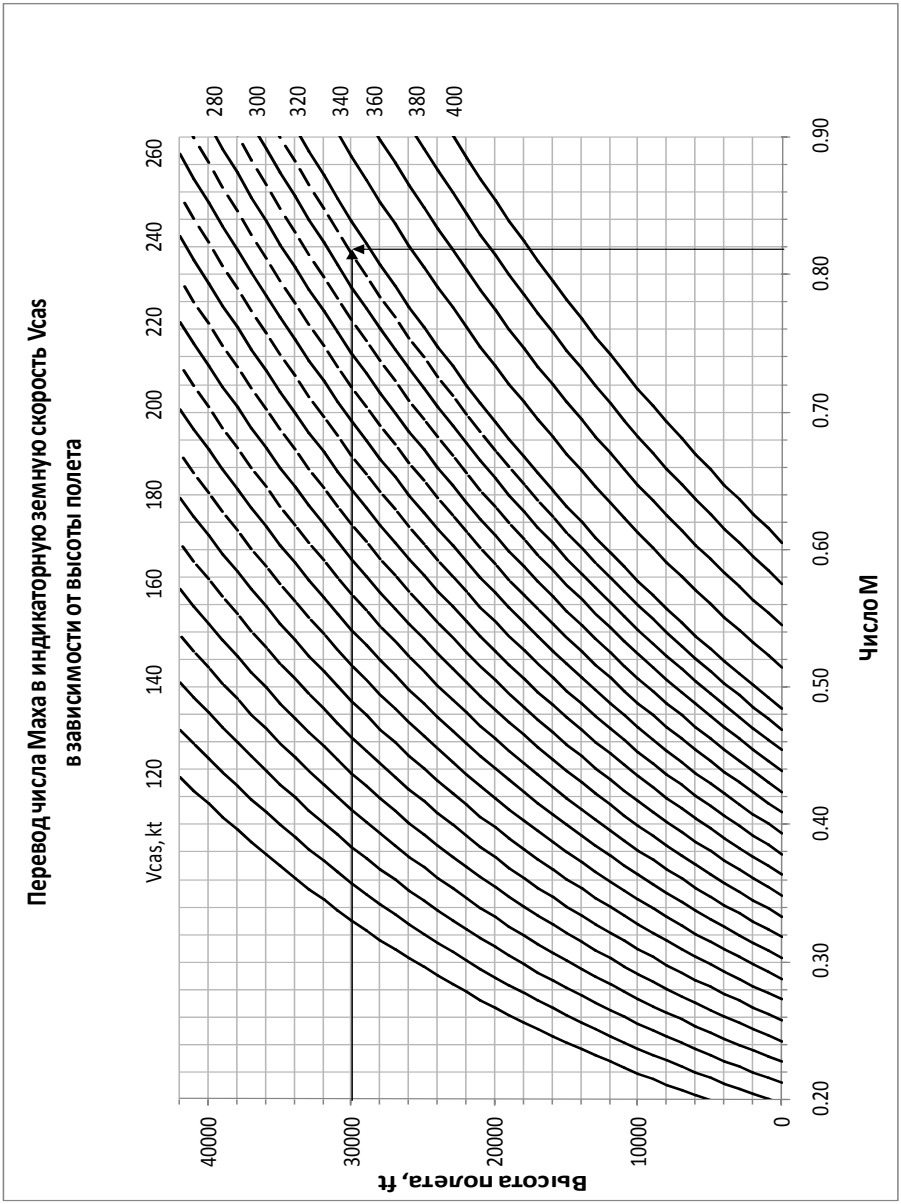
ЗАРЕЗЕРВИРОВАН

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

3.08 ПЕРЕВОД ЧИСЛА М В ИНДИКАТОРНУЮ ЗЕМНУЮ СКОРОСТЬ



© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.00 СОДЕРЖАНИЕ ГЛАВЫ

4.10 ВВЕДЕНИЕ
4.20 УКАЗАНИЯ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ
4.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА
4.22 ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ
4.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
4.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ
4.25 ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА
4.26 ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
4.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ
4.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА
4.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА
4.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА
4.31 ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
4.32 ШАССИ
4.33 ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ
4.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
4.35 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
4.36 ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА
4.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
4.52 ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ
4.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
4.80 ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ
4.90 АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ

<u>Примечание:</u> Подробное содержание приводится в начале каждого раздела

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.10 ВВЕДЕНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Процедуры, содержащиеся в данном разделе, обязательны для выполнения экипажем в случае возникновения аварийной или особой ситуации в полете. Выполнение этих процедур позволяет экипажу обеспечить безопасное завершение полета.

Все процедуры представлены в виде карт. Экипаж обязан выполнять эти процедуры по принципу: читай и выполняй.

Процедуры, заключенные в рамку при помощи жирной линии с насечкой, должны быть заучены экипажем на память, чтобы в случае необходимости, выполнить их в надлежащей последовательности и объеме без потерь времени.

ФОРМАТ ОТОБРАЖЕНИЯ АВАРИЙНОЙ И ОСОБОЙ ПРОЦЕДУР

Для визуального различия Аварийных или Особых процедур применен следующий формат отображения:

ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ:

ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Аварийная процедура с индикацией на EWD
ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Аварийная процедура без индикации на EWD
ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Особая процедура с индикацией на EWD
ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Особая процедура без индикации на EWD

© ЗАО «ГСС»

ТЕКСТ ПРОЦЕДУРЫ:

– APU……..……ON

Единичная процедура, предусматривающая однократное прямое воздействие экипажа на органы управления самолетом и (или) систему самолета.

– Касание произвести с вертикальной скоростью снижения не более 1,8 м/с

Единичная процедура, для выполнения которой от экипажа требуется несколько последовательных действий, связанных с органами управления самолетом и (или) систем самолета.

ИЗБЕГАТЬ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

Указание экипажу, связанное с техникой пилотирования, особенностями эксплуатации систем самолета и т.д.

НА ВЗЛЕТЕ

Этап полета или устойчивое состояние системы самолета в условиях особой или аварийной ситуации.
Если под одним сообщением размещено более одного блока процедур, выполнять следует процедуры в пределах только одного блока выбранного в соответствии с одинаковым этапом полета или состоянием неисправной системы.

■ в полете

Точка начала выполнения блока процедур состоящего из одной или более единичных процедур, объединенных одинаковым пространственным положением самолета и (или) состоянием неисправной системы.
Если под одним сообщением размещено более одного блока процедур, выполнять следует процедуры в пределах только одного блока выбранного в соответствии с одинаковым пространственным положением самолета или состоянием неисправной системы.

- **при неудавшемся запуске APU:**

Условие, от выполнения которого зависит продолжение выполнения единичной процедуры или блока процедур.

Работает только вспомогательный топливный насос

Дополнительная информация поясняющего характера.

© ЗАО «ГСС»

LAND ASAP

Наличие этой фразы в тексте аварийной процедуры обязывает КВС выполнить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для посадки аэродроме.

LAND ASAP

Наличие этой фразы в тексте особой процедуры обязывает КВС принять решение о следовании на аэродром назначения или на ближайший пригодный для посадки аэродром.

Распределение ответственности при выполнении аварийных и особых процедур

При выполнении аварийных и особых процедур ответственность распределяется следующим образом:
Пилот пилотирующий (ПП) несет ответственность за:

- *Управление режимом работы двигателей*
- *Выдерживание высоты, траектории и скорости полета*
- *Конфигурацию самолета*
- *Навигацию*
- *Связь*

Пилот непилотирующий (НП) несет ответственность за:

- *Обнаружение и оповещение ПП о сообщениях на EWD и чтение Карты контрольных проверок*
- *Выполнение команд, поступающих от ПП*
- *Действия, связанные с пожаром двигателя (по согласованию с ПП)*
- *Выключение двигателей (по согласованию с ПП)*

Порядок выполнения аварийных и особых процедур

Выполнение аварийных и особых процедур начинается по команде ПП.
Не предпринимать никаких действий (кроме отключения звуковой сигнализации кнопкой ALERT CANCEL) если:

- *Не установлена безопасная траектория полёта*
- *Высота полёта, менее, 400 ft над ВПП, если отказ произошёл во время взлёта, захода на посадку или ухода на второй круг.*

В некоторых аварийных ситуациях ПП может дать команду на выполнение процедур ниже указанной высоты.

Удаление сообщений на EWD

Удалять сообщение на EWD разрешается только при взаимном подтверждении обоими пилотами о выполнении аварийной или особой процедуры, соответствующей этому сообщению.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.20 УКАЗАНИЯ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ

ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЕТ 3
ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ V_1 8
ПОСАДКА ПОСЛЕ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ 10
ЗАХОД НА ПОСДКУ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ 10
ЗАХОД НА ПОСДКУ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ CIRCLING 10

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЕТ

ВВЕДЕНИЕ

Решение о прекращении взлета и действия по остановке самолета предпринимает КВС.

До скорости V_1 КВС держит руку на рычагах управления двигателем независимо от того, является он ПП или нет.

Как только КВС принимает решение о прекращении взлета, он дает команду «Стоп», берет управление на себя и выполняет действия по остановке самолета.

Невозможно перечислить все события, которые могли бы привести к решению о прекращении взлета. Для того чтобы помочь КВС принять решение о прекращении взлета EICAS подавляет предупреждающие сообщения, которые не являются критическими, от скорости 80 kt до высоты 1500 ft - ТВС или 2 минуты после отрыва, что наступит раньше.

Даже при правильном расчете ситуация при прерванном взлете может ухудшиться по таким причинам как:

- *задержка действий экипажа по остановке самолета*
- *повреждение колес*
- *износ тормозных колодок, неправильная работа тормозов или повышенная температура колес*
- *не использование максимального торможения*
- *коэффициент сцепления на ВПП ниже расчетного*
- *ошибка в определении взлетного веса*
- *не учтено выполнение взлета не от начала ВПП*

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕВЕРСА

Если длина ВПП позволяет, использовать реверс в соответствии с требованиями РЛЭ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕВЕРСА ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИ ПОЯВЛЕНИИ СООБЩЕНИЙ, ВЫЗВАННЫХ НЕИСПРАВНОСТЬЮ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ИЛИ НЕИСПРАВНОСТЬЮ ГИДРОСИСТЕМЫ HS1 (HS3).

Если эффект торможения недостаточен, применить торможение от педалей, удерживая педали полностью обжатыми до полной остановки..

Не пытаться освободить ВПП, если нет полной уверенности в том, что аварийная эвакуация пассажиров проводиться не будет.

ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ

- *При выполнении прерванного взлета, на скорости ниже 80 kt, если появлось сообщение, вызванное*
  - *Неисправностью гидросистемы HS1 (HS3) - применять педальное торможение.*
  - *Неисправностью гидросистемы HS2 - направление на ВПП выдерживать, используя руль направления и дифференциальное торможение колёс.*
  - *Неисправностью гидросистем HS1 и HS3 - применять запасноеное торможение*

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ОБЖАТИЯ ШАССИ

При выполнении прерванного взлета, на скорости ниже 80 kt, если появлось сообщение L/G WOW FAULT:

- *Выпуск интерцептеров……вручную*
- *Педальное торможение……...применить*

Направление на ВПП выдерживать используя РН и дифференциальное торможение. Колёс

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ВАРИАНТЫ ДЕЙСТВИЙ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ:

На скорости менее 100 KT

Решение по прекращению взлета принимается КВС в зависимости от обстоятельств. Все случаи, которые могут привести к прекращению взлета, рассмотреть не возможно, но при срабатывании любого предупреждающего сообщения на EICAS КВС должен прекратить взлет.

Примечание: Скорость 100 KT не является критической, она выбрана, для того чтобы помочь КВС принять решение и избежать прекращения взлета на большой скорости.

на скорости более 100 KT и менее V_1

На скорости более 100 kt и менее V_1 прекращение взлета становится ситуацией, когда для остановки в пределах ВПП необходимо использовать возможности самолета близкие к предельным.

Решение о прекращении взлета должно быть принято только в следующих случаях:

- *Пожар двигателя или APU*
- *Отказ двигателя*
- *Разрушение двигателя*
- *Внезапная потеря мощности двигателя*
- *Неисправности или условия, при которых безопасное продолжение полета невозможно*

Решение о прекращении взлета на этом этапе принимается при появлении предупреждающих сообщений EICAS:

- *FIRE ENG L(R) или FIRE APU*
- *FIRE ENG L(R) OVERHEAT*
- *ENG L(R) FLAME OUT*
- *ENG L(R) REV PRESSURIZED*
- *ENG L(R) FAIL*
- *ENG L(R) REV UNLOCKED*
- *ENG L(R) OIL LO PR*
- *F/CTL L + R ELEVATOR FAULT*

Вибрация носового колеса не является причиной для прекращения взлета на скорости выше 100 KT.

Команда «V_1» является приоритетной по отношению к другим командам на скорости более V_1

ВЗЛЕТ ДОЛЖЕН БЫТЬ ПРОДОЛЖЕН, ПОСКОЛЬКУ ОСТАВШЕЙСЯ ДЛИНЫ ВПП МОЖЕТ НЕ ХВАТИТЬ ДЛЯ ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ПРОЦЕДУРА ПРЕКРАЩЕНИЯ ВЗЛЕТА

При принятии решения о прекращении взлета:

■ **этап 1**

КВС	2/П
– КОМАНДА……....«СТОП»	– ТОРМОЖЕНИЕ……..КОНТР
ОДНОВРЕМЕННО:	– REV.....ПОДТВ
– THR LEVER ……..…...IDLE	– SPEED BRAKE.....ПРОВЕР
– REV……..……MAX	– ALERT CANCEL.....НАЖАТЬ
•**На скорости 16-10 kt:**	– УВД.....ИНФОРМ
– Педальное торможение применить	– ПОДГОТОВИТЬ ОСЭ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОЦЕДУРЫ ПО СООБЩЕНИЮ НА EWD

■ **этап 2**

При возникновении пожара самолет необходимо остановить таким образом, чтобы с учетом направления ветра избежать распространения пламени на фюзеляж.

– КВС PARK/ALTN BRAKE….....УСТАНОВИТЬ

Установить PARK/ALTN BRAKE в положение ON после полной остановки самолета.

– КВС PA CALL……..... «ВНИМАНИЕ! БОРТПРОВОДНИКАМ ЗАНЯТЬ СВОИ МЕСТА!»

КВС дает команду бортпроводникам о подготовке к аварийной эвакуации пассажиров и одновременно оценивает ситуацию и принимает решение о необходимости начать аварийную эвакуацию.

– КВС КОМАНДА……«ПРОЦЕДУРУ ПО СООБЩЕНИЮ НА EWD ВЫПОЛНИТЬ»

КВС дает команду 2/П выполнить процедуры ОСЭ по сообщению на EWD, которое вызвало прекращение взлета.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

Аварийная эвакуация требуется:

– КВС РА CALL…… «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»

– КВС КОМАНДА……«ПРОЦЕДУРУ ПО ОСЭ АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ ВЫПОЛНИТЬ»

Аварийнаяэвакуация не требуется:

– КВС РА CALL.....«СИГНАЛ ГОТОВНОСТИ ОТМЕНЯЕТСЯ»

КВС сообщает бортпроводникам об отмене сигнала тревоги.

Информировать УВД о предпринимаемых действиях и запросить о необходимой помощи

© ЗАО «ГСС»

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ V_1

В данном разделе описываются действия, вызванные отказом двигателя при продолженном взлете, т.е. на скорости V_1 и более, но до отрыва самолета от ВПП. На этом этапе отказ двигателя, повлекший резкое уменьшение или полную потерю тяги двигателя, вызывает значительную асимметрию тяги и трудности в выдерживании направления на разбеге при продолженном взлете.

При отказе двигателя после отрыва действия аналогичны, за исключением того, что пилоту не нужно удерживать самолет на ВПП.

- При отказе двигателя на скорости V_1 и более взлет должен быть продолжен.
- Для удержания самолета на осевой линии ВПП необходимо использовать руль направления.
- На скорости V_R плавно начать подъем носового колеса с постоянным темпом увеличения тангажа до значения 10 -11 градусов, удерживая самолет на осевой линии рулем направления.
- Отрыв от впп произвести без крена.
- После отрыва пилотировать по FD.
- При положительной вертикальной скорости шасси убрать.
- При возникновении скольжения и крена эффективно использовать РН. отклонением РН указатель скольжения на PFD установить нейтрально. для уменьшения скольжения создать крен в сторону работающего двигателя. для снятия усилий с педалей использовать триммер РН.
- При взлете с использованием режима FLEXABLE или DERATED рассмотреть необходимость использования NTO.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- Рассмотреть необходимость использовать АР.
- На высоте не менее 400 ft начать выполнение процедур по EWD сообщению.
- На высоте разгона скорости перевести самолет в горизонтальный полет и разогнать скорость.

Примечание: В связи с тем, что в САУ высота разгона скорости временно определяется по радиовысотомеру, перед переводом самолета в горизонтальный полет убедиться, что достигнута барометрическая высота разгона скорости относительно высоты аэродрома вылета.

  - на скорости F установить FLAPS 1;
  - на скорости S установить FLAPS 0.
- При разгоне до скорости GREEN DOT (наивыгоднейшая скорость набора высоты с одним отказавшим двигателем) продолжить набор высоты, используя МСТ.
- Максимальная продолжительность работы двигателей на режиме выше МСТ - 5 минут.
- Минимальная скорость набора до высоты разгона скорости равна V_2

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДКА ПОСЛЕ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

ЗАХОД НА ПОСДКУ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

ЗАХОД НА ПОСДКУ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ CIRCLING

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ЗАО «ГСС»

4.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

AIR AFT E-BAY OVHT 5
AIR FWD E-BAY COOL FAULT 4
AIR FWD E-BAY OVHT 5
AIR L (R) AIR FAULT 3
AIR L (R) PACK FAULT 3
AIR L E-BAY COOL FAULT 4
AIR R+L FAULT 3
AIR R+L PACK FAULT 4
AIR RECIRC FAULT 4
CAB PRESS ALT LMTR FAULT 6
CAB PRESS A-MODE FAULT 6
CAB PRESS EXCESS CAB ALT 8
CAB PRESS GND VLV OPEN 8
CAB PRESS HI CAB ALT 7
CAB PRESS HI ΔP 7
CAB PRESS NEG ΔP 7
CAB PRESS NO LAND ELEV 8

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

AIR R+L FAULT

Отказ левой + правой линии IAMS

- КНОПКА-ТАБЛО L AIR И R AIR……OFF
- СНИЖЕНИЕ ДО FL100 ИЛИ MEA (ЧТО ВЫШЕ)……НАЧАТЬ
- КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ……НАДЕТЬ
- КОНТРОЛИРОВАТЬ «ВЫСОТУ» В КАБИНЕ

- **на высоте FL100:**

- RAM AIR……ON

- **При понижении температуры воздуха в кабинах ниже 10º С:**

- RAM AIR……OFF

Избегать условий обледенения.

AIR L (R) AIR FAULT

Отказ левой (правой) линии IAMS

- КНОПКА-ТАБЛО L (R) AIR……OFF
- СНИЖЕНИЕ ДО FL250……..……...ВЫПОЛНИТЬ

AIR L (R) PACK FAULT

Отказ левой (правой) ACP

- АВТОМАТИЧЕСКОЕ ЗАКРЫТИЕ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) FCV……..….ПРОВЕРИТЬ
- СНИЖЕНИЕ ДО FL250……..……...ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

AIR R+L PACK FAULT

Отказ левой + правой ACP

- СНИЖЕНИЕ ДО FL100 ИЛИ MEA (ЧТО ВЫШЕ).....НАЧАТЬ
- КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ.....НАДЕТЬ
- КОНТРОЛИРОВАТЬ «ВЫСОТУ» В КАБИНЕ

- **на высоте FL100:**

- RAM AIR.....ON

- **При понижении температуры воздуха в кабинах ниже 10º С:**

- RAM AIR.....OFF

AIR RECIRC FAULT

Отказ рециркуляции

- КНОПКА-ТАБЛО RECIRC.....OFF

AIR L E-BAY COOL FAULT

Отказ охлаждения авионики левого борта

LAND ASAP

AIR FWD E-BAY COOL FAULT

Отказ охлаждения переднего отсека авионики

- **если на мнемокадре AIR надпись AEV желтого цвета:**

LAND ASAP

- **если на мнемокадре AIR надпись AEV зеленого цвета:**

- МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА.....FL 250

Повысить контроль за работой AVS

© ЗАО «ГСС»

AIR AFT E-BAY OVHT

Перегрев заднего отсека авионики

– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC……..……ON/ПРОВЕРИТЬ ON

LAND ASAP

Примечание: Если сообщению не предшествовало сообщение AIR AFT E-BAY COOL FAULT, надпись AFT FAN и рамка индикатора RECIRC на мнемокадре AIR – зеленого цвета, игнорировать сообщение.

AIR FWD E-BAY OVHT

Перегрев переднего отсека авионики

LAND ASAP

Примечание: Если сообщению не предшествовало сообщение AIR FWD E-BAY COOL FAULT, надписи LFAN, RFAN и FWD FAN на мнемокадре AIR – зеленого цвета, а надпись AEV не индицируется, игнорировать сообщение. Дальнейшие действия производить по сообщению AIR FWD E-BAY COOL FAULT, которое появится через 30 секунд.

© ЗАО «ГСС»

CAB PRESS A-MODE FAULT

Отказ автоматического режима CPCS

– КНОПКА-ТАБЛО MODE……MAN

Давлением управлять вручную с помощью задатчика MAN RATE удерживая значения ΔP, CAB ALT и RATE в зеленом диапазоне. При полете на эшелоне установить значения давления в кабине в соответствии с таблицей:

Высота полёта	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240
CAB ALT, FT	980	1260	1740	2160	2630	3100

Высота полёта	FL270	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3640	4400	5380	6560	7550

- **При снижении в случае индикации клапана OFV оранжевым цветом на FL 100:**

– КНОПКА-ТАБЛО L AIR И R AIR……OFF

– RAM AIR……..……..…...ON

CAB PRESS ALT LMTR FAULT

Отказ ограничения CAB ALT при полете на высотах более 25000FT

Усилить контроль за высотой в кабине

© ЗАО «ГСС»

CAB PRESS HI ΔP

Высокий перепад давления

– ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ НАБОРА…УМЕНЬШИТЬ

- **если сообщение не пропало:**

– КНОПКА-ТАБЛО MODE……MAN

Высоту в салоне вручную увеличить с помощью задатчика MAN RATE и индикатора CAB ALT до выхода стрелки индикатора ΔP из красного сектора.

- **если сообщение не пропало:**

НА БЕЗОПАСНУЮ ВЫСОТУ (ДО ВЫХОДА СТРЕЛКИ ИНДИКАТОРА ΔP ИЗ КРАСНОГО СЕКТОРА)……..СНИЗИТЬСЯ

CAB PRESS NEG ΔP

Отрицательный перепад давления

– ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ…УМЕНЬШИТЬ

- **если сообщение не пропало:**

НА ВЫСОТЕ МЕНЕЕ FL140 КНОПКА-ТАБЛО EMERG D-PRESS……..…ON

CAB PRESS HI CAB ALT

Повышенное значение CAB ALT

- **В полете:**

– КНОПКА MODE……..……MAN

Высоту в кабине уменьшить вручную с помощью задатчика MAN RATE с обеспечением значения CAB ALT в зеленом секторе. При невозможности – занять FL 100 или MEA (что выше).

- **При посадке на высокогорном аэродроме:**

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

CAB PRESS EXCESS CAB ALT

Чрезмерно высокое значение CAB ALT

- **на высотах более FL100:**

– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ ДО FL100 ИЛИ MEA (ЧТО ВЫШЕ).....ВЫПОЛНИТЬ

CAB PRESS GND VLV OPEN

GV не закрылся через 45 секунд после закрытия всех дверей

ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЕН

Примечание: Сообщение выводится только на земле.

CAB PRESS NO LAND ELEV

Превышение аэродрома посадки не выбрано

– КНОПКА-ТАБЛО LDG ELEV.....MAN

– LDG ELEV ЗАДАТЧИКОМ..... УСТАНОВИТЬ

© ЗАО «ГСС»

4.22 ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

A/T OFF 3
AP OFF 3
AUTO FLT A/T FAULT 4
AUTO FLT A/T OFF 3
AUTO FLT AP FAULT 4
AUTO FLT AP OFF 3
AUTO FLT LEFT (RIGHT) A/T FAULT 4
AUTO FLT LEFT (RIGHT) A/T OFF 3
ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ “TRIPLE CLICK” 4
ОТКАЗ ФУНКЦИИ ОТКЛЮЧЕНИЯ AP ОТ КНОПКИ SS PRIOR/AP OFF НА ОБЕИХ РУЧКАХ SS 5
ОТКАЗ ФУНКЦИИ ВКЛЮЧЕНИЯ РЕЖИМА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ КНОПКОЙ TO/GA 5
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ SWS 5

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

AP OFF

Отключение АР кнопкой SS PRIOR /AP OFF на ручке SS или кнопкой АР на FCP

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ ..... ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT AP OFF

Отказ АР или отключение АР от FBWCS или пересиливание АР

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ..... ПЕРЕЙТИ

A/T OFF

Отключение A/T кнопкой A/T DISC или кнопкой A/T на FCP

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД..... ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT A/T OFF

Отказ A/T или пересиливание РУД

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД..... ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT LEFT (RIGHT) A/T OFF

Отказ A/T или пересиливание левого (правого) РУД

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕВЫМ (ПРАВЫМ) РУД ..... ПЕРЕЙТИ

© ЗАО «ГСС»

ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ “TRIPLE CLICK”

- **при заходе на посадку по ILS**

Отказ режима «Заход на посадку» с переходом в режим FPA/TRK и (или) снижение возможностей бортового оборудования по категории захода на посадку.

Примечание: При снижении возможностей бортового оборудования выдаётся сообщение AUTO FLT APPROACH 2 FAULT и (или) AUTO FLT APPROACH 1 FAULT

- На высоте менее 1000 ft

– ПРИ ОТСУТСТВИИ ВИЗУАЛЬНОГО КОНТАКТА С ВПП УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ .....ВЫПОЛНИТЬ

- На высоте более 1000 ft

– РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ЗАХОДА ПО APP I И УСТАНОВИТЬ ВЫСОТУ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ 200 FT.....ПРИНЯТЬ

AUTO FLT AP FAULT

Отказ функции AP

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ.....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT A/T FAULT

Отказ функции A/T

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД .....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT LEFT (RIGHT) A/T FAULT

Отказ функции левого (правого) A/T

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕВЫМ (ПРАВЫМ) РУД.....ПЕРЕЙТИ

© ЗАО «ГСС»

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ОТКЛЮЧЕНИЯ АР ОТ КНОПКИ SS PRIOR/AP OFF НА ОБЕИХ РУЧКАХ SS

– НА FCP КНОПКУ АР.....НАЖАТЬ

- если безуспешно
  – АР ПЕРЕСИЛИВАНИЕМ РУЧКИ SS.....ОТКЛ

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ВКЛЮЧЕНИЯ РЕЖИМА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ КНОПКОЙ TO/GA

– РУД В ПОЛОЖЕНИЕ NTO В РУЧНУЮ .....УСТАНОВИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ SWS

■ OVERSPEED

Звуковая сигнализация типа «Сирена» звучит, когда превышена максимальная скорость полёта V_{MAX}.

При убранной механизации крыла и убранном шасси $V_{MAX}=V_{MO}/M_{MO}$.

При выпущенной механизации крыла $V_{MAX}=V_{FE}$.

При убранной механизации крыла и выпущенном шасси $V_{MAX}=V_{LE}$.

V_{MO}/M_{MO}.....308КТ/0.81М

V_{LE}.....255КТ

V_{FE}.....СМОТРИ ТАБЛИЦУ НИЖЕ

КОНФИГУРАЦИЯ	СКОРОСТЬ V_{FE}
FULL	180 KT
3	190 KT
2	200 KT
1+F	210 KT
1	250 KT
FLAP ICE	308 KT/0.81M

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

COM VHF 1(2)(3) FAULT 3
COM VHF 1(2)(3) EMITTING 3
COM RMP 1+2 FAULT 3
COM AUDIO SYS FAULT 3
COM CAPT (FO) AUDIO FAULT 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

COM VHF 1(2)(3) FAULT

Отказ радиостанции VHF 1(2)(3)

– VHF 1(2)(3).....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

COM VHF 1(2)(3) EMITTING

«Залипание» кнопки Радио (PTT на БРУ, микрофоне, АСР)

– НЕРАБОТОСПОСОБНЫЙ PTT .....ОПРЕДЕЛИТЬ
– АСР ОТКАЗАВШЕГО PTT НА ПЕРЕДАЧУ .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

COM RMP 1+2 FAULT

Отказ RMP 1+2

– RMP 1 И 2..... OFF
– FMS ДЛЯ НАСТРОЙКИ РСО .....ИСПОЛЬЗОВАТЬ

COM AUDIO SYS FAULT

Отказ блока усиления и коммутации RCAU

– NORMAL / BACKUP КВС И 2/П..... BACKUP
– INT / RAD НА АСР .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Примечание: КВС использует VHF1, 2/П использует VHF2.

COM CAPT (FO) AUDIO FAULT

Отказ RCAU КВС (2/П)

– NORMAL / BACKUP КВС (2/П)..... BACKUP
– INT / RAD НА АСР КВС (2/П) .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Примечание: КВС использует VHF1, 2/П использует VHF2.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

ELEC APU GEN FAULT 5
ELEC APU GEN OVERLOAD 14
ELEC BAT1(2) (3) (4) OVHT 5
ELEC CATEGORY 2+3 SHED 7
ELEC CATEGORY 3 SHED 7
ELEC DC BUS ON BAT 6
ELEC EMER CONFIGR 32
ELEC L AC BUS FAULT 15
ELEC L DC BUS FAULT 20
ELEC L DC ESS BUS FAULT 24
ELEC L GEN OVRCURRENT 8
ELEC L(R) GEN DRIVE FAULT 3
ELEC L(R) GEN FAULT 4
ELEC L(R) GEN OVERLOAD 14
ELEC R AC BUS FAULT 17
ELEC R DC BUS FAULT 22
ELEC R DC ESS BUS FAULT 28
ELEC R GEN OVRCURRENT 11
АВАРИЙНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ 37
ПОТРЕБИТЕЛИ 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ, АВТОМАТИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАЮЩИЕСЯ ОТ БОРТОВОЙ СЕТИ В ПОЛЁТЕ 46

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ELEC L(R) GEN DRIVE FAULT

Отказ левого (правого) привод-генератора

- ПРИВОД-ГЕНЕРАТОР (отказавший)……..……OFF
- GEN (отказавшего привод-генератора) ……..OFF

ВНИМАНИЕ:

Потребители 3-ей категории отключаются

Повторное подключение привод - генератора в полете невозможно

■ **если запуск APU /подключение APU GEN возможно:**

- BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
- НА FL <370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»…….ВЫПОЛНИТЬ
- APU GEN ……..…….....ПРОВЕРИТЬ ON

  ПОЛЕТ ВЫПОЛНЯТЬ ПО ПЛАНУ БЕЗ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ВЫСОТЕ ПОЛЕТА

  Работа потребителей 3-й категории автоматически восстанавливается при подключении генератора APU.

■ **если запуск APU/подключение APU GEN невозможно:**

LAND ASAP

© ЗАО «ГСС»

ELEC L(R) GEN FAULT

Отказ левого (правого) генератора

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:

ELEC L(R) GEN FAULT И ELEC L (R) AC BUS FAULT

ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC L (R) AC BUS FAULT

– GEN(отказавший).....OFF ЗАТЕМ ON

Убедиться, что на кнопке-табло GEN (отказавшего) надписи FAULT и OFF не светятся. Контролируйте включение GEN на мнемокадре ELEC

- **Если действие неудачно:**
  – GEN(отказавший) .....OFF

ВНИМАНИЕ:

Потребители 3-ей категории отключаются

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

– BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ

– НА FL <370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»……..…ВЫПОЛНИТЬ

– APU GEN …….…….....ПРОВЕРИТЬ ON

– ПОЛЕТ ПО ПЛАНУ……..ПРОДОЛЖИТЬ

Работа потребителей 3-й категории автоматически восстанавливается при подключении генератора APU.

■ **если запуск APU/подключение APU GEN невозможно:**

LAND ASAP

© ЗАО «ГСС»

ELEC APU GEN FAULT

Отказ генератора APU

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:

ELEC APU GEN FAULT И ELEC L (R) AC BUS FAULT

ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC L (R) AC BUS FAULT

– APU GEN.....OFF ЗАТЕМ ON

- **Если действие неудачно:**
  – APU GEN.....OFF

ELEC BAT1(2) (3) (4) OVHT

Перегрев аккумуляторной батареи 1 (2) (3) (4)

– BAT1 (2) (3) (4)…… ……..OFF

© ЗАО «ГСС»

ELEC DC BUS ON BAT

Полет на аккумуляторных батареях

– CHRONO .....ВКЛ

ВНИМАНИЕ:
Информация на EWD появляется до подключения генератора RAT или генератора APU

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:
ELEC DC BUS ON BAT И ELEC EMER CONFIG
ВЫПОЛНИТЬ ДЕЙСТВИЯ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC EMER CONFIG

- **При не подключении хотя бы одного генератора**

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
МАКСИМАЛЬНОЕ ВРЕМЯ ПОЛЕТА НА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЯХ 30 МИНУТ.

– BAT1, 2, 3, 4 ….....ПРОВЕРИТЬ ON

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

– НА FL<370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»……..……ВЫПОЛНИТЬ

– APU GEN ……..…….....ПРОВЕРИТЬ ON

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ОДНОКРАТНЫЙ ЗАПУСК APU СОКРАЩАЕТ ВРЕМЯ ПОЛЁТА НА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЯХ НА 3 МИН.

LAND ASAP

ВНИМАНИЕ:
Потребители 3-ей категории отключены

■ **если запуск APU/подключение APU GEN невозможно:**

– EMER LT…..…….. ……ON

– ELEC2B.....……..……..……OFF

- **На высоте <22000ft**

– L, R PUMP AUX..…..…….……OFF

LAND ASAP

ВНИМАНИЕ:
Потребители 2 и 3-ей категории отключены

© ЗАО «ГСС»

ELEC CATEGORY 3 SHED

Отключены потребители 3-ей категории

- ДЕЙСТВИЯ В СОТВЕТСТВИИ С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ ПЕРВИЧНОГО ОТКАЗА СИСТЕМЫ ELEC

ELEC CATEGORY 2+3 SHED

Отключены потребители 2 и 3-ей категории

- ДЕЙСТВИЯ В СОТВЕТСТВИИ С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ ОТКАЗОВ ПЕРВИЧНОГО ОТКАЗА СИСТЕМЫ ELEC

© ЗАО «ГСС»

ELEC L GEN OVRCURRENT

Отказ (перегрузка) левых основных и аварийных шин переменного тока

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:

ELEC L GEN OVERCURRENT И ELEC L AC BUS FAULT

ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC L AC BUS FAULT

- L GEN .....OFF
- A/T .....OFF
- L PUMP ADDT……..ON
- КОНТРОЛИРОВАТЬ ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ
- КНОПКА-ТАБЛО RECIRC……OFF
- ЗАХОД……..……..……..……..……CAT1

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

- BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
- НА FL<370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»……ВЫПОЛНИТЬ
- APU GEN ……..…….....ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание:

APU GEN не подключится при работающем R GEN, оставаясь в резерве

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **через 5 минут после возникновения ситуации:**

– L GEN .....ON

- **если действие неудачно:**

– L GEN.....OFF

LAND ASAP

СТАТУС	Влияние на системы
	ELEC
	HYD
	AIR
	F/CTL
	FUEL
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АТ НЕВОЗМОЖНО	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ**
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА	
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКОВ	См. ниже
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ	
– **ЗАХОД.....CAT1**	

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AUTO FLT	**ENG**	**FUEL**
A/T OFF	**L/ R VIB DET**	**L PMP MAIN LO PR**
A-ICE	**F/CTL**	**NAV**
ICE DET	**STAB DEGRADED**	**RA 1**
WING/ WING AUTO	**ASYM THR PROT LOST**	
L WINDSHIELD	**FLAPS LO SPEED**	
L WINDOW	**SLATS LO SPEED**	
ADS 1+3 TAT HTR		

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

TRU 1	**СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ ЛЕВЫЙ**	**GALLEY 1**
ELEC 2A	**ADS HTR 1+3 L**	**ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ**
ELEC 3		**LAVATORY 1+2**
RECIRC		

© ЗАО «ГСС»

ELEC R GEN OVRCURRENT

Отказ (перегрузка) правых основных и аварийных шин переменного тока

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:
ELEC R GEN OVERCURRENT И ELEC R AC BUS FAULT
ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC R AC BUS FAULT

- R GEN .....OFF
- R PUMP ADDT ……..……ON
- КНОПКА-ТАБЛО RECIRC…….……OFF
- ILS1/ VOR1 ……..ВЫБРАТЬ/НАСТРОИТЬ
- AIR DATA (RCP)……..F/O3
- ЗАХОД НА ПОСАДКУ……..……CAT1

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

- BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
- НА FL<370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»……ВЫПОЛНИТЬ
- APU GEN ……..…….....ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание:
APU GEN не подключится при работающем L GEN, оставаясь в резерве

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **через 5 минут после возникновения ситуации:**

– R GEN .....ON

- **если действие неудачно:**

– R GEN.....OFF

LAND ASAP

	Влияние на системы
	HYD
	ELEC
	AIR
	F/CTL
	FUEL
СТАТУС	
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ**
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКОВ	
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ	См. ниже

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

A-ICE	**NAV**	**FCTL**
ICE DET	RA 2	FLAPS LO SPEED
WING / WING AUTO	ILS 2	SLATS LO SPEED
R WINDSHIELD	VOR 2	STAB DEGRADED
R WINDOW	GPS2	ASYM THR PROT LOST
	ADS2 DATA DEGRADED	
	SWS	**ENG**
	SPD STALL WARN DEGRD	R REV
AIR	**FUEL**	
AFT E-BAY COOL	R PMP MAIN LO PR	

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

ELEC 1	СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ ПРАВЫЙ	GALLEY 2/4
RECIRC	ADS HTR 2/ 3R	ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ
	ПРИЕМНИК МНОГОРЕЖИМНЫЙ2	LAVATORY 1/ 2

© ЗАО «ГСС»

ELEC L(R) GEN OVERLOAD

Перегрузка левого (правого) генератора

– GALLEY.....OFF
– МНЕМОКАДР ELEC .....ВЫЗВАТЬ

- **если перегрузка сохраняется:**

– L(R) PUMP AUX.....ON
– L(R) PUMP MAIN.....OFF
– L (R) PUMP ADDT.....OFF

- **если L (R) PUMP MAIN..... OFF:**

– L(R) PUMP AUX.....ON
– КОНТРОЛИРОВАТЬ НАГРУЗКУ ГЕНЕРАТОРОВ ПО СТРАНИЦЕ ELEC

ELEC APU GEN OVERLOAD

Перегрузка генератора APU

– GALLEY.....OFF
– МНЕМОКАДР ELEC .....ВЫЗВАТЬ

ДАЛЬНЕЙШИЕ ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ НА БОРТУ (L ИЛИ R), К КОТОРОМУ ПОДКЛЮЧЕН APU GEN

- **если перегрузка сохраняется:**
  – L(R) PUMP AUX.....ON
  – L(R) PUMP MAIN.....OFF
  – R(L) PUMP ADDT.....OFF
- **если R(L) PUMP MAIN OFF:**
  – L(R) PUMP AUX.....ON

КОНТРОЛИРОВАТЬ НАГРУЗКУ ГЕНЕРАТОРОВ ПО СТРАНИЦЕ ELEC

© ЗАО «ГСС»

ELEC L AC BUS FAULT

Отказ левых основных и аварийных шин переменного тока

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:

ELEC L AC BUS FAULT И ELEC L DC ESS BUS FAULT

ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC L DC ESS BUS FAULT

– L GEN .....OFF ЗАТЕМ ON

- **если действие неудачно:**

– L GEN.....OFF

– A/T…….....OFF

– ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ…...КОНТРОЛИРОВАТЬ

– L PUMP ADDT ……..……..……ON

– RECIRC……..……..……OFF

– ЗАХОД……..……..……..……..……CAT1

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

– BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ

– НА FL<370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»……ВЫПОЛНИТЬ

– APU GEN …….....ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание: APU GEN не подключится при работающем R GEN, оставаясь в резерве

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

СТАТУС	Влияние на системы * AIR * ENG * ELEC * HYD * F/CTL * FUEL
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ A/T НЕВОЗМОЖНО **УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА** **УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКОВ** **УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ** – **ЗАХОД……..CAT1**	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ** См. ниже

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AUTO FLT	**ENG**	**FUEL**
A/T OFF	**L/R VIB DET**	**L PMP MAIN LO PR**
A-ICE	**F/CTL**	**NAV**
ICE DET	**STAB DEGRADED**	**RA 1**
WING/ WING AUTO	**ASYM THR PROT LOST**	
L WINDSHIELD	**FLAPS LO SPEED**	
L WINDOW	**SLATS LO SPEED**	
WING LO POWER		
ELEC	**HYD**	
L GEN	**HS2 ELEC2A**	
TRU		

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

ELEC 3	**СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ ЛЕВЫЙ**	**GALLEY 1**
RECIRC	**ADS HTR 1+3 L**	**ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ**
		LAVATORY 1+2

© ЗАО «ГСС»

ELEC R AC BUS FAULT

Отказ правых основных и аварийных шин переменного тока

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:
ELEC R AC BUS FAULT И ELEC R DC ESS BUS FAULT
ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC R DC ESS BUS FAULT

– R GEN .....OFF ЗАТЕМ ON

- **если действие неудачно:**

– R GEN..... OFF
– R PUMP ADDT ……..……ON
– RECIRC……..……OFF
– AIR DATA (RCP)……..F/O3
– ILS1/ VOR1 ……...ВЫБРАТЬ/НАСТРОИТЬ
– ЗАХОД НА ПОСАДКУ……...CAT1

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно**

– BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
– НА FL<370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»……ВЫПОЛНИТЬ
– APU GEN …….…….....ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание:
APU GEN не подключится при работающем L GEN, оставаясь в резерве

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

СТАТУС	Влияние на системы HYD ELEC AIR F/CTL FUEL ENG
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА **УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКОВ** **УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ** **ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО CAT1**	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ** См. ниже

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

A-ICE	**NAV**	**FCTL**
ICE DET	**RA 2**	**FLAPS LO SPEED**
WING / WING AUTO	**ILS 2**	**SLATS LO SPEED**
	VOR 2	**STAB DEGRADED**
R WINDSHIELD	**GPS2**	**ASYM THR PROT LOST**
R WINDOW	**ADS2 DATA DEGRADED**	
ADS2 TAT HTR		
ADS1+3 TAT HTR		
	AIR	**FUEL**
	AFT E-BAY COOL	**R PMP MAIN LO PR**
ELEC		
R GEN		
CATEGORY 3 SHED		
TRU		

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

ELEC 1 **RECIRC**	**СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬПРАВЫЙ** **ADS HTR 2+3 R** **ПРИЕМНИК МНОГОРЕЖИМНЫЙ 2**	**ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ** **LAVATORY 1+2** **GALLEY 2+4**

© ЗАО «ГСС»

ELEC L DC BUS FAULT

Отказ левых основных шин постоянного тока

Отключение A/T, FMS2

- КНОПКА-ТАБЛО L AIR…….....OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
- МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА……..FL250
- НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД……..ПЕРЕЙТИ
- FMS (RCP)……..……BOTH 1
- WINDOW PROBE MAN……..ON
  - **Если сообщение ADS 2 PROBES HTR сохраняется:**
  - WINDOW PROBE MAN…….……OFF
  - AIR DATA……..……..……..……F/O3

    ADS 3 обеспечивает данными PFD2 и ND2.
- VHF1/ 2/ HF 2.....……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- ЗАХОД.НА ПОСАДКУ.....CAT1

СТАТУС	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ**
ОТКЛЮЧЕНИЕ A/T	
FMS2	
ПОТЕРЯ РЕЗЕРВИРОВАНИЯ АР	
ПОТЕРЯ ОБОГРЕВА ADS2	
МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА FL250	См. ниже
– **ЗАХОД НА ПОСАДКУ CAT1**	

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

Влияние на системы

ELEC
HYD
AIR
F/CTL
FUEL
ENG

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR	**AUTO FLT**	**NAV**
L AIR	**SYS2**	**DME**
	A/T OFF	**FMS2**
A-ICE	**COM**	**SURV**
WING	**HF 1**	**TCAS**
ADS 2 TAT HTR	**VHF 3**	**TAWS**
ADS 2 PROBES HTR		**TERR**
		WXR

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

ВЫПУСКНОЙ КЛАПАН1	**ACP 3**	**ЧАСТЬ ИНДИВИДУАЛЬНОГО ОСВЕЩЕНИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА**
РЕГУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ 1	**FCP2**	**LAVATORY 1+2**
БЛОК ЗАЩИТЫ ДВИГАТЕЛЯ ОТ РАСКРУТКИ 2A	**READ LT**	**GALLEY 1**
	TABLE LT	**ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ**
	RWY LT L	
	WING LT L	
	RAT HTR	
	СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ ЛЕВЫЙ	

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание: Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*

*Примечание: *Все сообщения по системе*

© ЗАО «ГСС»

ELEC R DC BUS FAULT

Отказ правых основных шин постоянного тока

Отключение MFD/ PFD второго пилота,

- КНОПКА-ТАБЛО R AIR…….....OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
- МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА……..FL250
- ЗАХОД.....CAT 2

СТАТУС

	ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ
ОТКЛЮЧЕНИЕ MFD + PFD 2/П, ВСТРОЕННОГО ПОДСВЕТА ПУЛЬТОВ	
ПОТЕРЯ РЕЗЕРВИРОВАНИЯ АР	
ОТКАЗ ADS2	См. ниже
ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО CAT2	
МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА FL250	
	Влияние на системы **ELEC** **HYD** **AIR** **F/CTL** **FUEL** **ENG**

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR	**CDS**	**NAV**
R AIR	**F/O PFD**	**ADS 2**
	F/O MFD	**ADF 2**
AUTO FLT	**COM**	**DME 2**
SYS 2	**HF 2**	
	VHF 2	
	RMP 2	
A-ICE	**FWS**	**SWS**
R WINDSHIELD	**FWS 2**	**SPD STALL WARN DEGRD**
R WINDOW		

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

XPDR2

КАНАЛ 2А БЛОКА ЗАЩИТЫ ДВИГАТЕЛЯ ОТ РАСКРУТКИ

СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ ПРАВЫЙ

ADS HTR 2

RWY LT RIGHT

WING LT RIGHT

TAXI LT

ЧАСТЬ ИНДИВИДУАЛЬНОГО ОСВЕЩЕНИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА

ЗАМОК ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА GALLEY 4

RUD PED ADJ R

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание: Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*

*Примечание: *Все сообщения по системе*

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

AIR*

*Примечание: * Символы AFT FAN и GV индицируются желтым цветом*

© ЗАО «ГСС»

ELEC L DC ESS BUS FAULT

Отказ левых основных и аварийных шин постоянного тока

Отключение AP A/T, FMS2

Отключение MFD + PFD KBC, на EWD недостоверная информация

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:

ELEC L AC BUS FAULT И ELEC L DC ESS BUS FAULT

ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC L DC ESS BUS FAULT

- НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ……ПЕРЕЙТИ
- МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА……..……..FL250
- EMER LT…..……ON
- F/O MFD DU ……..……..……..……EWD
- L PUMP ADDT ……..……..……ON
- КНОПКА-ТАБЛО L AIR…….....OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
- FMS (RCP)……BOTH 1
- ADS 2 + IESI……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- VHF2 + HF2 +XPDR 2.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- (CAPT) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «NORMAL/BACKUP»……BACKUP
- ГИДРОСИСТЕМА HS1,HS2, HS3……..ПОВЫШЕННОЕ ВНИМАНИЕ
- ELEC1 (*ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ*) ……ON
- ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО ПСП.....ВЫПОЛНИТЬ

LAND ASAP

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

	ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ
ОТКАЗ АР, A/T, FMS2, ADS 1+3	
ОТКЛЮЧЕНИЕ MFD + PFD КВС,	
НА EWD НЕДОСТОВЕРНАЯ ИНФОРМАЦИЯ	
ПЕРЕНАСТРОЙКА РАДИОСТАНЦИИ HF1 НЕВОЗМОЖНА	
ОТКАЗ T2CAS	
ОТКАЗ КОНТРОЛЕРА ГС1 (ELEC 1 В РУЧНОМ РЕЖИМЕ)	
АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫПУСК RAT НЕРАБОТОСПОСОБЕН	
ОТКАЗ ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ	См. ниже
ОТКАЗ ИНДИКАЦИИ ПОС ВЗ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ	
АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ НЕРАБОТОСПОСОБЕН	
ОТКАЗ ПОЛОВИНЫ ТОРМОЗОВ	
ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО CAT1 НЕВОЗМОЖЕН	
МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА FL250	

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD		Влияние на системы
		ELEC
		HYD
		AIR
		F/CTL
		FUEL
		ENG
A-ICE	**COM**	**HYD**
L WINDSHIELD	CAPT/ OBS AUDIO	HS1 CONTROLLER
L WINDOW	RMP 1	HS2 LO PR
ADS 3PROBES HTR	VHF 1/ 3	(H>22000 FT)
ADS1+3 TAT HTR	HF 1	HS2 ELEC2A
STBY PROBES HTR		
AIR	**CDS**	**NAV**
L AIR	CAPT MFD/ PFD	ADS 1
	EWD	ADS 3 DEGRADED
		DME 1
AUTO FLT	**FUEL**	VOR 1
A/T OFF	L ENG LO PR	ADF 1
AP OFF		ILS 1
SYSTEM		GPS 1
APPROACH 1		FMS 2
AVNCS	**FCTL**	**SURV**
DEGRADED	ALFA/G PROT	XPDR 1
SSCVR	ASYM THR PROT LOST	TCAS
DCA1		TAWS
BRAKE	**FWS**	TERR
DEGRADED	FWS 1	WXR
TEMP DET FAULT		
SWS		
SPD STALL WARN		

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

RSU1	**ECP1**	**ЧАСТЬ ИНДИВИДУАЛЬНОГО ОСВЕЩЕНИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА**
ACP1+3	**L DRIVE DISC**	**ПОТОЛОЧНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА**
AUX L	**RAT AUTO DEPL**	**ЧАСТЬ ОСВЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ**
EMER EXT	**BAT1+3**	
METRIC ALT	**WINDOW HEAT L**	
TARGET ALT	**СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ ЛЕВЫЙ**	
	ВНЕШНЕЕ СТО ЛЕВОЙ СТОРОНЫ	

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание: Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*	**ELEC L AC BUS**

*Примечание: *Все сообщения по системе*

© ЗАО «ГСС»

ELEC R DC ESS BUS FAULT

Отказ правых основных и аварийных шин постоянного тока

Отключение AP,A/T, FMS1, IESI

Отключение MFD/ PFD второго пилота, EWD,

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:

ELEC R AC BUS FAULT И ELEC R DC ESS BUS FAULT

ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC R DC ESS BUS FAULT

- НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ…….ПЕРЕЙТИ
- МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА……..……..……..FL250
- CAPT MFD DU ……..……..……..……..……EWD
- R PUMP ADDT ……..……..……..……..……..ON
- R AIR……OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
- FMS (RCP)……..……..……..BOTH 2
- VHF1/3/ HF1……..……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- ILS1/ VOR1/ADS1 ……..……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- (FO) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «NORMAL/BACKUP»……BACKUP
- ГИДРОСИСТЕМА HS2 И HS3….ПОВЫШЕННОЕ ВНИМАНИЕ
- ELEC3 (*ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ*) ……..…..ON
- КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO (*ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ*)……..MAN
- КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO (*ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ*) …….AUTO

  Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится
- ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО ПСП.....ВЫПОЛНИТЬ

LAND ASAP

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

СТАТУС
ОТКАЗ AP, A/T, FMS1, IESI, ADS 2+3
ОТКЛЮЧЕНИЕ MFD/PFD 2/П, EWD, ПОДСВЕТА ПУЛЬТОВ
ОТКАЗ ТРАНСПОНДЕРА 2
АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ НЕРАБОТОСПОСОБЕН
ОТКАЗ ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ
ОТКАЗ ИНДИКАЦИИ ПОС ВЗ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ
ЗАПУСК APU НЕРАБОТОСПОСОБЕН
ОТКАЗ ПОЛОВИНЫ ТОРМОЗОВ
ПЕРЕНАСТРОЙКА РАДИОСТАНЦИИ HF2 НЕВОЗМОЖНА
ФУНКЦИЯ CLIMB INHIBIT СИСТЕМЫ T2CAS НЕДОСТУПНА *По скорости набора высоты устанавливается предел 1500 ft/mn*
ОТКАЗ КОНТРОЛЕРА ГС3 (ELEC 3, КЛАПАН ВКЛЮЧЕНИЯ PTU- В РУЧНОМ РЕЖИМЕ)
ОТКАЗ ПОДСВЕТА ЧАСОВ, КОМПАСА
ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО CAT 1 НЕВОЗМОЖЕН
МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА FL250

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

	Влияние на системы ELEC HYD AIR F/CTL FUEL ENG

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR	**CDS**	**HYD**
R AIR	F/O PFD/ MFD	HS3 CONTROLLER
	EWD	
A-ICE	**COM**	**FCTL**
R WINDSHIELD	F/O AUDIO	ALFA/G PROT
R WINDOW	RMP 2	
	HF 2	
	VHF 2	
AUTO FLT	**ENG L**	**NAV**
AP OFF	ALTERNATE MODE	ADS 2+3
A/T OFF		ADF 1
SYSTEM		ADF 2
APPROACH		DME 2
		FMS 1
		VOR 2
		ILS 2
		GPS 2
AVNCS	**FUEL**	**FWS**
DEGRADED	R ENG LO PR	FWS 2
DCA2		
BRAKE	**SURV**	**SWS**
DEGRADED	WXR	SPD STALL WARN DEGRD
TEMP DET FAULT	XPDR 1+2	
	TAWS	

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

RAV	**BAT 2/ 4**	**ВНЕШНЕЕ СТО ПРАВОЙ СТОРОНЫ**
ACP2	**ELEC2B**	**ЧАСТЬ ОСВЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ**
RCAU F/O	**СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ**	**ЧАСТЬ ИНДИВИДУАЛЬНОГО ОСВЕЩЕНИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА**
AUX R	**ПРАВЫЙ**	**ЗАМОК ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА**
APU		
ATC2		
R DRIVE DISC		

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание: Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*	**ELEC R AC BUS**	**XPDR 1+2****

*Примечание: *Все сообщения по системе*
***Работоспособность XPDR 1 сохраняется*

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

AIR*	**ELEC****	**FLCT**

*Примечание: * Символ AFT FAN индицируются оранжевым цветом*
***Символ BAT 3 индицируется оранжевым цветом*

© ЗАО «ГСС»

ELEC EMER CONFIGR

Отказ левого и правого генераторов

Отключение, AP, A/T, FMS2

Отключение MFD/ PFD второго пилота

LAND ASAP

- НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ.....ПЕРЕЙТИ
- RAT GEN.....ПРОВЕРИТЬ DOWN/ON

  Время выпуска RAT не превышает 8 сек.

  - **если RAT не выпустился:**

  – RAT.....ВЫПУСТИТЬ ВРУЧНУЮ

  Выпустить RAT вручную поворотом рычага троса ручного выпуска RAT на центральном пульте

  – RAT GEN .....ПРОВЕРИТЬ DOWN/ON

  Убедится, что на кнопке-табло RAT GEN надписи DOWN и ON светятся

- L GEN.....OFF ЗАТЕМ ON

  Убедиться, что на кнопке-табло L GEN надписи FAULT и OFF не светятся. Контролируйте включение L GEN на мнемокадре ELEC

- R GEN.....OFF ЗАТЕМ ON

  Убедиться, что на кнопке-табло R GEN надписи FAULT и OFF не светятся, Контролируйте включение R GEN на мнемокадре ELEC

  - **если действие удачно:**

  – RAT GEN……OFF

  Проверить отключение RAT GEN по погасанию надписи ON на кнопке-табло RAT GEN

  - **если действие неудачно:**

  – L GEN, R GEN.....OFF

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

– НА FL<370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ»……..……..ВЫПОЛНИТЬ

– APU GEN .....ПРОВЕРИТЬ ON

– RAT GEN……OFF

ВНИМАНИЕ

Потребители 3-ей категории отключаются

■ **если запуск APU/ /подключение APU GEN невозможно:**

– EMER LT ……..……..…ON

– RECIRC……..……OFF

– L AIR…….....OFF

– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА…….……FL250

– WINDOW PROBE.....…….……MAN

– VHF1/XPDR1…….....ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– УГОЛ АТАКИ…….…….....КОНТРОЛИРОВАТЬ

– SPD/STALL WARN (*STALL OVERSPEED SPEED*) ……..NOT AVAIL

– ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО ПСП.....ВЫПОЛНИТЬ

– FLAPS …….....…….……..……..FLAPS 3

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ВНИМАНИЕ

Потребители 2 и 3-ей категории отключаются

СТАТУС	Влияние на системы ELEC AIR F/CTL FUEL ENG
ОТКЛЮЧЕНИЕ АР, A/T, FMS2, MFD/PFD 2/П, RA1+2, ПОДСВЕТА ПУЛЬТОВ	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ**
ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО CAT1 НЕВОЗМОЖЕН	
ОТКЛЮЧЕНИЕ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЕЙ ЛЕВОГО+ПРАВОГО	
ПОТЕРЯ СИГНАЛИЗАЦИОННЫХ СООБЩЕНИЙ: “STALL”, “OVERSPEED”, “SPEED, SPEED, SPEED”	
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА	
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКОВ	
УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ	См. ниже
АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫПУСК СПОЙЛЕРОВ НА ПОСАДКЕ НЕВОЗМОЖЕН	
УВЕЛИЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ НА ПОСАДКЕ	
ТОПЛИВО ИЗ ЦЕНТРАЛЬНОГО БАКА НЕ ВЫРАБАТЫВАЕТСЯ, ОСТАТОК В 1-Х ОТСЕКАХ 420 КГ НЕ ВЫРАБАТЫВАЕТСЯ	
ОБОГРЕВ ЛЕВОГО ЛОБОВОГО СТЕКЛА АВТОМАТИЧЕСКИ ОТКЛЮЧИТСЯ ПРИ РАБОТЕ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА	

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR	**ENG R**	**NAV**
L AIR	BLEED STATUS WING	ADF 2
R E-BAY COOL		ADS 2
L PACK		DME 1/ 2
		RA 1+2
		FMS 2
		IRS 2
		ILS 2
		VOR 2
		GPS 2
A-ICE	**FCTL**	**SWS**
L/ R WINDSHIELD	ASYM THR PROT LO	SPD STALL WARN
L/ R WINDOW	ST FLAPS LO SPEED	
WING LO POWER	SLATS LO SPEED	
	STAB DEGRADED	
AUTO FLT	**FUEL**	**FWS**
AP OFF	L/R PUMP JET 1	FWS 2
A/T OFF	L/R MAIN PUMP LO RP	
APPROACH 1		
SYSTEM		
COM	**CDS**	**SURV**
HF 1/ 2	F/O PFD/ MFD	TCAS
OBS AUDIO		TAWS
RMP 2		TERR
VHF 2/ 3		WXR DEGRD
ELEC		
CATEGORY 2+3 SHED		

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

RECIRC	**LOGO LT**	**ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ**
ELEC1	**NAV LT**	**LAVATORY 1/ 2**
ELEC3	**BEACON LT**	**ИНДИВИДУАЛЬНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА**
	STROBE LT	**ЗАМОК ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание: *Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется*

DOORS*

Примечание: **Все сообщения по системе*

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

AIR*

Примечание: * *Символ FWD FAN индицируется зеленым цветом, символ AFT FAN индицируются желтым цветом*

© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Работоспособное оборудование		Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
СКВ	Клапан аварийной вентиляции авионики (AEV)	норм	норм
	Питание обмоток реле (R-AEV)	норм	норм
	Вентилятор нагнетания воздуха в авионику, правая сторона (BLOW FAN1,3, 4)	норм	норм
	Реле BFAN3/4	норм	нет
	Передний вентилятор охлаждения блоков авионики (AEFAN 3)	норм	норм
	Клапан линии перекрестного отбора воздуха (CBV1,2)	норм	норм
	Выпускной клапан 2 (OFV AUTO 2)	норм	норм
	Регулятор давления (PRV2)	норм	норм
	Клапан продувочного воздуха (RAM)	норм	норм
	Вентилируемый датчик температуры (VENTS 5,6,7)	норм	норм
	Питание обмоток реле (R-RAV)	норм	норм
	Питание обмоток реле (заслонки регулирования воздуха) (FCV2)	норм	норм
	Отсечной клапан (SOV1,2,3,4)	норм	норм
	Питание обмоток реле (отсечного клапана) (AFTBB/FWDBB)	норм	норм

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование		Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
Оборудование автоматического управления полетом	Вычислитель центральный и модуль ввода/вывода11(CPIOM 11)	норм	норм
	Вычислитель центральный и модуль ввода/вывода12 (CPIOM 12)	норм	норм
Связное оборудование	Антенна УКВ - связи 1 (VHF1)	норм	норм
	Приёмопередатчик УКВ связи 1(VHF Transceiver 1)	норм	норм
	Регистратор звуковой информации твердотельный (SSCVR)	норм	норм
	Блок усиления и коммутации (RCAU, F/O)	норм	норм
	Усилитель системы связи с салоном (PAA1, 2)	норм	норм
Система электроснабжения	Питание GCU L/R	норм	норм
	Расцепитель левого/правого привод-генератора (IDG L/R DISC)	норм	норм
	Питание TRU1/2	норм	нет
	Питание статического преобразователя STAT INV	норм	норм
	Питание замка ветрогенератора (RAT DEPL)	норм	норм
	Управление RAT (RAT CTL)	норм	норм
	Питание блока выключателей-предохранителей (LMU 3, 4, 9, 10, 11,12)	норм	норм

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование			Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
Оборудование кабины экипажа	Приборная доска	Дисплей (EWD)	норм	норм
		Дисплей (MFD1)	норм	норм
		Дисплей (PFD 1)	норм	норм
		Пульт управления полетом (FCP1)	норм	норм
		Пульт индикации приоритета левый/правый	норм	норм
		Пульт сигнализации левый/правый	норм	норм
		Пульт уборки-выпуска шасси	норм	норм
		Пульт выбора режима автоматического торможения	норм	норм
		Прибор интегрированный электронный резервный	норм	норм
		Компас и часы (COMP&CLOCK)	норм	норм
		Chronometer/Часы (CLOCK STBY)	норм	BAT1

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование			Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
Оборудование кабины экипажа	Центральный пульт	Вычислитель системы самолётовождения 1 (FMS 1)	норм	норм
		Пульт управления EICAS (ECP)	норм	норм
		Пульт управления звуком (ACP 1,2)	норм	норм
		Пульт управления радиосредствами (RMP1)	норм	норм
		Пульт запуска двигателей	норм	норм
	Потолочный пульт	Пульт пожарной защиты ВСУ	норм	норм
		Пульт пожарной левого/правого двигателя	норм	норм
		Пульт управления регистратором звуковой информации	норм	норм
		Правая/левая/средняя часть потолочного пульта	норм	норм
Пожарное оборудование.		Компьютер пожарной защиты (FC-310)	норм	норм
		Панель пожарной защиты двигателя (ENG FPC PL)	норм	норм
		Панель пожарной защиты ВСУ (APU FPC PL)	норм	норм
		Панель пожарной защиты БГО (CARGO FPC PL)	норм	норм
		Датчик дыма в переднем /заднем БГО (канал A, B) (SD aft/fwd ch.A,B)	норм	норм

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование		Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
Система управления самолетом	Вычислитель системы управления верхнего уровня (PFCU 1,2,3)	норм	норм
	Блок управления и контроля приводов (ACE 1,2)	норм	норм
	Блок датчиков угловых скоростей (RSU1,2)	норм	норм
	Контроллер управления электроприводом (стабилизатора 1-1) (MACE SSM1)	норм	нет
	Контроллер управления электроприводом (закрылков 1-3) (MACE FLAP1)	норм	нет
Топливная система	Блок вычисления количества топлива (FQIC 1,2)	норм	норм
	Блок управления топливной системой (FSCU 1, 2)	норм	норм
	Перекрывной кран (FSOV1,2)	норм	норм
	Вспомогательный топливный насос постоянного тока левы/правый (AUX L/R)	норм	норм
Гидравлическая система	Блок управления и контроля гидросистемы (HSCU A, B)	норм	норм
	Насосная станция переменного тока (ACMP2)	норм	нет
	Насосная станция постоянного тока (DCMP2)	норм	норм
	Противопожарный клапан ГС1&Реле противопожарного клапана (HS 1, 3 VALVE)	норм	норм
	Клапан включения блока передачи мощности (PTU)	норм	норм

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование		Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
ПОС	Клапан ПОС В3 прав./лев. двигатель (NAI VL)	норм	норм
	Датчик давления ПОС В3 прав./лев. двигатель (AI SPL& T12A)	норм	норм
	Клапан деления ПОС прав. /лев. двигатель (канал A,B)	норм	норм
Приборное оборудование	Модуль коммутатора 11 (SWM 11/12)	норм	норм
	Вычислительный модуль (CPM 11)	норм	норм
	Основной модуль обработки данных и входных/выходных сигналов (CPIOM 11/12)	норм	норм
	Контроллер пультов управления (CPCU1,2)	норм	норм
	Концентратор данных (EIU)	норм	норм
	Трансформатор (TR 1,3 26V AC)	норм	AC INV
	Пульт управления конфигурацией (RCP)	норм	норм
	Пульт управления полетом (FCP1)	норм	норм
	Питание обмоток реле, (FDRPWR Relay)	норм	норм
	Регистратор полётной информации (FDR)	норм	AC INV
	Блок управления полётной информацией интегрированный (IFDMU)	норм	AC INV
	Блок передачи координат радиомаяка аварийного (ELT PRU)	норм	норм

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование			Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
Шасси		Электронный блок управления уборкой - выпуском, шасси и поворотом передней опоры (LGSCU ch1 2)	норм	Норм
		Блок управления системой торможения (BCU A, B)	норм	норм
		Клапаны аварийного открытия замков убранного положения (EMERG EXTN)	норм	норм
Освещение и световая сигнализация	Кабина экипажа	Блок регулировки яркости DU (1 канал) (DU1)	норм	норм
		Потолочный светильник кабины экипажа (DOME LT)	норм	норм
	Пассажирская кабина	Аварийное освещение салона переднее/заднее	норм	норм
		Табло “ВЫХОД (EXIT)”, “НЕ КУРИТЬ””ПРИСТЕГНИ РЕМНИ”, “ВЕРНИСЬ НА МЕСТО”	норм	норм
	Внешнее осветительное оборудование	Посадочная фара левая/правая (LAND LT L/R)	норм	норм

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование		Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
Навигационно-пилотажное оборудование	Инерциальный вычислитель (IRU 1,3)	норм	норм
	Вычислитель воздушных сигналов (ADC 1,3)	норм	норм
	Вычислитель обогрева приемников воздушных сигналов (PHC 3L/R)	норм	норм
	Вычислитель обогрева приемников воздушных сигналов (PHC 3L/R)	норм	нет
	Приемник многорежимный 1 (MMR 1)	норм	AC INV
	Приемник всенаправленного и маркерного радиомаяков 1 (VOR1)	норм	AC INV
	Система активного ответа. Ответчик 3-го/4- го уровня (ATC)	норм	норм
	Приемник АРК(ADF1)	норм	норм
Кислородное оборудование	для экипажа	норм	норм
	для пассажиров	норм	норм
Пневматическая система	Клапан линии перекрестного отбора воздуха 1/Cross Bleed Valve 1	норм	норм
	Клапан линии перекрестного отбора воздуха 2/Cross Bleed Valve 2	норм	норм
	Вычислитель СКВ/Integrated Air System Controller 1/B	норм	норм
	Вычислитель СКВ/Integrated Air System Controller 2/A	норм	норм

© ЗАО «ГСС»

Работоспособное оборудование		Ветрогенератор RAT подключен	Полет на аккумуляторных батареях
Вспомогательная силовая установка	ВСУ аварийный останов (управл) (APU EMERG)	норм	норм
	Управление контактором запуска ВСУ (APU ECU)	норм	норм
	Стартер запуска ВСУ (APU START MOTOR)	APU START BUS	APU START BUS
	Управление запуском / остановом ВСУ (APU START/ STOP)	норм	норм
	Электронный блок управления ВСУ (ECU первичное/ вторичное питание) (APU ECU/CTL)	норм	норм
Силовая установка	Блок электронного управления левым/правым двигателем (DECU L/R ch.A)	норм	AC INV
	Блок защиты двигателя от раскрутки 1A/2A (EOSU1L/2R канал A)	норм	норм
	Клапан останова левого/правого двигателя HPSOV left/right	норм	норм
	Клапан воздушного стартера левый/правый двигатель	норм	норм
	Блок контроля вибраций двигателей (AEVMU)	норм	нет
	Свеча зажигания 1 левого/ /правого двигателя (IGN 1 L/R)	норм	AC INV

© ЗАО «ГСС»

Примечание: Электроснабжение от одного основного генератора при отказе второго основного генератора.

ПОТРЕБИТЕЛИ 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ, АВТОМАТИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАЮЩИЕСЯ ОТ БОРТОВОЙ СЕТИ В ПОЛЁТЕ	
СКВ	Маты обогрева ног пилотов 1/2/3/4 (MAT1/2/3/4) Реле (обогревателя кухни)
Оборудование кабины экипажа	Пульт прямого управления электрическими нагрузками (PLDCP) Преобразователь розетки
Пожарное оборудование.	Панель бортпроводника (LAV FPS PL)
Система управления самолетом	Пульт регулировки педалей правый/левый (Left/right rudder pedal adj CP)
Топливная система	Пульт заправки кабинный/фюзеляжный (CRCP/FRCP)
Противообледенительная система	Блок управления электрообогревом (левая/правая форточка)
Шасси	Индикация стояночного тормоза (Рукоятка стояночного тормоза, канал 1) (Parc Brake System)
Осветительное оборудование пассажирской кабины и багажных отсеков	Лампы для чтения для пассажирского места Зоны освещения салона левая (A, E, C, G) Зоны освещения салона правая (B, F, D, H/ I) Светильник технического отсека 1-12. Светильник отсека ВСУ 1,2,3 Освещение БГО переднего/заднего Управление освещением БГО переднего/заднего. Освещение погрузочной зоны переднего/заднего БГО Розетки для электробритв (оба туалета). Медицинские розетки. Сервисные розетки.
Внешнее осветительное оборудование	Сигнализатор стояночного тормоза (BRAKE LT) Задний стояночный огонь (PARK LT)
Водоснабжение и удаление отходов	Кухня передняя/задняя. Управление системой водоснабжения Управление смывом Наддув бака для воды 1 и 2. Вакуум-генератор/ Обогрев штуцеров заправки/слива воды и отходов Обогрев бака воды и отходов Подогрев воды передний/задний туалет.

Примечание: В случае отказа одного из основных генераторов, работа потребителей 3-й категории автоматически восстанавливается при подключении генератора ВСУ.

© ЗАО «ГСС»

4.25 ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

DOOR COCKPIT EMER ACCESS 3
DOOR COCKPIT LOCK FAULT 3
DOOR COCKPIT UNLOCKED 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

DOOR COCKPIT UNLOCKED

Дверь кабины экипажа открыта или не заперта

– ДВЕРЬ……..……...ЗАКРЫТЬ

Замок двери автоматически запирается после закрытия двери

- **Если действие безуспешно**

  МЕХАНИЧЕСКИЙ ЗАСОВ.....ПРИМЕНИТЬ

DOOR COCKPIT LOCK FAULT

Отказ замка двери кабины экипажа

– МЕХАНИЧЕСКИЙ ЗАСОВ.....ПРИМЕНИТЬ

DOOR COCKPIT EMER ACCESS

Инициирована процедура аварийного доступа в кабину экипажа

В кабине экипажа звучит специфическая звуковая сигнализация

Примечание Если экипаж не предпринял никаких действий в течении 30 секунд дверь кабины экипажа отпирается автоматически.

- **если экипаж не разрешил вход в кабину:**

  – CKPT DOOR.....BLKD

  Возможность аварийного доступа и специфическая звуковая сигнализация в кабине экипажа блокируются на период 10 минут и на дисплее EWD появляется текстовое сообщение ***COCKPIT DOOR BLOCKED***

  Когда обстановка в кабине экипажа позволит, НП по команде ПП должен визуально установить личность запросившего вход в кабину экипажа прежде чем открыть дверь кабины экипажа.

- **если экипаж разрешил вход в кабину:**

  Перед тем как открыть дверь кабины экипажа, НП должен визуально установить личность запросившего вход в кабину экипажа.

  – CKPT DOOR..... ....UNLK

  Замок двери остается отпертым в течение 10 секунд.

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.26 ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

APU FIRE 4
ENG L(R) FIRE 3
FIRE APU DET FAULT 6
FIRE APU XTING FAULT 7
FIRE CRGO XTING FAULT 7
FIRE DET AND IND FAULT 7
FIRE ENG L(R) DET FAULT 6
FIRE ENG L(R) OVERHEAT 6
FIRE ENG L(R) XTING FAULT 6
FIRE FWD(AFT) CRGO DET FAULT 6
FWD (AFT) CRGO FIRE BAY 5

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) FIRE

Пожар левого (правого) двигателя

Примечание: При индикации аварийного сигнала на пульте управления средствами пожарной защиты и/или пульте управления запуском двигателя и отсутствии сообщения на EWD выполнять процедуру ENG L(R) FIRE

■ **На земле (до V_1)**

– РУД L+R……..……..……IDLE

При необходимости использовать реверс исправного двигателя до остановки самолета.

- **После остановки самолёта:**
  - PARK/ALTN BRAKE ….....ВКЛ
  - ENG MASTER (НЕИСПРАВНОГО)…….....……OFF
  - КНОПКУ-ТАБЛО ENG FIRE (НЕИСПРАВНОГО)….НАЖАТЬ
  - AGENT 1 (ЧЕРЕЗ 10 СЕК)……..……..НАЖАТЬ
  - AGENT 2 (ЧЕРЕЗ 10 СЕК) ……..…НАЖАТЬ
  - ENG MASTER (ИСПРАВНОГО)…….....OFF
  - ПОДАТЬ КОМАНДУ……”ВНИМАНИЕ ЭКИПАЖ! ЗАНЯТЬ РАБОЧИЕ МЕСТА”

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **Если требуется эвакуация:**
  - ПОДАТЬ КОМАНДУ……..……ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ
  - APU (ЕСЛИ APU РАБОТАЕТ)……..……STOP
  - BAT 1,2,3,4…….....OFF

■ **В полете (после V_1)**

LAND ASAP

ВНИМАНИЕ:

При взлете начать выполнение процедуры ENG L(R) FIRE на высоте не менее 400 ft над аэродромом.

- РУД (НЕИСПРАВНОГО)…….....IDLE
- ENG MASTER (НЕИСПРАВНОГО)…….....OFF
- КНОПКУ-ТАБЛО ENG FIRE (НЕИСПРАВНОГО).....НАЖАТЬ
- AGENT1 (ЧЕРЕЗ 10 СЕК)……НАЖАТЬ

- **Если табло FIRE не погасло через 30 сек:**
  - AGENT 2 ……..…….....НАЖАТЬ
  - ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ» ……..ВЫПОЛНИТЬ

Если после пожаротушения табло FIRE на пульте управления средствами пожарной защиты и/или пульте управления запуском, и/или сообщение на EWD не погасло, сигнал о пожаре считать ложным

Не производить повторный запуск двигателя, на котором был пожар

APU FIRE

Пожар APU

Примечание: При индикации аварийного сигнала на пульте управления средствами пожарной защиты APU и отсутствии сообщения на EWD выполнять процедуру APU FIRE

LAND ASAP

- APU FIRE ……..…….....НАЖАТЬ
- AGENT (ЧЕРЕЗ 10 СЕК)…….....НАЖАТЬ

Если после пожаротушения табло FIRE и/или сообщение на EWD не погасло, сигнал о пожаре считать ложным

Не производить повторный запуск APU

© ЗАО «ГСС»

FWD (AFT) CRGO FIRE BAY

Пожар в переднем (заднем) БГО

Примечание: *При индикации аварийного сигнала на пульте управления средствами пожарной защиты багажно-грузовых отсеков и отсутствии сообщения на EWD выполнять процедуру FWD (AFT) CRGO FIRE BAY*

■ На земле (до V_1)

Тушение пожара выполнять при закрытых грузовых дверях

– РУД L+R……..……..……..IDLE

– RECIRC……..……..……..OFF

- **После остановки самолёта:**

– PARK/ALTN BRAKE……..……ВКЛ

– FWD (AFT) CARGO FIRE……..НАЖАТЬ

– ENG L+R……ВЫКЛ

– ПОДАТЬ КОМАНДУ……...ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ

– BAT 1,2,3,4 ……..…..…...OFF

Примечание: *Дайте команду наземному персоналу не открывать дверь грузового отсека до завершения эвакуации. Ожидайте, что сообщение FWD (AFT) CRGO FIRE BAY останется после разрядки баллона, даже если источник дыма ликвидирован. Газы от источника дыма не удаляются, а сигнализаторы также чувствительны к огнегасительному веществу*

■ В полете (после V_1)

LAND ASAP

– RECIRC……..……OFF

– FWD (AFT) CARGO FIRE…..НАЖАТЬ

– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ ДО FL 100/MEA…..ВЫПОЛНИТЬ

– ПОСАДКУ В ТЕЧЕНИЕ 60 МИНУТ……ВЫПОЛНИТЬ

После посадки действия, как при пожаре БГО на земле

© ЗАО «ГСС»

FIRE ENG L(R) OVERHEAT

Перегрев в гондоле левого (правого) двигателя.

– РУД НЕИСПРАВНОГО……..IDLE

- **если сообщение OVERHEAT удалилось:**

  ЭКСПЛУАТИРОВАТЬ ДВИГАТЕЛЬ НА УМЕНЬШЕННОЙ ТЯГЕ

- **если в течение 30 сек сообщение сохраняется:**
  - РУД НЕИСПРАВНОГО……..……IDLE
  - ENG MASTER НЕИСПРАВНОГО…….....OFF
  - ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ» ……..ВЫПОЛНИТЬ

FIRE ENG L(R) DET FAULT

Отказ системы обнаружения пожара левого (правого) двигателя

LAND ASAP

FIRE APU DET FAULT

Отказ системы обнаружения пожара APU.

– APU (ЕСЛИ ИСПОЛЬЗУЕТСЯ)……ОТКЛ

НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ APU ДО УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТИ

FIRE FWD(AFT) CRGO DET FAULT

Отказ системы обнаружения пожара переднего (заднего) БГО

LAND ASAP

FIRE ENG L(R) XTING FAULT

Отказ системы пожаротушения левого (правого) двигателя.

LAND ASAP

© ЗАО «ГСС»

FIRE APU XTING FAULT

Отказ системы пожаротушения APU.

- **если APU работает:**
  - APU.....STOP
- **если необходима работа APU:**

LAND ASAP

FIRE CRGO XTING FAULT

Отказ системы пожаротушения багажно-грузовых отсеков.

LAND ASAP

FIRE DET AND IND FAULT

Отказ системы обнаружения и индикации пожара

LAND ASAP

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

F/ CTL ASYM THR PROT LOST 4
F/ CTL DIRECT MODE 5
F/ CTL DUAL SS INPUT 3
F/ CTL L(R) AILERON FAULT 6
F/ CTL L(R) SIDESTICK FAULT 3
F/ CTL RUDDER DEGRADED 7
F/ CTL SIDESTICK PRIORITY 3
F/CTL AILERON TRIM FAULT 6
F/CTL ALFA/G PROT FAULT 4
F/CTL FLAPS (SLATS) LOCKED/FAULT 10
F/CTL FLAPS LEVER FAULT 9
F/CTL FLP/SLT AUTO PROT 11
F/CTL FLP/SLT PROT FAULT 8
F/CTL G-SPLRS FAULT 7
F/CTL L(R) ELEVATOR FAULT 6
F/CTL PEDALS FAULT 3
F/CTL RUDDER FAULT 7
F/CTL RUDDER TRIM FAULT 6
F/CTL SPD BRKS FAULT 7
F/CTL SPLRS FAULT 6
F/CTL STAB DEGRADED 8
F/CTL STAB TRIM FAULT 5
F/CTL STABILIZER JAM 8
LDG FLAPS/SLATS NOT LAND 12
LDG SPLRS NOT ARM 12
TO AIL TRIM NOT IN RNG 12
TO FLAPS/SLATS NOT TO 11
TO RUD TRIM NOT IN RNG 12
TO SPLRS NOT ARM 12
TO SPOILERS EXTENDED 11
TO STAB NOT GREEN 12

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

F/ CTL L(R) SIDESTICK FAULT

Отказ левой (правой) боковой ручки управления самолетом

- **Режим NORMAL MODE:**
  - КНОПКУ SS PRIOR/AP OFF ИСПРАВНОЙ SS.....НАЖАТЬ

    Кнопку SS PRIOR/AP OFF нажать и удерживать не менее 40 секунд, затем отпустить
  - AP .....ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- **Режим DIRECT MODE:**
  - КНОПКУ SS PRIOR/AP OFF (ИСПРАВНОЙ SS).....НАЖАТЬ
  - ТАБЛО SS PRIOR.....ПРОВЕРИТЬ ИНДИКАЦИЮ
  - НЕ ИСПРАВНУЮ SS .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ
  - SS PRIOR/AP OFF НЕИСПРАВНОЙ SS .НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

F/ CTL DUAL SS INPUT

Одновременно отклонены обе ручки SS

- НП УПРАВЛЕНИЕ SS.....ОСВОБОДИТЬ

F/ CTL SIDESTICK PRIORITY

Отказ функции приоритета ручки SS

- SS PRIOR/AP OFF .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

F/CTL PEDALS FAULT

Отказ педалей управления рулем направления

- RUD TRIM.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ

МАКСИМАЛЬНЫЙ БОКОВОЙ ВЕТЕР.....5M/C

- Для выдерживания направления на пробеге использовать дифференциальное торможение колес, а на скорости 40 kt и менее рукоятку NW STEER

© ЗАО «ГСС»

F/CTL ALFA/G PROT FAULT

Отказ ограничительных функций по углу атаки и перегрузке

- ПИЛОТИРОВАТЬ.....В ПРЕДЕЛАХ ОГРАНИЧЕНИЙ
- АР.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Примечание: Индикацию сообщения после касания, на пробеге считать ложной, действий не требуется.

F/ CTL ASYM THR PROT LOST

Потеря функции парирования ассиметрии тяги

- **При отказе двигателя:**
  - разворачивающий момент парировать педалями руля направления

© ЗАО «ГСС»

F/ CTL DIRECT MODE

Переход в режим DIRECT MODE

Потеря ограничительных и вспомогательных функций СДУ.

Изменение характеристик устойчивости и управляемости самолета.

- ПИЛОТИРОВАТЬ.....ПЛАВНО

  Пилотировать в пределах ограничений

- БАЛАНСИРОВАТЬ.....ВРУЧНУЮ
- МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ…….....280КТ/0,78М
- РАСХОД ТОПЛИВА ……..УТОЧНИТЬ

  В связи с тем, что механизация крыла перейдет в конфигурацию FLAPS ICE расход топлива увеличиться на 6% при полете на скорости более 0.72M

- ИНТЕРЦЕПТОРЫ……..НЕ БОЛЕЕ ½

  Интерцепторы выпускать и убирать поэтапно, с балансировкой в каждом положении

- ЗАХОД ПСП……..……ВЫПОЛНИТЬ
- ПОСЛЕ ПОСАДКИ ВЫПУСК SPEED BRAKE……ВРУЧНУЮ

F/CTL STAB TRIM FAULT

Отказ функции триммирования стабилизатором

Индикация предусмотрена только для режима DIRECT MODE.

- **на посадке с передней центровкой Xт<15%**
  - FLAPS…..…….....……...3
  - ЗАХОД…….……..ПСП

© ЗАО «ГСС»

F/CTL AILERON TRIM FAULT

Отказ функции триммирования элеронов с пульта триммирования

СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ……..V_{REF}+5 КТ

ΔV_{REF}=+5KT (но в пределах суммарного увеличения V_{REF} НА +5KT)

F/CTL RUDDER TRIM FAULT

Отказ функции триммирования руля направления с пульта триммирования

СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ…….…….. V_{REF}+5 КТ

ΔV_{REF}=+5KT (но в пределах суммарного увеличения V_{REF} НА +5KT)

F/CTL L(R) ELEVATOR FAULT

Отказ левого (правого) руля высоты

СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ……..... V_{REF}+10 КТ

ΔV_{REF}=+10KT (но в пределах суммарного увеличения V_{REF} НА +10KT)

ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮУВЕЛИЧИТЬ НА 1.15

F/ CTL L(R) AILERON FAULT

Отказ левого (правого) элерона

Интерцепторы исправны

– ПИЛОТИРОВАТЬ.....ПЛАВНО

МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕН…….…….±35°

СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ…….....V_{REF}

F/CTL SPLRS FAULT

Отказ интерцепторов

МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕН…….……±35°

– СОСТОЯНИЕ ИНТЕРЦЕПТОРОВ……ПРОВЕРИТЬ

ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮУВЕЛИЧИТЬ НА 1.15

© ЗАО «ГСС»

F/CTL G-SPLRS FAULT

Отказ тормозных щитков (внутренних и/или внешних)

ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮУВЕЛИЧИТЬ НА 1.2

F/CTL SPD BRKS FAULT

Отказ тормозных щитков и интерцепторов

ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮУВЕЛИЧИТЬ НА 1.3

F/ CTL RUDDER DEGRADED

Снижение эффективности руля направления

Отказ двух приводов руля направления

МАКСИМАЛЬНЫЙ БОКОВОЙ ВЕТЕР.....10 М/С

F/CTL RUDDER FAULT

Отказ руля направления

Отказ АР

- ДЛЯ ПУТЕВОЙ БАЛАНСИРОВКИ РАЗНОТЯГИСПОЛЬЗОВАТЬ
- ЗАХОД.....ПСП
- ПОСАДКУ С МИНИМАЛЬНО ВОЗМОЖНОЙ БОКОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ВЕТРА.....ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

F/CTL STAB DEGRADED

Уменьшение скорости перемещения стабилизатора

Отказ одного привода стабилизатора, время балансировки самолета увеличивается в 2 раза

– ПИЛОТИРОВАТЬ……..ПЛАВНО

F/CTL STABILIZER JAM

Заклинение горизонтального стабилизатора

– АР……ОТКЛ

– ЗАХОД ……FLAPS 3

– ЗАХОД……CAT1

ΔV_{REF}=+10kt (но в пределах суммарного увеличения V_{REF} НА +10kt)

F/CTL FLP/SLT PROT FAULT

Отказ автокоррекции механизации крыла

Индикация предусмотрена только для режима NORMAL MODE.

– Скорости V_{FE} и V_{LS} при полете с выпущенной механизацией крыла контролировать

© ЗАО «ГСС»

F/CTL FLAPS LEVER FAULT

Отказ ручки управления закрылками и предкрылками

СКОРОСТЬ ВЫДЕРЖИВАТЬ В СООТВЕТСТВИИ С КОНФИГУРАЦИЕЙ

– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА……..V_{FE}

Учитывать автоматический выпуск механизации крыла из конфигурации 0 в конфигурацию 1 на скорости ≤200kt

- **Если конфигурация меньше чем FULL**

– TAWS…… ……ОТКЛ

– ПЛАН ПОЛЕТА…….....УТОЧНИТЬ

Полет с выпущенными предкрылками и закрылками увеличивает расход топлива. Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных предкрылках и закрылках расход топлива увеличивается в среднем в 2.0 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FF и FMS

– СКОРОСТЬ V_{REF} И ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ...УТОЧНИТЬ:

ПОПРАВКИ К СКОРОСТИ VREF , ДЛИНЕ ПРОБЕГА И ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ

Рукоятка FLAP	Поправка к скорости V_{REF} (ΔV_{REF})	Поправка к длине пробега	Поправка к посадочной дистанции
FULL	0	1.00	1.00
3	4	1.06	1.03
2	6	1.09	1.05
1	28	1.43	1.24
0	58	1.98	1.55

© ЗАО «ГСС»

F/CTL FLAPS (SLATS) LOCKED/FAULT

Заклинивание/отказ закрылков (предкрылков)

МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА.....FL200

РУКОЯТКА FLAPS.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Заход на посадку выполнять в конфигурации фактического положения механизации крыла на момент отказа

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА.....СМОТРИ ТАБЛИЦУ:

Скорость V_{MAX}, kt

Положение рукоятки FLAPS	FLAPS 0	FLAPS 1		1< FLAPS ≤ 2	2< FLAPS ≤ 3	FLAPS > 3
FLAPS(*) SLATS(*)	F =0	0< F ≤ 1	1< F ≤ 1+F	1+F < F ≤ 2	2< F ≤ 3	3< F ≤ FULL
S = 0	Нет ограничений	235 KT	195 KT	185 KT	175 KT	165 KT
0 < S ≤1	235 KT					
1< S ≤1+F	195 KT					
1+F < S ≤2	185 KT					

(*) фактическое положение закрылков и предкрылков на дисплее EWD

Примечание: Если фактическое положение закрылков и предкрылков на дисплее EWD недоступно, скорость V_{MAX} определять по фактическому положению рукоятки FLAPS

Правильность выбора скорости V_{MAX} контролировать по индикации на дисплее EWD. Запрещается преднамеренное превышение скорости V_{MAX}.

МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА.....VLS +5 KT

Рекомендуется использовать скорость GREEN DOT, если она не превышает скорость V_{MAX}.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

продолжение

– ПЛАН ПОЛЕТА……..УТОЧНИТЬ

Полет с выпущенными предкрылками и закрылками увеличивает расход топлива. Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных предкрылках и закрылках расход топлива увеличивается в среднем в 2.0 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FF и FMS

– СКОРОСТЬ V_{REF} И ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ….УТОЧНИТЬ:

ПОПРАВКИ К СКОРОСТИ VREF , ДЛИНЕ ПРОБЕГА И ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ

Рукоятка FLAP	Поправка к скорости V_{REF} (ΔV_{REF})	Поправка к длине пробега	Поправка к посадочной дистанции
FULL	0	1.00	1.00
3	4	1.06	1.03
2	6	1.09	1.05
1	28	1.43	1.24
0	58	1.98	1.55

F/CTL FLP/SLT AUTO PROT

Превышена скорость V_{FE} для текущей механизации крыла

Индикация данного отказа предусмотрена только для режима DIRECT MODE.

– РУКОЯТКУ FLAPS
В ТРЕБУЕМОЕ ПОЛОЖЕНИЕ……УСТАНОВИТЬ

– СКОРОСТЬ ПОЛЕТА В СООТВЕТСТВИИ
С КОНФИГУРАЦИЕЙ САМОЛЕТА……УСТАНОВИТЬ

TO FLAPS/SLATS NOT TO

Механизация крыла не во взлётном положении

– FLAPS (для взлета)……..……..УСТАНОВИТЬ

TO SPOILERS EXTENDED

Интерцепторы при выполнении взлёта в выпущенном положении

– SPEED BRAKE…..……..GND SPLRS ARMED

© ЗАО «ГСС»

TO STAB NOT GREEN

Положение стабилизатора не во взлётном положении.

– СТАБИЛИЗАТОР (для взлета).....УСТАНОВИТЬ

TO RUD TRIM NOT IN RNG

Триммер руля направления не во взлётном положении.

– ТРИММЕР РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ВЗЛЁТА..УСТАНОВИТЬ

TO SPLRS NOT ARM

Интерцепторы не подготовлены для работы в автоматическом режиме на взлёте.

– SPEED BRAKE.....GND SPLRS ARMED

TO AIL TRIM NOT IN RNG

Триммер элеронов не во взлётном положении.

– ТРИММЕР ЭЛЕРОНОВ (для взлета).....УСТАНОВИТЬ

LDG SPLRS NOT ARM

Интерцепторы не подготовлены для работы в автоматическом режиме при посадке.

– SPEED BRAKE.....GND SPLRS ARMED

LDG FLAPS/SLATS NOT LAND

Механизация крыла не в посадочном положении.

– FLAPS (для посадки).....УСТАНОВИТЬ

© ЗАО «ГСС»

4.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

FUEL APU LO PR 3
FUEL APU SOV FAULT 6
FUEL FQIC FAULT 5
FUEL FSCU FAULT 6
FUEL HI TEMP 5
FUEL IMBALANCE 4
FUEL L (R) ENG LO PR 3
FUEL L (R) PMP ADDT LO PR 4
FUEL L (R) PMP MAIN LO PR 4
FUEL L PMP AUX LO PR 3
FUEL LEAK DETECTED 6
FUEL LEFT (RIGHT) SIDE LEAK DET 7
FUEL LO TEMP 5
FUEL QTY MIN 5
FUEL R PMP AUX LO PR 4
FUEL TK 1L (1R) JET PMP FAULT 8
FUEL X FEED VALVE FAULT 5

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

FUEL L (R) ENG LO PR

Низкое давление топлива на входе в левый (правый) двигатель

■ **в полете:**

– ПАРАМЕТРЫ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ ……КОНТРОЛИРОВАТЬ

– РЕЖИМ РАБОТЫ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ…...IDLE

– СНИЖЕНИЕ ДО FL 220 (6700 М)/МЕА……..ВЫПОЛНИТЬ

Высота устойчивой работы двигателя в режиме «самотека» 22000 ft (6700 м).

– НА ≤ FL 220 (6700 М) ПОТРЕБНЫЙ РРД ……..УСТАНОВИТЬ

LAND ASAP

FUEL APU LO PR

Низкое давление топлива на входе в APU

■ **в полете**

При необходимости запуска APU:

СНИЖЕНИЕ ДО FL 220 (6700 М)/МЕА……..ВЫПОЛНИТЬ

Высота устойчивой работы APU в режиме «самотека» 22 000 ft (6700 м).

FUEL L PMP AUX LO PR

Низкое давление за левым вспомогательным насосом

■ **на земле перед запуском APU**

– L PUMP AUX…….....OFF

– FUEL X-FEED ……..……..……..ON

– R PUMP AUX……...……ON

■ **после запуска двигателей или в полете**

– L PUMP ADDT.....……..……ON

– L PUMP AUX…….…….....……..……...OFF

© ЗАО «ГСС»

FUEL R PMP AUX LO PR

Низкое давление за правым вспомогательным насосом

– R PUMP ADDT……..……..ON
– R PUMP AUX……..……...OFF

FUEL L (R) PMP MAIN LO PR

Низкое давление за левым (правым) основным топливным насосом

– L(R) PUMP ADDT ……..……....ON
– L(R) PUMP MAIN ……..……..OFF

FUEL L (R) PMP ADDT LO PR

Низкое давление за левым (правым) дополнительным топливным насосом при отказавшем основном или вспомогательном топливном насосе.

■ **в полете**

– L(R) PUMP ADDT ……OFF

ВНИМАНИЕ

При работе только вспомогательного насоса возможен невырабатываемый остаток топлива в левом (правом) крыльевом баке 420 кг (при наличии топлива в отсеке 1 левом (правом)).

FUEL IMBALANCE

Дисбаланс топлива

– МНЕМОКАДР FUEL……..……..ВЫЗВАТЬ
– FUEL X-FEED ……..……ON
– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ (СО СТОРОНЫ С МЕНЬШИМ КОЛИЧЕСТВОМ ТОПЛИВА)…….....OFF

• **после устранения дисбаланса:**

– РАНЕЕ ВЫКЛЮЧЕННЫЕ ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ……....ON
– FUEL X-FEED ……..……..…OFF

© ЗАО «ГСС»

FUEL FQIC FAULT

Отказ СУИТ

Контроль запаса топлива на борту вести по показаниям расходомера на мнемокадре FUEL и дисплее EWD и по срабатыванию сигнализации резервного остатка топлива (FUEL QTY MIN).

FUEL QTY MIN

Минимальный остаток топлива

ВНИМАНИЕ

Остаток топлива 800 кг обеспечивает 30 минут полета

LAND ASAP

FUEL LO TEMP

Сигнал о приближении температуры топлива к его кристаллизации

- ВЫСОТУ……УМЕНЬШИТЬ
- СКОРОСТЬ (ПО ВОЗМОЖНОСТИ)……..…..УВЕЛИЧИТЬ

FUEL HI TEMP

Сигнал о приближении температуры топлива к максимально допустимой.

- КОНТРОЛЬ ЗА ТЕМПЕРАТУРОЙ ТОПЛИВА, ПАРАМЕТРАМИ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ГЕНЕРАТОРОВ……..…ПОВЫСИТЬ

- **Если температура топлива продолжает увеличиваться:**

- ГЕНЕРАТОР НА ДВИГАТЕЛЕ С БОЛЬШЕЙ ТЕМПЕРАТУРОЙ МАСЛА ДО СНЯТИЯ СООБЩЕНИЯ «FUEL HI TEMP» ….……..ВЫКЛЮЧИТЬ

FUEL X FEED VALVE FAULT

Отказ крана кольцевания

Не допускать дисбаланс топлива 500кг и более, используя изменения режима работы двигателей.

© ЗАО «ГСС»

FUEL APU SOV FAULT

Отказ перекрывного крана топлива APU

– APU……..……..…….....OFF

ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК APU ЗАПРЕЩЕН.

FUEL FSCU FAULT

Отказ блока FSCU

Отсутствие индикации о состоянии компонентов топливной системы на мнемокадре FUEL. Потеря управления перекрывным краном APU и краном кольцевания.

Потеря информации о запасе топлива от расходомера.

– КОНТРОЛЬ ЗА СОСТОЯНИЕМ ПАРАМЕТРОВ МСУ...УСИЛИТЬ

FUEL LEAK DETECTED

Обнаружена течь топлива из центрального бака.

– МНЕМОКАДР FUEL……..……..ВЫЗВАТЬ

Сравнить значения запаса топлива по расходомеру и топливомеру, увеличение разницы подтверждает течь топлива.

LAND ASAP

РЕВЕРС НА ПРОБЕГЕ ……..НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

FUEL LEFT (RIGHT) SIDE LEAK DET

Обнаружена течь топлива через левое (правое) полукрыло.

LAND ASAP

– МНЕМОКАДР FUEL……..……ВЫЗВАТЬ

- **течь топлива через двигатель:**

Выход сообщения о малом давлении на входе, самопроизвольное изменение режима работы и/или расходов двигателя являются признаками течи топлива через двигатель.

– РУД (ДВИГАТЕЛЯ СО СТОРОНЫ ТЕЧИ)……..……IDLE

– ENG MASTER (ДВИГАТЕЛЯ СО СТОРОНЫ ТЕЧИ)……OFF

– FUEL X-FEED…….....……КАК ТРЕБУЕТСЯ

Кран кольцевания может быть использован для выработки топлива из крыльевого бака остановленного двигателя.

ЗАПУСК ОСТАНОВЛЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩЕН.

- **течь топлива из левого (правого) полукрыла:**

Усилить контроль за изменением количества топлива из левого (правого) крыльевого бака.

Допускается выработка топлива для двух МСУ из поврежденной стороны для максимального использования топлива поврежденной стороны по следующей процедуре:

– ПАРАМЕТРЫ МСУ ……..……..…КОНТРОЛИРОВАТЬ

– FUEL X-FEED……..…....……ON

– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ПРАВОГО (ЛЕВОГО) ДВИГАТЕЛЯ……..OFF

Усилить контроль за выработкой топлива из левого (правого) крыльевого бака.

- **при остатке топлива в левом (правом) крыльевом баке менее 400кг.**

– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ПРАВОГО (ЛЕВОГО) ДВИГАТЕЛЯ……..…ON

– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ.....OFF

– РЕВЕРС НА ПРОБЕГЕ……НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

FUEL TK 1L (1R) JET PMP FAULT

Отказ струйного насоса в левом (правом) отсеке №1

ВНИМАНИЕ.

Возможен невырабатываемый остаток топлива в левом (правом) крыльевом баке 420 кг (при наличии топлива в левом (правом) отсеке №1).

ПЛАН ПОЛЕТА.....УТОЧНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

4.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

HYD HS ELEC PMP NOT AUTO 13
HYD HS NOT READY 14
HYD HS1 CONTROLLER FAULT 13
HYD HS1 HI TEMP 3
HYD HS1 L ENG PMP FAULT 5
HYD HS1 LO LVL 5
HYD HS1 LO PR 3
HYD HS1 OVERHEAT 4
HYD HS1 PTU FAULT 5
HYD HS1 PTU NOT AUTO 14
HYD HS1 SOV FAULT 6
HYD HS1+2+3 CTRL FAULT 20
HYD HS1+HS2 LO PR 16
HYD HS1+HS3 LO PR 15
HYD HS2 ELEC2A FAULT 9
HYD HS2 ELEC2B BRHS WORN 9
HYD HS2 ELEC2B FAULT 9
HYD HS2 ELEC2B OVERHEAT 9
HYD HS2 HI TEMP 7
HYD HS2 LO LVL 8
HYD HS2 LO PR 7
HYD HS2 OVERHEAT 8
HYD HS2 TEMP DET FAULT 9
HYD HS2+HS3 LO PR 18
HYD HS3 CONTROLLER FAULT 13
HYD HS3 HI TEMP 10
HYD HS3 LO LVL 12
HYD HS3 LO PR 10
HYD HS3 OVERHEAT 11
HYD HS3 R ENG PMP FAULT 12
HYD HYD3 SOV FAULT 12

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

■ **<u>В полёте на высоте менее 20000 футов (6100 м)</u>**

- **Если давление гидрожидкости HS1 и давление в газовой полости RSVR HS1 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:**
  - ELEC1……..…….....ON
  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS1 LO PR не пропало:**
    - ELEC1……..……..……...OFF

      ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

      Не работают:
      - *Автоматическое торможение*
      - *Тормоза внутренних колёс*
      - *Внешние воздушные тормоза*
      - *Внутренние интерцепторы*
      - *Реверс левого двигателя*
    - ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..ПРИМЕНИТЬ

HYD HS1 HI TEMP

ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

- **При одновременно работающих EDP1 и ELEC1:**
  - ELEC1…….OFF
  - ТЕМПЕРАТУРУ В HS1..……...КОНТРОЛИРОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1 OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

- **При наличии сообщения HYD HS1 SOV FAULT:**
  - РЕЖИМ РАБОТЫ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ…….УМЕНЬШИТЬ

    Левому двигателю установить минимально-допустимый по условиям полёта режим работы.

    LAND ASAP
- **Если клапан SOV в HS1 закрыт и через 15 мин сообщение HYD HS1 OVERHEAT не пропало:**
  - ELEC1……..OFF
  - ПО СООБЩЕНИЮ «HYD HS1 LO PR»……ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

    ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

    Не работают:
    - *Автоматическое торможение*
    - *Тормоза внутренних колёс*
    - *Внешние воздушные тормоза*
    - *Внутренние интерцепторы*
    - *Реверс левого двигателя*
  - ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..ПРИМЕНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1 LO LVL

МАЛ ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC НА ПУЛЬТЕ AIR……....OFF
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

Не работают:

- *Автоматическое торможение*
- *Тормоза внутренних колёс*
- *Внешние воздушные тормоза*
- *Внутренние интерцепторы*
- *Реверс левого двигателя*
- *Уборка и основной выпуск шасси*

– ВЫПУСК ШАССИ……..АВАРИЙНО

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……ПРИМЕНИТЬ

HYD HS1 L ENG PMP FAULT

ОТКАЗ НАСОСА EDP1 ГИДРОСИСТЕМЫ HS1

Не работает:

- *Реверс левого двигателя*

HYD HS1 PTU FAULT

ОТКАЗ БЛОКА PTU ГИДРОСИСТЕМЫ HS1

– КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO ……...MAN

Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO светится

– КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO *(ПОСЛЕ УБОРКИ /ВЫПУСКА ШАССИ)*...AUTO

Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1 SOV FAULT

ОТКАЗ КЛАПАНА SOV ГИДРОСИСТЕМЫ HS1

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS2 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

■ **<u>В полёте на высоте более 20000 футов</u>**

- **Если давление гидрожидкости HS2 и давление в газовой полости RSVR HS2 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:**

  – ELEC2B……ON

  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS2 LO PR пропало:**

    –ELEC2B……AUTO

    Насосная станция ELEC2B подключится автоматически на высоте менее 20000 футов. До высоты более 20000 футов по сообщению HYD HS2 LO PR действий не требуется.

  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS2 LO PR не пропало:**

    –ELEC2B……AUTO

    Предполагается посадка с отказавшей гидросистемой HS2. До высоты более 20000 футов по сообщению HYD HS2 LO PR действий не требуется

■ **<u>В полёте на высоте менее 20000футов</u>**

- **Если давление гидрожидкости HS2 и давление в газовой полости RSVR HS2 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:**

  – ELEC2B……ON

  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS2 LO PR не пропало:**

    –ELEC2B……OFF

    Не работают:

    - *Управление поворотом колёс передней опоры*
    - *Центральные интерцепторы*

    –НАПРАВЛЕНИЕ НА ВПП ВЫДЕРЖИВАТЬ, ИСПОЛЬЗУЯ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЁС

HYD HS2 HI TEMP

ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

– ТЕМПЕРАТУРУ В HS2……КОНТРОЛИРОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS2 OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

- **Если насосная станция ELEC2A автоматически не отключилась *(символ ELEC2A зелёного цвета):***
  - ELEC2A……..……...OFF
  - **Если сообщение HYD HS2 OVERHEAT остается в течение 10 мин**
    - ELEC2B……..……..……..……...OFF
    - ПО СООБЩЕНИЮ «HYD HS2 LO PR» ……..……..ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

      Не работают:
      - *Управление поворотом колёс передней опоры*
      - *Центральные интерцепторы*
    - НАПРАВЛЕНИЕ НА ВПП ВЫДЕРЖИВАТЬ, ИСПОЛЬЗУЯ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЁС

HYD HS2 LO LVL

МАЛ ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

- КНОПКА-ТАБЛО RECIRC НА ПУЛЬТЕ AIR……OFF
- ПО СООБЩЕНИЮ «HYD HS2 LO PR» ……..……..ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

  Не работают:
  - *Управление поворотом колёс передней опоры*
  - *Центральные интерцепторы*
- НАПРАВЛЕНИЕ НА ВПП ВЫДЕРЖИВАТЬ, ИСПОЛЬЗУЯ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЁС

© ЗАО «ГСС»

HYD HS2 ELEC2A FAULT

ОТКАЗ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2A ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS2 ELEC2B FAULT

ОТКАЗ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2B ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS2 ELEC2B OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2B ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

■ **В полёте при 2-х работающих двигателях**

– ELEC2B……..……..…….……OFF

HYD HS2 ELEC2B BRHS WORN

ИЗНОС ЩЁТОК ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2B ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS2 TEMP DET FAULT

ОТКАЗ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS3 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

■ **<u>В полёте на высоте менее 20000 футов (6100 м):</u>**

- **Если давление гидрожидкости HS3 и давление в газовой полости RSVR HS3 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:**
  - ELEC3……...ON
  - **Если через 15 сек сообщение HYD H31 LO PR не пропало:**
    - ELEC3……..……..……..……...OFF

      ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

      Не работают:
      - *Автоматическое торможение*
      - *Тормоза внешних колёс*
      - *Внутренние воздушные тормоза*
      - *Внешние интерцепторы*
      - *Реверс правого двигателя*
    - ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……ПРИМЕНИТЬ

HYD HS3 HI TEMP

ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

- **При одновременно работающих EDP3 и ELEC3**
  - ELEC3……..…….OFF
  - ТЕМПЕРАТУРУ В HS3..……..……...КОНТРОЛИРОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS3 OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

- **При наличии сообщения HYD HS3 SOV FAULT**
  - РЕЖИМ РАБОТЫ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ…....УМЕНЬШИТЬ

    Установить режим работы правого двигателя минимально-допустимый по условияиям полёта

    LAND ASAP
- **Если клапан SOV в HS3 закрыт и через 10 мин сообщение HYD HS3 OVERHEAT не пропало:**
  - ELEC3……..……OFF
  - ПО СООБЩЕНИЮ «HYD HS3 LO PR»…….ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

    ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

    Не работают:
    - *Автоматическое торможение*
    - *Тормоза внешних колёс*
    - *Внутренние воздушные тормоза*
    - *Внешние интерцепторы*
    - *Реверс правого двигателя*
  - ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..……ПРИМЕНИТЬ

    ВНИМАНИЕ:

    Ручное включение блока PTU запрещено

© ЗАО «ГСС»

HYD HS3 LO LVL

МАЛ ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC НА ПУЛЬТЕ AIR……..OFF
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

Не работают:

- *Автоматическое торможение*
- *Тормоза внешних колёс*
- *Внутренние воздушные тормоза*
- *Внешние интерцепторы*
- *Реверс правого двигателя*

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..ПРИМЕНИТЬ

HYD HS3 R ENG PMP FAULT

ОТКАЗ НАСОСА EDP3 ГИДРОСИСТЕМЫ HS3

ВНИМАНИЕ:

Ручное включение блока PTU запрещено

HYD HYD3 SOV FAULT

ОТКАЗ КЛАПАНА SOV ГИДРОСИСТЕМЫ HS3

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1 CONTROLLER FAULT

ОТКАЗ КАНАЛА А БЛОКА HSCU

- ПАРАМЕТРЫ ГИДРОСИСТЕМ HS1 И HS2 ……КОНТРОЛИРОВАТЬ
- ELEC1 *(ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ)*……ON

HYD HS3 CONTROLLER FAULT

ОТКАЗ КАНАЛА В БЛОКА HSCU

- ПАРАМЕТРЫ ГИДРОСИСТЕМ HS2 И HS3……КОНТРОЛИРОВАТЬ
- ELEC3 *(ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ)* ……..….ON
- КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO *(ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ)*……MAN
  Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO светится
- КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO *(ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ)* ……AUTO
  Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится

HYD HS ELEC PMP NOT AUTO

НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ НЕ В РЕЖИМЕ AUTO

Примечание: Сообщение индицируется только на земле перед запуском двигателей.

- ELEC1……..……...ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO
- ELEC2A……..……...ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO
- ELEC2B……..……...ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO
- ELEC3……..……..….ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1 PTU NOT AUTO

УПРАВЛЕНИЕ БЛОКОМ PTU ГИДРОСИСТЕМЫ HS1 НЕ В РЕЖИМЕ AUTO

Примечание: Сообщение индицируется только на земле перед запуском двигателей совместно с сообщением HYD HS1 PTU FAULT.

- КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO.....ПРОВ./УСТАН. AUTO

  Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится

HYD HS NOT READY

ГИДРОСИСТЕМА НЕ ГОТОВА

Примечание: Сообщение индицируется только на земле перед запуском двигателей.

- ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS1, HS2, HS3 ……..……..ПРОВЕРИТЬ
- ДАВЛЕНИЕ В ГАЗОВОЙ ПОЛОСТИ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS1, HS2, HS3 ……..…….....ПРОВЕРИТЬ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1+HS3 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS1 И HS3

– ELEC1……OFF

- **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS3 LO PR не пропало:**
  – ELEC3……OFF

LAND ASAP

■ **В полёте на высоте менее 20000 футов (6100 м)**

– ELEC1……ON

- **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS3 LO PR не пропало:**
  – ELEC1……OFF
  – ELEC3……ON
  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS3 LO PR не пропало:**
    – ELEC3……OFF

    ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

    Не работают:
    - *Основное торможение*
    - *Уборка и основной выпуск шасси*
    - *Воздушные тормоза*
    - *Внешние и внутренние интерцепторы*
    - *Реверс левого и правого двигателя*

    – ВЫПУСК ШАССИ……АВАРИЙНО
    – РЕВЕРС……НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ
    – PARK/ALT BRAKE……ПРИМЕНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1+HS2 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS1 И HS2

– ELEC1……...OFF

- **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**

  – ELEC2B……..ON

  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS2 LO PR пропало:**

    – A/P (*ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ*)……ПОДКЛЮЧИТЬ

    – ЭШЕЛОН ПОЛЁТА……УМЕНЬШИТЬ *(ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*

Примечание: *1) Продолжительность полёта на эшелоне (из-за ограничения времени работы ELEC2B на высоте) определяется по таблице.*
2) Время работы ELEC2B отсчитывается с момента включения до занятия выбранного эшелона.

Эшелон [FL]	400	390	370	350	330	310	290	280	270	260	250 и ниже
Время [мин.]	17	19	22	24	26	32	38	42	45	52	без ограничения

  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**

    – ELEC2B……AUTO

LAND ASAP

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **<u>В полёте на высоте менее 20000 футов (6100 м)</u>**

– ELEC1.....ON

- **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**
  - – ELEC1.....OFF
  - – ELEC2A.....ON
  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**
  - – ELEC2A.....OFF
  - – ELEC2B.....OFF

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

Не работают:

- *Правый руль высоты*
- *Левый элерон*
- *Торможение внутренних колёс*
- *Автоматическое торможение*
- *Внешние воздушные тормоза*
- *Центральные и внутренние интерцепторы*
- *Управление поворотом колёс передней опоры*
- *Реверс левого двигателя*

– РЕВЕРС .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ.....ПРИМЕНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

HYD HS2+HS3 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS2 И HS3

– ELEC3……..OFF

- **Если через 15 сек сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**

  – ELEC2B……..……...ON

  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS2+HS3 LO PR пропало:**

    – АР(*ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ*)……..ПОДКЛЮЧИТЬ

    – ЭШЕЛОН ПОЛЁТА*(ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*……..УМЕНЬШИТЬ

Примечание: 1) Продолжительность полёта на эшелоне (из-за ограничения времени работы ELEC2B на высоте) определяется по таблице.
2) Время работы ELEC2B отсчитывается с момента включения до занятия выбранного эшелона.

Эшелон [FL]	400	390	370	350	330	310	290	280	270	260	250 и ниже
Время [мин.]	17	19	22	24	26	32	38	42	45	52	без ограничения

- **Если через 15 сек сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**

  –ELEC2B……..AUTO

LAND ASAP

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **<u>В полёте на высоте менее 20000 футов (6100 м)</u>**

–ELEC3 ……...ON

- **Если через 15 сек сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**
  - – ELEC3……OFF
  - – ELEC2A……..……ON
  - **Если через 15 сек сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**
  - – ELEC2A…….……OFF
  - – ELEC2B……OFF

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

Не работают:

- *Левый руль высоты*
- *Правый элерон*
- *Торможение внешних колёс*
- *Автоматическое торможение*
- *Внутренние воздушные тормоза*
- *Центральные и внешние интерцепторы*
- *Управление поворотом колёс передней опоры*
- *Реверс правого двигателя*

– РЕВЕРС…….....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……ПРИМЕНИТЬ

<u>ВНИМАНИЕ:</u>

Ручное включение блока PTU запрещено

© ЗАО «ГСС»

HYD HS1+2+3 CTRL FAULT

ОТКАЗ БЛОКА HSCU

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРИ РУЧНОМ УПРАВЛЕНИИ ГИДРОСИСТЕМОЙ СОБЛЮДАТЬ СЛЕДУЮЩИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ:

- *Не включать ELEC2B при работающей ELEC2A*
- *При 1-м работающем генераторе не допускать одновременную работу двух и более насосных станций переменного тока более 30 секунд*
- *Не включать блок PTU при неработающем насосе EDP3*

Примечание: 1) Продолжительность полёта на эшелоне (из-за ограничения времени работы ELEC2B на высоте) определяется по таблице.
2) Время работы ELEC2B отсчитывается с момента включения до занятия выбранного эшелона.

Эшелон [FL]	400	390	370	350	330	310	290	280	270	260	250 и ниже
Время [мин.]	17	19	22	24	26	32	38	42	45	52	без ограничения

– ГИДРОСИСТЕМЫ HS1, HS2, HS3……...ПОВЫШЕННЫЙ КОНТРОЛЬ ПО ТАБЛО LO-PR И ПО МНЕМОКАДРУ HYD

Примечание: Из-за отсутствия автоматического управления насосными станциями падает давление в HS2. До ручного включения насосных станций действий по табло LO-PR гидросистемы HS2 не требуется.

Примечание: При включении табло LO-PR гидросистемы HS1, HS2 или HS3 действия выполнять как по сообщению HYD HS1 (2/3) LO PR

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **При 2-х работающих генераторах:**
  - ELEC2A……...ON
  - ELEC1……...OFF
  - ELEC2B……...OFF
  - ELEC3……...OFF

  ■ **<u>При заходе на посадку перед выпуском шасси:</u>**

  - КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO……..……..MAN

    Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO светится

  - КНОПКУ ТАБЛО PTU AUTO *(ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ)*…..AUTO

    Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится

- **При 1-м работающем генераторе:**
  - ELEC2A……OFF
  - ELEC2B……..……..ON
  - ELEC1……..……..OFF
  - ELEC3……...OFF

  ■ **<u>При заходе на посадку перед выпуском шасси</u>**

  - КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO……...……MAN

    Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO светится

  - КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO *(ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ)*...AUTO

    Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

A-ICE ADS 1 PROBES HTR 6
A-ICE ADS 1+3 TAT HTR..... 6
A-ICE ADS 2 PROBES HTR 6
A-ICE ADS 2 TAT HTR..... 6
A-ICE ADS 3 PROBES HTR 7
A-ICE DET FAULT..... 5
A-ICE ENG L(R) FAULT 4
A-ICE DETECTED..... 5
A-ICE L(R)WINDSHIELD (WINDOW) FAULT 5
A-ICE STBY PROBES HTR 6
A-ICE WING AUTO FAULT 3
A-ICE WING FAULT 3
A-ICE WING LO POWER 4

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

A-ICE WING FAULT

Отказ ПОС крыла.

ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ……..……..ПОКИНУТЬ

При невозможности покинуть зону обледенения выполняйте полёт с учётом изменений аэродинамических характеристик самолёта, выдерживайте угол атаки в пределах зеленого сектора. Примите решение о плане полёта.

- **заход на посадку в условиях обледенения:**

  FLAPS……..……FLAPS 3

  СКОРОСТЬ……..……..……..……..V_{REF} + 10 KT

  УГОЛ АТАКИ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **после посадки:**

  МЕХАНИЗАЦИЮ……..……..……..НЕ УБИРАТЬ

  Уборку механизации выполнить после устранения отложений льда на поверхности крыла.

A-ICE WING AUTO FAULT

Отказ автоматики ПОС крыла

УПРАВЛЯТЬ ПОС КРЫЛА ВРУЧНУЮ С ПОМОЩЬЮ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ «ANTI-ICE WING» ПО НАЛИЧИЮ СООБЩЕНИЯ «ICE DETECTED».

- **заход на посадку в условиях обледенения:**

  FLAPS……..……FLAPS 3

  СКОРОСТЬ……..……..……..……..V_{REF} + 10 KT

  УГОЛ АТАКИ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **после посадки:**

  МЕХАНИЗАЦИЮ……..……..……..НЕ УБИРАТЬ

  Уборку механизации выполнить после устранения отложений льда на поверхности крыла.

© ЗАО «ГСС»

A-ICE WING LO POWER

Низкая эффективность ПОС крыла.

– ТЯГУ ДВИГАТЕЛЕЙ……..…..УВЕЛИЧИТЬ

- **если сообщение не пропало:**
  – ANTI-ICE WING……..……...OFF
  ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ…….....…..ПОКИНУТЬ

  При невозможности покинуть зону обледенения выполняйте полёт с учётом изменений аэродинамических характеристик самолёта, выдерживайте угол атаки в пределах зеленого сектора. Примите решение о плане полёта.

■ **заход на посадку в условиях обледенения:**

FLAPS……..……FLAPS 3

СКОРОСТЬ……..…….....……..V_{REF} + 10 KT

УГОЛ АТАКИ…….....КОНТРОЛИРОВАТЬ

■ **после посадки:**

МЕХАНИЗАЦИЮ……..……...НЕ УБИРАТЬ

Уборку механизации выполнить после устранения отложений льда на поверхности крыла.

A-ICE ENG L(R) FAULT

Отказ ПОС левого(правого) двигателя.

■ **Если режим работы двигателя < N1=40%**

– THR LEVER L(R)…….УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДО N1=40%

■ **Если сообщение A-ICE ENG L(R) FAULT исчезло:**

– THR LEVER L(R)…….....УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ

■ **Если режим работы двигателя > N1=40%**

– ANTI-ICE ENG L(R) ……..……...…..……OFF

– УСИЛИТЬ КОНТРОЛЬ ЗА ПАРАМЕТРАМИ ДВИГАТЕЛЯ.

– ПО ВОЗМОЖНОСТИ ПОКИНУТЬ ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

© ЗАО «ГСС»

A-ICE DET FAULT

Отказ датчика обледенения.

■ **перед прогнозируемым входом в зону обледенения или при наличии внешних признаков обледенения самолёта:**

– ANTI-ICE L(R) ENG ……ON

– ANTI-ICE WING ……ON

A-ICE DETECTED

Обледенение.

■ **на посадке:**

– FLAPS……FLAPS 3

ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ БАФТИНГА

■ **конфигурация FLAPS 0 и скорость менее 250kt**

- **В зоне обледенения:**
  – СКОРОСТЬ ПОЛЕТА……УВЕЛИЧИТЬ
  Плавно увеличить скорость полета до исчезновения бафтинга
- **После выхода из зоны обледенения:**
  - **Если по плану полета требуется увеличить скорость:**
    – СКОРОСТЬ ПОЛЕТА……УВЕЛИЧИТЬ
    Плавно увеличить скорость полета до исчезновения бафтинга
  - **Если по плану полета требуется уменьшить скорость:**
    – FLAPS……FLAPS 1

A-ICE L(R)WINDSHIELD (WINDOW) FAULT

Отказ обогрева левого(правого) лобового стекла (форточки).

При ухудшении обзора через остекление перераспределите функции в экипаже. Передайте управление пилоту, имеющему лучший обзор.

© ЗАО «ГСС»

A-ICE ADs 1 PROBES HTR

Отказ обогрева датчиков канала ADC 1.

– WINDOW, PROBE ……...MAN

Если отказ сохранился:

– WINDOW, PROBE ……...AUTO

– AIR DATA……..……..……CAPT 3

– ADS 1……..……OFF

A-ICE ADS 1+3 TAT HTR

Отказ обогрева датчика TAT каналов ADC 1+3.

– *ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ*

A-ICE ADS 2 PROBES HTR

Отказ обогрева датчиков ADC 2.

– WINDOW, PROBE ……...MAN

Если отказ сохранился:

– WINDOW, PROBE……AUTO

– AIR DATA……..……..……F/O 3

– ADS 2……..……OFF

A-ICE ADS 2 TAT HTR

Отказ обогрева датчика TAT канала ADC 2.

Действий не требуется

A-ICE STBY PROBES HTR

Отказ обогрева одного или нескольких датчиков обеспечивающих работу IESI.

■ **<u>в условиях обледенения:</u>**

– РЕЗЕРВНЫЙ ПРИБОР IESI……..НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

A-ICE ADS 3 PROBES HTR

Отказ обогрева датчиков ADC 3.

– WINDOW, PROBE……MAN

- **Если отказ сохранился:**
  – WINDOW, PROBE……AUTO
  – AIR DATA……NORM
  – ADS 3……OFF

■ **<u>в условиях обледенения:</u>**
  – IESI ПОКАЗАНИЯ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ……НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.31 ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

AVNCS DCA 1 (2) FAULT 8
AVNCS DCA 11 (12) (13) (21) (22) (23) FAULT 10
AVNCS DCA 3 FAULT 10
AVNCS DEGRADED 6
CAS MESSAGES NOT AVAIL 10
CDS CAPT (F/O) EFIS CP FAULT 5
CDS CAPT (F/O) MFD FAULT 4
CDS CAPT (F/O) PFD FAULT 4
CDS CPT (F/O) PFD/MFD DISAGREE 3
CDS EWD FAULT 5
CDS F/O MFD/EWD DISAGREE 3
CDS F/O PFD/EWD DISAGREE 4
FWS FWS1 (2) FAULT 5
SWS SPD STALL WARN FAULT 10
ВЫДАЧА ОШИБОЧНЫХ КОМАНД УПРАВЛЕНИЯ ОТ FMS 16
ОТСУТСТВИЕ СВЕТОВОЙ И ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИЙ 15
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ FWS 14
ПРОПАДАНИЕ ИНДИКАЦИИ НА DU 11
СИГНАЛИЗАЦИЯ НА PFD 12

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

CDS CPT (F/O) PFD/MFD DISAGREE

Несоответствие информации на PFD и MFD КВС (2/П).

– PFD ……X-CHECK

■ **при несоответствии:**

– CAPT (F/O) PFD……..OFF/ON

– CAPT (F/O) PFD/ND ……..XFR

■ **при неудачной попытке:**

– CAPT (F/O) PFD ……OFF

■ **при отсутствии несоответствия:**

– CAPT (F/O) MFD……OFF/ON

■ **при неудачной попытке:**

– CAPT (F/O) MFD ……OFF

CDS F/O MFD/EWD DISAGREE

Несоответствие информации на MFD 2/П и EWD.

– EWD ……X-CHECK

■ **при несоответствии:**

– F/O MFD……OFF/ON

– F/O MFD……EWD

■ **при неудачной попытке:**

– F/O MFD……OFF

■ **при отсутствии несоответствия:**

– EWD……..OFF/ON

■ **при неудачной попытке:**

– EWD……...OFF

© ЗАО «ГСС»

CDS F/O PFD/EWD DISAGREE

Несоответствие информации на PFD 2/П и EWD.

– CAPT MFD……..……..……..……..……..EWD

– EWD……..……..……..……..……..……..X-CHECK

- **при несоответствии:**

  – EWD……..……..……..……..……..OFF/ON

- **при неудачной попытке:**

  – EWD……..……..……..……..……..……...OFF

- **при отсутствии несоответствия:**

  – F/O PFD……..……..……..……...OFF/ON

- **при неудачной попытке:**

  – F/O PFD……..……..……..……..……OFF

CDS CAPT (F/O) PFD FAULT

Отказ PFD КВС (2/П).

– CAPT (F/O) PFD……..……..……..……...OFF/ON

- **при неудачной попытке:**

  – CAPT (F/O) PFD..……..……..……..OFF

  <u>Примечание:</u> Индикация CAPT PFD автоматически перейдет на CAPT MFD.

CDS CAPT (F/O) MFD FAULT

Отказ MFD КВС (2П).

– CAPT (F/O) MFD……..……..……..OFF/ON

- **при неудачной попытке:**

  – CAPT (F/O) MFD ……..……..……..……..OFF

  <u>Примечание:</u> CAPT (F/O) может переключить индикацию CAPT (F/O) MFD на CAPT (F/O) PFD кнопкой CAPT (F/O) PFD/ND.

© ЗАО «ГСС»

CDS EWD FAULT

Отказ EWD.

– EWD……..……..OFF/ON

- **при неудачной попытке:**
  – EWD……..……..……..……..OFF

  <u>Примечание:</u> Индикация EWD автоматически перейдет на CAPT MFD.

CDS CAPT (F/O) EFIS CP FAULT

Отказ пульта EFIS КВС (2/П).

– F/O (CAPT) EFIS……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– XPDR 2(1)……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ

FWS FWS1 (2) FAULT

Отказ системы FWS1 (2)

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

AVNCS DEGRADED

Ухудшение параметров работы авионики

- НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ……ПЕРЕЙТИ
- СОСТОЯНИЕ СИСТЕМ (по двум MFD)…….КОНТРОЛИРОВАТЬ

При наличии индикации исправности хотя бы на одном из двух MFD, считать компонент системы исправным.

- ДУБЛИРУЮЩУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ ……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- ЗАХОД……..ПСП

СТАТУС	ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ
–Потеряна функция T2CAS “CLIMB INHIBIT”, устанавливающая предел по скорости набора 1500 ft/min.	
–Потеряна возможность перенастройки радиостанции HF1(2).	См. ниже

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА EWD

AUTO FLT	BRAKE	NAV
AP OFF	BRAKE DEGRADED	GPS 1(2) FAULT
A/T OFF	TEMP DET FAULT	VOR 1(2) FAULT
FLT SYSTEM FAULT	SURV	DME 1(2) FAULT
	TAWS SYS FAULT	ADF 1(2) FAULT
	TERR FAULT	ILS 1(2) FAULT

Примечание: Возможна индикация текстовых сообщений FWS FWS1(2) FAULT, NAV RA 1(2) FAULT, SWS SPD STALL WARN FAULT, SURV WXR FAULT, SWS SPD STALL WARN DEGRD

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

HF1(2)

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА EWD

AVNCS	CDS	ELEC
DCA1(2) FAULT	CAPT(F/O) PFD FAULT	L(R) AC BUS FAULT
	CAPT(F/O) MFD FAULT	L(R) DC ESS BUS FAULT
	CDS EWD FAULT	

Примечание: Выполнение действий по перечисленным выше текстовым сообщениям не требуется.

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

FCTL

Индикация о недостоверности данных о текущем значении угла отклонения и положения горизонтального стабилизатора

© ЗАО «ГСС»

AVNCS DCA 1 (2) FAULT

Отказ программного приложения концентратора данных DCA1(2)

- НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ……ПЕРЕЙТИ
- СОСТОЯНИЕ СИСТЕМ (по двум MFD)……КОНТРОЛИРОВАТЬ

  При наличии индикации исправности хотя бы на одном из двух MFD, считать компонент системы исправным
- ДУБЛИРУЮЩУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ ……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- XPDR 2 (1)……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- HF2 (1)……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- WXR (ПРИ ОТКАЗЕ DCA2)……OFF
- ЗАХОД……ПСП

СТАТУС

–Потеряна функция T2CAS “CLIMB INHIBIT”, устанавливающая предел по скорости набора 1500 ft/mn.

–Потеряна возможность перенастройки радиостанции HF1 (2).

–Потеря звуковой сигнализации “OVERSPEED” и речевых сообщений “STALL”, “SPEED, SPEED, SPEED”.

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

См. ниже

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА EWD

AUTO FLT	**NAV**	**SURV**
AP OFF	**GPS 1 (2) FAULT**	**TAWS SYS FAULT**
A/T OFF	**RA 1 (2) FAULT**	**TERR FAULT**
FLT SYSTEM FAULT	**VOR 1 (2) FAULT**	**— (WXR) FAULT**
BRAKE	**DME 1 (2) FAULT**	**SWS**
TEMP DET FAULT	**ADF 1 (2) FAULT**	**SPD STALL WARN FAULT**
	ILS 1 (2) FAULT	

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

XPDR 1 (2)	**HF1 (2)**	**— (WXR)**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА EWD

ELEC		
L (R) AC BUS FAULT		

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

FCTL

Индикация о недостоверности данных о текущем значении угла отклонения и положения горизонтального стабилизатора

© ЗАО «ГСС»

AVNCS DCA 3 FAULT

Отказ DCA3

СТАТУС

–Для настройки ILS использовать RMP –Потеря звуковой сигнализации “OVERSPEED” и речевых сообщений “STALL”, “SPEED, SPEED, SPEED”	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ** DCA3

AVNCS DCA 11 (12) (13) (21) (22) (23) FAULT

Отказ DCA 11 (12) (13) (21) (22) (23)

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

CAS MESSAGES NOT AVAIL

Текстовые сообщения на EWD не доступны.

– EWD НА MFD 1(2)……ОТОБРАЗИТЬ

- **При сохранении отказа:**

– ДУБЛИРУЮЩУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ……ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– ПРОСМОТР МНЕМОКАДРОВ..……...ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Просмотр мнемокадров выполнять каждые 20 минут.

СТАТУС

–Отказ кнопки-табло WARN, кнопки-табло CAUT и звуковой сигнализации, кроме звуковой сигнализации систем TAWS/TCAS.	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ** Система FWS1 Система FWS2

SWS SPD STALL WARN FAULT

Отказ системы предупреждения о сваливании (SWA 1 и SWA 2) и индикации ограничений по скорости и углу атаки.

– КОНТРОЛЬ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА……...УСИЛИТЬ

© ЗАО «ГСС»

ПРОПАДАНИЕ ИНДИКАЦИИ НА DU

■ Пропадание индикации на EWD

– EWD……OFF/ON

Примечание: Индикация EWD автоматически перейдет на CAPT MFD.

- **если индикация на EWD не восстановлена:**

– EWD НА RCP……НАЖАТЬ

Для перевода индикации EWD на CAPT MFD или F/O MFD, нажмите соответствующую кнопку EWD на RCP.

Примечание: Если EWD автоматически не перешёл на CAPT MFD, переключить EWD на индикатор непилотирующего пилота.

■ Пропадание индикации на CAPT (F/O) PFD

– CAPT (F/O) PFD……OFF/ON

Примечание: Индикация CAPT PFD автоматически перейдет на CAPT MFD.

- **если индикация на PFD не восстановлена:**

– PFD/ND НА RCP……НАЖАТЬ

Для перевода индикации CAPT PFD или F/O PFD на CAPT MFD или F/O MFD, нажмите соответствующую кнопку PFD/ND на RCP.

■ Пропадание индикации на всех DU:

– AP, A/T и навигационные данные MCDU остаются пригодными и могут быть использованы.
– Пилотирование осуществлять по резервному прибору IESI и STBY COMPASS.
– DUs могут автоматически восстановить индикацию через 40 сек.

- **если индикация на всех DU не восстановлена:**

– IESI……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– MCDU……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– СИНАЛИЗАЦИЮ НА ПУЛЬТАХ……КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **Заход на посадку:**

– ЗАХОД……ПСП
– ВЫПУСК FLAPS……КОНТР. ВИЗУАЛЬНЫЙ
– ВЫПУСК ШАССИ……КОНТР. ПО РЕЗЕР. ИНДИК.

© ЗАО «ГСС»

СИГНАЛИЗАЦИЯ НА PFD

■ CHECK ATT

Сообщение индицируется на PFD, если в течение 1сек появляется расхождение по крену и/или тангажу 3º и более между PFD1 и PFD2.

Сообщение заблокировано первые 3 секунды после отрыва и ухода на второй круг.

– ПОКАЗАНИЯ PFD1, PFD2, IESI……..СРАВНИТЬ
– IRS (ОТКАЗАВШУЮ)……ОПРЕДЕЛИТЬ

- **если отказала IRS1 или IRS2:**

– ATT/HDG (RCP)……..……CAPT 3 ИЛИ F/O 3
– IRS (ОТКАЗАВШУЮ)……..OFF

- **при отказе IESI:**

– ATT/HDG (RCP)……..……F/O3 ЗАТЕМ CAPT3

В начале сравнить показания PFD1 с PFD2, затем PFD2 с PFD1 и определить отказавшую IRS.

– ATT/HDG (RCP)……..……CAPT3 ИЛИ F/O3
– IRS (ОТКАЗАВШУЮ)……..OFF

■ ATT (HDG) FAIL

Сообщения ATT FAIL, HDG FAIL красного цвета, индицируется на CAPT PFD или F/O PFD при отказе одного канала IRS по определению пространственного положения, курса.

- **если отказала IRS1 или IRS2:**

– ATT/HDG (RCP)……..……CAPT3 ИЛИ F/O3
– IRS (ОТКАЗАВШУЮ)……..OFF

■ CHECK ALT, CHECK CAS

Сообщения CHECK ALT и CHECK CAS индицируются на PFD, если в течение 5с соответственно появляются расхождения по высоте 200ft и более, или по скорости 10kt и более между PFD1 и PFD2.

Сообщения заблокированы первые 3 секунды после отрыва и ухода на второй круг.

– ПОКАЗАНИЯ PFD1, PFD2, IESI……СРАВНИТЬ
– ADS (ОТКАЗАВШУЮ)……ОПРЕДЕЛИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение на следующей странице

- **если отказала ADS1 или ADS2:**

– AIR DATA (RCP)……..……..……CAPT3 ИЛИ F/O3

– ADS (ОТКАЗАВШУЮ)……OFF

- **при отказе IESI:**

– AIR DATA (RCP)……..……F/O3 ЗАТЕМ CAPT3

В начале сравнить показания PFD1 с PFD2, затем PFD2 с PFD1 и определить отказавшую ADS.

– AIR DATA (RCP)……..……..CAPT3 ИЛИ F/O3

– ADS (ОТКАЗАВШУЮ)……..……OFF

ПРИМЕЧАНИЕ: При отказе ADS, от которой автопилот получает данные, использует значение высоты до момента её отключения.

■ ALT (CAS) (AOA) FAIL

Сообщения ALT FAIL, CAS FAIL, AOA FAIL красного цвета индицируются на CAPT PFD или F/O PFD при отказе одного канала ADS соответственно по определению высоты самолёта, скорости самолёта, или углу атаки самолёта.

- **если отказала ADS1 или ADS2:**

– AIR DATA (RCP)……..……..……CAPT3 ИЛИ F/O3

– ADS (ОТКАЗАВШУЮ)……..……OFF

■ VS FAIL

Сообщения VS FAIL красного цвета, индицируется на CAPT PFD или F/O PFD при индикации недостоверных данных по вертикальной скорости.

– ПОКАЗАНИЯ PFD1, PFD2, IESI……СРАВНИТЬ

– НЕДОСТОВЕРНУЮ ИНФОРМАЦИЮ……НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

■ CHECK HDG

Сообщение индицируется на PFD и ND, если в течение 1 сек появляется расхождение по курсу 3º и более между PFD1 и PFD2.

Сообщение заблокировано первые 3 секунды после отрыва и ухода на второй круг.

– ПОКАЗАНИЯ КУРСА НА PFD1, PFD2, STBY COMPASS……..СРАВНИТЬ

– IRS (ОТКАЗАВШУЮ)……..……ОПРЕДЕЛИТЬ

- **если отказала IRS1 или IRS2:**

– ATT/HDG (RCP)……..……CAPT3 ИЛИ F/O3

– IRS (ОТКАЗАВШУЮ)……..……OFF

© ЗАО «ГСС»

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ FWS

■ STALL

Приближение к сваливанию

– РУД……TO/GA

• **Одновременно с этим:**

– ТАНГАЖ……..……УМЕНЬШИТЬ

До выхода текущего значения угла атаки из красной и жёлтой зон.

– КРЕН, СКОЛЬЖЕНИЕ ……..……..……УСТРАНИТЬ

– SPEED BRAKE ……УБРАТЬ

Если были выпущены.

– СКОРОСТЬ ……..……..……...УВЕЛИЧИТЬ

При риске столкновения с землёй или в условиях сдвига ветра, допускается пилотирование на углах атаки в пределах жёлтой зоны с кратковременным срабатыванием сигнализации STALL.

■ SPEED, SPEED, SPEED

Быстрое уменьшение полной энергии самолёта.

– РУД ……..……..……TO/GA

Одновременно с этим:

– ТАНГАЖ ……..……..……..УМЕНЬШИТЬ

Для стабилизации скорости.

– SPEED BRAKE ……..……..……..RET

Если были выпущены.

■ ALPHA FLOOR

Значительная потеря полной энергии самолёта.

– РУД ……..……..……...TO/GA

Продублировать срабатывание A/T.

Одновременно с этим:

– ТАНГАЖ ……..……..……УМЕНЬШИТЬ

Для стабилизации скорости.

– SPEED BRAKE ……..……..……..RET

Если были выпущены.

© ЗАО «ГСС»

ОТСУТСТВИЕ СВЕТОВОЙ И ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИЙ

Предупреждающая сигнализация WARN и CAUT не высвечиваются. Тоновые предупреждения не выдаются.

– КОНТРОЛЬ EWD……КАЖДЫЕ 20 МИНУТ

© ЗАО «ГСС»

ВЫДАЧА ОШИБОЧНЫХ КОМАНД УПРАВЛЕНИЯ ОТ FMS

Выдача ошибочных команд управления от FMS на автопилот.

■ **в полёте в режиме LNAV:**

Отказ определяется по вторичным признакам: появление крена, изменение курса, ,изменению индикации ЛЗП и текущих координат МС на ND обоих пилотов, по радионавигационным средствам, информации службы УВД.

– РЕЖИМ HDG ..... УСТАНОВИТЬ
– СЛУЖБЕ УВД ……ДОЛОЖИТЬ

НАВИГАЦИЯ ПО КУРСУ, РАДИОСРЕДСТВАМ (ILS,DME,VOR, ADF),

НАСТРОЙКА РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ С RMP.

– STBY NAV (RMP)..... NAV
– ILS/DME/VOR/ADF ..... ВЫБРАТЬ/НАСТРОИТЬ
– SELECTED GUIDANCE……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ЗАХОД НА ПОСАДКУ……CAT1

■ **заход на посадку в режиме LNAV APP/VNAV APP:**

Отказ определяется по вторичным признакам: изменение вертикальной скорости, появление крена, изменение курса, индикации ЛЗП и текущих координат МС на ND обоих пилотов, по радионавигационным средствам, информации службы УВД.

– ДРУГУЮ СИСТЕМУ ЗАХОДА……..ВЫБРАТЬ

При необходимости:

– УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ……ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

4.32 ШАССИ

BRAKE ANTISKID FAULT 5
BRAKE AUTO BRK FAULT 6
BRAKE DEGRADED 5
BRAKE DIFF CAPT (F/O) FAULT 6
BRAKE LEFT (RIGHT) BRK FAULT 5
BRAKE MAIN BRK FAULT 3
BRAKE OVERHEAT 6
BRAKE PARK/ALTN DEGRADED 5
BRAKE PARK/ALTN FAULT 3
BRAKE UNCOMMANDED BRK 4
L/G DOOR NOT CLOSED 8
L/G GEAR FAULT 11
L/G GEAR NOT DOWNLOCKED 7
L/G GEAR NOT UPLOCKED 8
L/G GEAR SPEED PROT 11
L/G MAIN SYS FAULT 9
L/G NW SELF ORIENT FAULT 12
L/G NW STEER FAULT 12
L/G NW STEER HI ANGLE 11
L/G WOW FAULT 10
LDG GEAR NOT DOWN 7
TO AUTO BK NOT RTO 4
TO PARKING BRAKE ON 4
АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ 15
ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ 13
РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКА ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ ШАССИ 16

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

BRAKE MAIN BRK FAULT

Отказ основной системы торможения

- **перед посадкой:**
  - FLAPS ..... FULL

Посадку по возможности произвести с массой близкой к минимальной посадочной на ВПП с наибольшим коэффициентом сцепления.

- **после приземления:**
  - РЕВЕРС ТЯГИ MAX.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ
  - SPEED BRAKE ..... FULL
  - РЕЗЕРВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……. ……ПРИМЕНИТЬ

На ВПП резервное торможение выполнять в импульсном режиме вытягиванием рукоятки PARK/ALT BRAKE на 1-2 сек. и отпусканием на 1 сек.

- **после полной остановки на ВПП:**
  - PARK/ALT BRAKE.....УСТАНОВИТЬ

При наличии давления зарядки гидроаккумулятора стояночного торможения более 1400 PSI выполнить сруливание с ВПП

Примечание: Антиюзовая автоматика в режиме запасного торможения не работает .Дифференциальное торможение колес не обеспечивается.

Полная емкость гидроаккумуляторов обеспечивает выполнение не менее 6 циклов полного вытягивания и отпускания рукоятки.

BRAKE PARK/ALTN FAULT

Отказ стояночного (запасного) торможения

- ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ .....ПРИМЕНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

BRAKE UNCOMMANDED BRK

Самопроизвольное торможение

- **на выруливании:**
  - РУЛЕНИЕ.....ПРЕКРАТИТЬ
- **на взлете на скорости меньше V1:**
  - ВЗЛЕТ.....ПРЕКРАТИТЬ
  - РУЛЕНИЕ .....ЗАПРЕЩЕНО
- **на взлете на скорости больше V1:**
  - ВЗЛЕТ.....ПРОДОЛЖИТЬ
    - **при отсутствии «BRAKE OVERHEAT»:**
  - ПРИНЯТЬ РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ПОЛЕТА ЛИБО ПОСАДКЕ НА БЛИЖАЙШЕМ ПРИГОДНОМ АЭРОДРОМЕ.
  - НА ПРОБЕГЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ВОЗДУШНЫЕ ТОРМОЗА, РЕВЕРС ДВИГАТЕЛЕЙ, ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ.
  - НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ УПРАВЛЯЯ ПЕДАЛЯМИ

TO PARKING BRAKE ON

Включен стояночный тормоз на взлёте.

- PARK/ALTN .....ОТКЛЮЧИТЬ

TO AUTO BK NOT RTO

Не выбран режим автоматического торможения на взлёте

- AUTO BRAKE.....RTO

© ЗАО «ГСС»

BRAKE LEFT (RIGHT) BRK FAULT

Отказ тормозов левой (правой) опоры.

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..ПРИМЕНИТЬ
– РЕВЕРС ТЯГИ…..……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ КОЛЕСАМИ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ И РН.

- **При наличии сообщения «BRAKE DEGRADED»:**

– PARK / ALT BRAKE……ПРИМЕНИТЬ

BRAKE ANTISKID FAULT

Отказ антиюзовой автоматики

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..ПРИМЕНИТЬ

Система управления тормозами при педальном торможении обеспечивает импульсный режим торможения.

BRAKE PARK/ALTN DEGRADED

Ухудшилась эффективность стояночного (запасного) торможения

ПРИ ЗАРУЛИВАНИИ НА СТОЯНКУ ПРИМЕНИТЬ ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ.

BRAKE DEGRADED

Ухудшение торможения

Симметричный отказ тормозов.

■ **<u>на пробеге:</u>**

– ВОЗДУШНЫЕ ТОРМОЗА……..ПРИМЕНИТЬ
– РЕВЕРС ТЯГИ……ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ…..ПРИМЕНИТЬ

- **При наличии сообщения «BRAKE LEFT(RIGHT) BRK FAULT:**

– PARK / ALT BRAKE……ПРИМЕНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

BRAKE DIFF CAPT (F/O) FAULT

Отказ дифференциального торможения от педалей левого (правого) поста

ТОРМОЗИТЬ ПЕДАЛЯМИ ПРАВОГО (ЛЕВОГО) ПОСТА.

BRAKE AUTO BRK FAULT

Отказ системы автоматического торможения

ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..ПРИМЕНИТЬ

BRAKE OVERHEAT

Перегрев тормозов.

- **на рулении или перед взлетом:**

  МНЕМОКАДР «BRAKE»……...ВЫЗВАТЬ

  ОХЛАДИТЬ ТОРМОЗА (ТОРМОЗ) ДО УРОВНЯ ТЕМПЕРАТУРЫ, ПРИ КОТОРОМ ЗЕЛЕНЫЙ ТРЕУГОЛЬНЫЙ ИНДЕКС НА ИНДИКАТОРЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ТОРМОЗОВ (ТОРМОЗА) ИНДИЦИРУЕТСЯ ПОСТОЯННЫМ ЦВЕТОМ.

- **после взлета:**

  - **по возможности для охлаждения шасси:**
    - LDG GEAR…….....DOWN
    - МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ……..…….....….255 КТ
  - **после снятия сообщения:**

    LDG GEAR……...……UP

© ЗАО «ГСС»

L/G GEAR NOT DOWNLOCKED

Шасси не зафиксировано на замке выпущенного положения

Рукоятка уборки-выпуска шасси в положении DOWN. Хотя бы одна стойка не встала на замок выпущенного положения.

- **если по мнемокадру EWD основные опоры в выпущенном положении, а передняя опора не сошла с замка убранного положения:**

  – АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ……ПРИМЕНИТЬ

  При аварийном выпуске шасси передняя опора шасси встает на замки выпущенного положения при уменьшении скорости Vпр≤170 kt.

- **если по мнемокадру EWD основные опоры в выпущенном положении, а передняя опора в промежуточном положении:**

  – СНИЗИТЬ СКОРОСТЬ ДО МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ

- **если передняя опора не встала на замок выпущенного положения:**

  ПРОЦЕДУРЫ ПОСАДКИ С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ ВЫПОЛНИТЬ

- **если основные опоры (или одна опора) или створки не сошли с замков убранного положения:**

  – АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ……ПРИМЕНИТЬ

- **если после аварийного выпуска шасси не встали на замки выпущенного положения:**

  ПРОЦЕДУРЫ ПОСАДКИ С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ ВЫПОЛНИТЬ.

LDG GEAR NOT DOWN

Если хотя бы одна стойка шасси не установлена на замок в выпущенном положении при заходе на посадку на высоте менее 800 ft и положении закрылков FLAP 3 или FULL.

– УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ……..ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

L/G GEAR NOT UPLOCKED

Шасси не зафиксировано на замке убранного положения

Рукоятка уборки-выпуска шасси в положении UP. Хотя бы одна стойка не встала на замок убранного положения.

- LDG GEAR .....DOWN
- МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА.....255KT
- МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА.....20 000 FT

Примечание: Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных шасси расход топлива увеличивается в среднем в 2.5 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FMS

LAND ASAP

L/G DOOR NOT CLOSED

Фюзеляжные створки не закрыты

- **информация о закрытии фюзеляжной створки не появилась после 28 сек. от начала постановки рукоятки LDG GEAR на уборку:**
  - LDG GEAR..... DOWN
  - МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ.....255 KT
  - МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА.....20 000 FT

Примечание: Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных шасси расход топлива увеличивается в среднем в 2,5 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FMS.

LAND ASAP

© ЗАО «ГСС»

L/G MAIN SYS FAULT

Отказ всех функций вычислителя LGSCU (уборки/основного выпуска опор шасси, управления носовой опорой, формирования сигнала обжатия шасси)

■ **на рулени:**

– РУЛЕНИЕ ……..……..ПРЕКРАТИТЬ

■ **на взлете (V < 80 kt):**

– ВЗЛЕТ ……..…….……ПРЕКРАТИТЬ

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……...……..ПРИМЕНИТЬ

■ **на взлете(V ≥ 80 kt):**

– ШАССИ……..…..НЕ УБИРАТЬ

– LDG GEAR……..DOWN

ПРИНЯТЬ РЕШЕНИЕ ОБ АЭРОДРОМЕ ПОСАДКИ

■ **в полете**

Перед выпуском шасси

– LDG GEAR……..……..……DOWN

– АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ……..ПРИМЕНИТЬ

■ **после посадки:**

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..……..ПРИМЕНИТЬ

– ВЫПУСК ИНЕРЦЕПТОРОВ……..…..ВРУЧНУЮ

НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ РН И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ.

© ЗАО «ГСС»

L/G WOW FAULT

Отказ функции обжатия шасси по 2-м каналам.

- **<u>на рулении (перед взлетом или после посадки):</u>**

  <u>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:</u>
  УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ НЕ РАБОТАЕТ

  – РУЛЕНИЕ……ПРЕКРАТИТЬ
  – WING ANTI-ICE……OFF
  – CAB PRESSURE……EMERG D-PRESS
  – ENG MASTEL+R……OFF

  <u>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:</u>
  ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА ДАТЧИКОВ СВС, ДВИГАТЕЛИ ВЫКЛЮЧИТЬ НЕ ПОЗДНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 3 МИН. ПОСЛЕ ПОЯВЛЕНИЯ СООБЩЕНИЯ L/G WOW FAULT.

  – APU……НЕ ЗАПУСКАТЬ

- **<u>на взлете (V < 80kt):</u>**

  – ВЗЛЕТ……ПРЕКРАТИТЬ
  – ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……ПРИМЕНИТЬ

  НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ РН И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ.

- **<u>на посадке:</u>**

  – ВЫПУСК ИНТЕРЦЕПТОРОВ……ВРУЧНУЮ
  – ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……ПРИМЕНИТЬ
  – НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ РН И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ.

© ЗАО «ГСС»

L/G GEAR FAULT

Отказ обоих каналов блока управления уборки/выпуска шасси

■ **на рулении:**

– РУЛЕНИЕ……..……ПРЕКРАТИТЬ

■ **на взлете(V < 80 kt):**

– ВЗЛЕТ……ПРЕКРАТИТЬ

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..……..…ПРИМЕНИТЬ

■ **на взлете (V ≥ 80 kt):**

– ШАССИ.....НЕ УБИРАТЬ

– LDG GEAR.....DOWN

ПРИНЯТЬ РЕШЕНИЕ ОБ АЭРОДРОМЕ ПОСАДКИ.:

■ **в полете:**

Перед выпуском шасси

– LDG GEAR.....DOWN

АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ……..……ПРИМЕНИТЬ

L/G GEAR SPEED PROT

Выпуск/уборка шасси запрещены из-за превышения скорости

СНИЗИТЬ СКОРОСТЬ ДО 215 КТ ПРИ УБОРКЕ ШАССИ.

СНИЗИТЬ СКОРОСТЬ ДО 255 КТ ПРИ ВЫПУСКЕ ШАССИ.

L/G NW STEER HI ANGLE

Поворот колес передней опоры более 90^0

РУЛЕНИЕ……..……ПРЕКРАТИТЬ

© ЗАО «ГСС»

L/G NW STEER FAULT

Отказ системы управления поворотом колес

■ **на посадке:**

– РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ ……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ…..ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– РЕЖИМ «MIN REV»(ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ)……..ИСПОЛЬЗОВАТЬ

L/G NW SELF ORIENT FAULT

Отказ системы самоориентирования колес передней опоры

– N/W STRG ……..……..ВКЛ

ЗАРУЛИТЬ НА СТОЯНКУ БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ БУКСИРОВЩИКА.

• **При наличии сообщения «L/G NW STEER FAULT»:**

– РУЛЕНИЕ……..ПРЕКРАТИТЬ

– ELEC 2A, 2B (НА ПАНЕЛИ УПРАВЛЕНИЯ HYD)……..…..OFF

– ТЯГАЧ ДЛЯ БУКСИРОВКИ…….……ВЫЗВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ

подготовка

– БОРТПРОВОДНИКОВ……..…ИНФОРМИРОВАТЬ

– УВД……..……..…ДОЛОЖИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРОИЗВЕСТИ ВЫРАБОТКУ ТОПЛИВА ДО МИНИМАЛЬНОГО ОСТАТКА.

■ **если не выпускается передняя стойка шасси:**

– ЗАДНЮЮ ЦЕНТРОВКУ……..……СОЗДАТЬ

■ **если не выпускается одна основная стойка шасси:**

– КРАН X-FEED……..……ON

ВЫКЛЮЧИТЬ ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ НА СТОРОНЕ С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ

– РАЗБАЛАНСИРОВКУ ТОПЛИВА…….....СОЗДАТЬ(ТВС)

– ТАБЛО «SEAT BELTS/NO SMOK»……..ON

– САЛОН И КАБИНУ……ПОДГОТОВИТЬ

- *Подготовить аварийно-спасательное оборудование*
- *Закрепить все возможное незакрепленное оборудование и вещи*
- *Ремни безопасности, включая наплечные, застегнуть*

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

– TAWS……...ВЫКЛ.

– LDG GEAR LEVER……..……..……..CHECK DOWN

– EMER LT……..……ON

– КНОПКА MODE (CAB PRESSURE)…..…....ПРОВЕРИТЬ AUTO

– EMERG D-PRESS……ON

– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ……..НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

– ДОКЛАД ОТ ЭКИПАЖА……..……..……ПОЛУЧИТЬ

перед посадкой:

– RAM AIR……..……..……ON

– ДАТЬ КОМАНДУ В САЛОН…..”ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ”

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

касание и дальнейшее движение

■ **если не выпускается передняя стойка шасси:**

– ДВИГАТЕЛИ…..……..…….ВЫКЛ.

Выключить двигатели до приземления самолета.

– НОС САМОЛЕТА……..….ВЫДЕРЖИВАТЬ ВВЕРХ

После приземления, выдерживать нос самолета вверх, не допуская касания о ВПП до тех пор, пока позволяет эффективность руля высоты. Затем плавно опустить.

– ТОРМОЖЕНИЕ..…….……..……ВЫПОЛНИТЬ

Торможение выполнять с учетом эффективности руля высоты.

■ **если не выпускается одна основная стойка шасси:**

– ДВИГАТЕЛИ…..……..…….....ВЫКЛ.

Двигатели выключить до приземления самолета.

– НОС САМОЛЕТА……..…….…….ОПУСТИТЬ

– КРЫЛО С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ…….ВВЕРХ

С помощью элеронов, как можно дольше, не опускать крыло с невыпущенным шасси.

– НАПРАВЛЕНИЕ…..…….…….....……..ВЫДЕРЖИВАТЬ

Выдерживайте направление на ВПП с помощью руля направления и тормозов.

■ **если не выпускается две основных стойки шасси:**

– ДВИГАТЕЛИ……..…….…….…….....ВЫКЛ.

Двигатели выключить до приземления самолета.

– УГОЛ ТАНГАЖА (ПРИ КАСАНИИ)……..……НЕ МЕНЕЕ (TBD)

Когда самолет остановился

– КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE……..……НАЖАТЬ

– КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU……..…..…НАЖАТЬ

– ЭВАКУАЦИЮ……..……..……НАЧАТЬ

– УВД…….……..……..……..ДОЛОЖИТЬ

© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ

– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ АВАРИЙНОМ ВЫПУСКЕ ШАССИ НЕ БОЛЕЕ……..170КТ

– КНОПКУ–ТАБЛО EMER EXTN.....…….НАЖАТЬ

На кнопке–табло EMER EXTN светится надпись DOWN.

При аварийном выпуске шасси рычаг выпуска шасси может находиться в любом положении.

– ИНДИКАЦИЮ ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ……...ПРОВЕРИТЬ

Примечание: После аварийного выпуска шасси фюзеляжные створки основных опор шасси остаются в открытом положении.

■ **ЕСЛИ ШАССИ ВЫПУСТИЛОСЬ:**

Во время посадки:

– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ НЕ ПРИМЕНЯТЬ, ВЫПОЛНЯТЬ ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ

■ **ЕСЛИ ШАССИ НЕ ВЫПУСТИЛОСЬ:**

– ВЫПОЛНИТЬ ПЕРЕМЕННОЕ СКОЛЬЖЕНИЕ НА ПРАВОЕ И ЛЕВОЕ КРЫЛО В ДИАПАЗОНЕ 1/3ХОДА ПЕДАЛИ.

– ЗНАКОПЕРЕМЕННУЮ ПЕРЕГРУЗКУ ± 0,1…...…СОЗДАТЬ

- **Если безуспешно**

  – ПРОЦЕДУРУ ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМ ШАССИ ВЫПОЛНИТЬ.

© ЗАО «ГСС»

РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКА ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ ШАССИ

Характеризуется сильным ударом (многократными ударами) в нижней части кабины экипажа.

■ **На взлете**

- **скорость до 80Kt:**
  - ВЗЛЁТ……..ПРЕКРАТИТЬ
  - РУЛЕНИЕ……..……..…ЗАПРЕЩЕНО

  Для освобождения ВПП вызвать тягач для буксировки
- **скорость больше 80Kt:**
  - ВЗЛЁТ…….ПРОДОЛЖИТЬ
  - ШАССИ…….НЕ УБИРАТЬ
  - МЕХАНИЗАЦИЮ КРЫЛА……..……НЕ УБИРАТЬ
  - УВД……..….ДОЛОЖИТЬ

ВОЗВРАТИТЬСЯ НА АЭРОДРОМ ВЫЛЕТА.

© ЗАО «ГСС»

4.33 ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

EMER LT NOT ARM 3
LDG SIGNS NOT SW ON 3
TO SIGNS NOT SW ON 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

EMER LT NOT ARM

Переключатель EMER LT в положении OFF после запуска двигателей

- **После запуска двигателей:**
  - EMER LT……ARM

TO SIGNS NOT SW ON

Светосигнальное табло НЕ КУРИТЬ (NO SMOKING) и ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ (SEAT BELTS) не включены на взлёте

- NO SMOK……ON
- SEAT BELTS……ON

LDG SIGNS NOT SW ON

Светосигнальное табло НЕ КУРИТЬ (NO SMOKING) и ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ (SEAT BELTS) не включены на посадке.

- NO SMOK……ON
- SEAT BELTS……ON

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

NAV ADS 1(2) FAULT 3
NAV ADS 1(2)(3) DATA DEGRADED 5
NAV ADS 1+2 FAULT 3
NAV ADS 1+2+3 FAULT 5
NAV ADS 1+3 FAULT 4
NAV ADS 2+3 FAULT 4
NAV ADS 3 FAULT 3
NAV ALT DISAGREE 9
NAV AOA DISAGREE 10
NAV ATT DISAGREE 8
NAV BARO REF DISAGREE 6
NAV EXTREME LATITUDE 9
NAV FMS 1(2) FAULT 11
NAV FMS 1+2 FAULT 11
NAV FMS POS DISAGREE 13
NAV GPS 1+2 FAULT 11
NAV GPS POS DISAGREE 14
NAV HDG DISAGREE 8
NAV ILS 1+2 FAULT 10
NAV IRS 1 (2) (3) ATT ONLY 14
NAV IRS 1(2) FAULT 6
NAV IRS 1+2 (1+3) (2+3) ATT ONLY 14
NAV IRS 1+2 FAULT 6
NAV IRS 1+2+3 ATT ONLY 14
NAV IRS 1+2+3 FAULT 7
NAV IRS 1+3 FAULT 7
NAV IRS 2+3 FAULT 7
NAV IRS 3 FAULT 6
NAV IRS NOT ALIGNED 14
NAV LS DISAGREE 11
NAV LS TUNING DISAGREE 11
NAV RA 1(2) FAULT 12
NAV RA 1+2 FAULT 12
NAV SBY/ADS ALT DISAGREE 9
NAV SBY/ADS SPD DISAGREE 9
NAV SBY/IRS ATT DISAGREE 10
NAV SPEED DISAGREE 8
SURV BOTH XPDR SELECTED 12
SURV TCAS FAULT 12
SURV WEATHER TGT DET 13
SURV WXR FAULT 13
SURV WXR TGT NOT ARMED 13
SURV XPDR 1 + 2 FAULT 12
SURV XPDR 1(2) FAULT 12
НЕДОСТОВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ 17
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ TAWS 20

© ЗАО «ГСС»

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ TCAS 15

© ЗАО «ГСС»

NAV ADS 1(2) FAULT

Отказ ADS1(2)

– AIR DATA (RCP)..... CAPT 3 (F/O 3)

Данные от ADS 3 на PFD 1(2)

– ADS1(2) ..... OFF

NAV ADS 3 FAULT

Отказ ADS 3

– AIR DATA (RCP)..... NORM

– ADS 3 ..... OFF

NAV ADS 1+2 FAULT

Отказ ADS 1+2

– AIR DATA (RCP)..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3

Данные от ADS 3 на PFD 1(2)

– ADS 1 ..... OFF

– ADS 2 ..... OFF

2/П (КВС) контроль параметров полета по резервному прибору (IESI).

– ЗАХОД ..... ПСП

© ЗАО «ГСС»

NAV ADS 1+3 FAULT

Отказ ADS 1+3

- PFD 2 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

При необходимости перераспределить функции экипажа

- AIR DATA (RCP) ..... NORM
- ADS 1 ..... OFF
- ADS 3 ..... OFF
- XPDR2 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

КВС контроль по резервному прибору (IESI)

- TAWS TERR ..... OFF
- TAWS SYS ..... OFF
- ЗАХОД ..... ПСП

NAV ADS 2+3 FAULT

Отказ ADS 2+3

- PFD 1 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

При необходимости перераспределить функции экипажа.

- AIR DATA (RCP) ..... NORM
- ADS 2 ..... OFF
- ADS 3 ..... OFF

2/П контроль по резервному прибору (IESI)

- ЗАХОД ..... ПСП

© ЗАО «ГСС»

NAV ADS 1+2+3 FAULT

Отказ ADS 1+2+3.

■ **Выполнение полёта**

– IESI.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– MAX SPEED .....280 KT/ 0.78M
– AIR DATA (RCP)..... NORM
– ADS1 ..... OFF
– ADS2 ..... OFF
– ADS3 ..... OFF

Контроль параметров полета по резервному прибору (IESI).

– TAWS TERR ..... OFF
– TAWS SYS..... OFF

Примечание: Использовать ручное управление давлением в кабине.

– MODE CAB PRESSURE ..... MAN
– MAN RATE..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
ПРОВЕРЬ ΔP=0 ПЕРЕД ОТКРЫТИЕМ ДВЕРЕЙ

NAV ADS 1(2)(3) DATA DEGRADED

Ухудшение характеристик воздушных данных в канале ADS1(2)(3)

– ПОКАЗАНИЯ PFD 1, PFD 2, IESI.....СРАВНИТЬ

• **при ухудшении характеристик ADS 1 или ADS 2**

– AIR DATA (RCP) ..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3

© ЗАО «ГСС»

NAV BARO REF DISAGREE

Рассогласование давлений или систем отсчета давлений КВС и 2/П

- УСТАНОВКУ ДАВЛЕНИЯ ..... ПРОВЕРИТЬ
- РАССОГЛАСОВАНИЕ ДАВЛЕНИЙ, СИСТЕМ ОТСЧЕТА ..... УСТРАНИТЬ

NAV IRS 1(2) FAULT

Отказ IRS 1(2)

- ATT/HDG (RCP)..... CAPT 3 (F/O 3)
- IRS 1(2) ..... OFF

NAV IRS 3 FAULT

Отказ IRS 3

- ATT/HDG (RCP)..... NORM
- IRS 3 ..... OFF

NAV IRS 1+2 FAULT

Отказ IRS 1+2

- ATT/HDG (RCP)..... CAPT 3
- IRS 1 ..... OFF
- IRS 2 ..... OFF
- ЗАХОД ..... ПСП

© ЗАО «ГСС»

NAV IRS 1+3 FAULT

Отказ IRS 1+3

- ATT/HDG (RCP)..... NORM
- IRS 1 ..... OFF
- IRS 3 ..... OFF
- ЗАХОД ..... ПСП

NAV IRS 2+3 FAULT

Отказ IRS 2+3

- ATT/HDG (RCP)..... NORM
- IRS 2 ..... OFF
- IRS 3 ..... OFF
- ЗАХОД ..... ПСП

NAV IRS 1+2+3 FAULT

Отказ IRS 1+2+3

■ **Выполнение полёта:**

- STBY COMPASS .....ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- IESI.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- MAX SPEED .....280 KT/ 0.78M

Полет с использованием данных на MCDU: ФПУ, ЗПУ, ЛБУ, Д до ППМ.
Режим индикации PLAN и DIRECT-TO на MCDU.
На PFD использовать данные H, V, VOR, ADF.

© ЗАО «ГСС»

NAV ATT DISAGREE

На PFD1 и PFD2 появляется предупреждающая сигнализация CHECK ATT, на EWD - сообщение IRS 1 (2) FAULT

- **если отказала IRS 1 или IRS 2:**
  - ATT/HDG (RCP)..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - IRS (ОТКАЗАВШУЮ) ..... OFF

NAV SPEED DISAGREE

На PFD1 и PFD2 появляется предупреждающая сигнализация CHECK CAS, на EWD - сообщение ADS 1 (2) FAULT

- **если отказала ADS 1 или ADS 2:**
  - AIR DATA (RCP)..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - ADS (ОТКАЗАВШУЮ)..... OFF

NAV HDG DISAGREE

На PFD1 и PFD2 появляется предупреждающая сигнализация CHECK HDG, на EWD - сообщение IRS 1 (2) FAULT

- **если отказала IRS 1 или IRS 2:**
  - ATT/HDG (RCP)..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - IRS (ОТКАЗАВШУЮ) ..... OFF

© ЗАО «ГСС»

NAV ALT DISAGREE

На PFD1 и PFD2 появляется предупреждающая сигнализация CHECK ALT, на EWD - сообщение ADS 1 (2) FAULT

- **если отказала ADS 1 или ADS 2:**
  - AIR DATA (RCP)..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - ADS (ОТКАЗАВШУЮ)..... OFF

NAV EXTREME LATITUDE

Превышение ограничения широты для использования магнитного курса

- TRUE / MAG ..... TRUE

NAV SBY/ADS SPD DISAGREE

Разница по скорости ADS1 и IESI

- ПЕРЕКРЁСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ ADS И IESI ..... ВЫПОЛНИТЬ

- **При отказе IESI:**
  - ПОКАЗАНИЯ IESI ПО СКОРОСТИ.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV SBY/ADS ALT DISAGREE

Разница по высоте ADC1 и IESI

- ПЕРЕКРЁСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ ADS И IESI ..... ВЫПОЛНИТЬ

- **При отказе IESI:**
  - ПОКАЗАНИЯ IESI ПО ВЫСОТЕ .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

NAV AOA DISAGREE

Разница показаний ADS более 2.5° по углу атаки.

– ПЕРЕКРЕСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ УГЛА АТАКИ НА PFD1 И НА PFD2 ..... ВЫПОЛНИТЬ

Попарно сравнить показания PFD 1 и PFD 2 путем переключения ADS3 на КВС или 2/П.

<u>Примечание:</u> До отключения отказавшей ADS с пульта на шкале угла атаки на PFD пропадают ограничения.

– AIR DATA SWTG (RCP) ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

– ADS (ОТКАЗАВШУЮ) ..... OFF

NAV SBY/IRS ATT DISAGREE

Разница данных о пространственном положении IRS1 и IESI

– ПЕРЕКРЁСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ КРЕНА И ТАНГАЖА НА PFD И IESI ..... ВЫПОЛНИТЬ

- **При отказе IESI:**

  – ПОКАЗАНИЯ IESI .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV ILS 1+2 FAULT

Отказ ILS 1+2

– ЗАХОД .....ПО СХЕМЕ НЕТОЧНОГО ЗАХОДА

© ЗАО «ГСС»

NAV LS TUNING DISAGREE

Обнаружена разница в определении кода опознавания системы посадки между MMR1 и MMR2

– НАСТРОЙКУ ILS ..... ПРОВЕРИТЬ
– РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ЗАХОДА ..... ПРИНЯТЬ

NAV LS DISAGREE

Обнаружена разница в показаниях индексов курса (глиссады) ILS 1 и 2

– РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ЗАХОДА ..... ПРИНЯТЬ

NAV FMS 1(2) FAULT

Отказ FMS 1 (2)

FMS 2 (1) используется для выполнения всех функций FMS

– FMS (RCP) ..... BOTH 2 (1)

NAV FMS 1+2 FAULT

Отказ FMS 1+2

– STBY NAV (RMP) ..... NAV
– ILS / VOR / ADF ..... ВЫБРАТЬ / НАСТРОИТЬ
– НАВИГАЦИЮ ПО VOR / DME, ADF, КООРДИНАТАМ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV GPS 1+2 FAULT

Отказ GPS 1+2

– ЗАХОД ПО GPS ..... НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

NAV RA 1(2) FAULT

Отказ RA 1 (2)

Действий не требуется.

NAV RA 1+2 FAULT

Отказ RA 1+2

– ЗАХОД ..... ПСП

SURV XPDR 1(2) FAULT

Отказ транспондера 1(2)

– XPDR 2(1) .....ИСПОЛЬЗОВАТЬ

SURV BOTH XPDR SELECTED

Выбраны одновременно XPDR1 и 2

– НА FMS 1 + 2 XPDR 1 ИЛИ 2 .....ИСПОЛЬЗОВАТЬ

SURV XPDR 1 + 2 FAULT

Отказ транспондера 1+2

– УВД ..... СООБЩИТЬ

SURV TCAS FAULT

Отказ TCAS

– УВД ..... СООБЩИТЬ

© ЗАО «ГСС»

SURV WXR FAULT

Отказ WXR

- WXR ..... OFF
- В ЗОНУ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ..... НЕ ВХОДИТЬ

SURV WEATHER TGT DET

Обнаружено опасное метеоявление по курсу

- ND 1 (2) WXR ..... ВЫБРАТЬ

SURV WXR TGT NOT ARMED

WXR выключен или пропадает изображение WXR со стороны КВС и 2/П.
WXR исправен, но не подготовлен.

- WXR ..... ON
- ND 1 (2) WXR ..... ВЫБРАТЬ
- TGT ..... НАЖАТЬ

NAV FMS POS DISAGREE

Разница определения местоположения между FMS 1 и 2

- FMS НЕЗАВИСИМЫЙ РЕЖИМ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- НЕКОРРЕКТНУЮ FMS ..... НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

NAV GPS POS DISAGREE

Разница определения местоположения между GPS 1 и 2

- РЕЖИМ HDG.....УСТАНОВИТЬ
- GPS 1+2.....ДЕСЕЛЕКТИРОВАТЬ
- ПОКАЗАНИЯ ГЛОНАСС И GPS.....СРАВНИТЬ
- НЕКОРРЕКТНУЮ GPS.....ОПРЕДЕЛИТЬ
- РАБОТОСПОСОБНУЮ GPS.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV IRS NOT ALIGNED

Одна из трех IRS находится в режиме выставки.

- ВВОД НАЧАЛЬНЫХ КООРДИНАТ .....ПРОВЕРИТЬ

NAV IRS 1 (2) (3) ATT ONLY

Самолет на рулении, а выставка IRS1(2)(3) не закончилась

NAV IRS 1+2 (1+3) (2+3) ATT ONLY

Самолет на рулении, а выставка IRS 1+2 (1+3) (2+3) не закончилась

NAV IRS 1+2+3 ATT ONLY

Самолет на рулении, а выставка IRS 1+2+3 не закончилась

© ЗАО «ГСС»

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ TCAS

- **уровень сообщения - «TA»: речевые сообщения «TRAFFIC»**
  - Не выполнять маневр, руководствуясь только сообщением TA
  - Попытаться визуально обнаружить воздушное судно, вызвавшее сообщение TA
- **уровень сообщения – предупредительное «RA», речевые сообщения «MONITOR VERTICAL SPEED»**
  - Выдерживать или установить вертикальную скорость вне красной зоны шкалы вертикальной скорости.
  - Попытаться визуально обнаружить конфликтующее воздушное судно.
  - УВД……..……ДОЛОЖИТЬ
    - **После речевого сообщения "CLEAR OF CONFLICT":**
      - Возобновить нормальную навигацию в соответствии с планом полета.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **<u>уровень сообщения - корректирующие «RA»: все речевые сообщения типа «CLIMB» и «DESCEND» или «MAINTAIN VERTICAL SPEED MAINTAIN» или «ADJUST VERTICAL SPEED ADJUST»</u>**
  - Быстро и плавно реагировать на сообщение «RA».
  - АВТОПИЛОТ (ЕСЛИ ВКЛЮЧЕН)……..ВЫКЛ
  - FD..……...……..……OFF
  - Установить вертикальную скорость в пределах зеленой зоны шкалы вертикальной скорости.

<u>Примечание</u>: Избегать чрезмерного маневрирования для выдерживания вертикальной скорости в пределах зеленой зоны шкалы вертикальной скорости.
Если необходимо, использовать весь диапазон скоростей, от скорости с максимальным углом атаки (α max) до V max.

  - Попытаться визуально обнаружить воздушное судно, вызвавшее сообщение RA
  - УВД……..……ДОЛОЖИТЬ

- **После речевого сообщения «CLEAR OF CONFLICT»:**
  - Возобновить нормальную навигацию в соответствии с планом полета.

AP/FD могут быть включены.

<u>ВНИМАНИЕ</u>
Выполнить процедуру GO AROUND если сообщение «RA»: «CLIMB» или «INCREASE CLIMB» включились на предпосадочной прямой.

<u>Примечание:</u> Сообщения RA блокируются на высоте ниже 900 ft.

© ЗАО «ГСС»

НЕДОСТОВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ

ВНИМАНИЕ

Во всех случаях недостоверных показаний скорости, пилоты должны определить отказавший канал ADS, выключить его.

НЕМЕДЛЕННО ВЫПОЛНИТЬ СЛЕДУЮЩИЕ ДЕЙСТВИЯ:

- AP/FD (ЕСЛИ ПОДКЛЮЧЕН)……..OFF
- A/T (ЕСЛИ ПОДКЛЮЧЕН)…..……..DISC
- ЗАКРЫЛКИ…….....….ТЕКУЩЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ
- УГОЛ АТАКИ И ТАНГАЖА ……СОГЛАСНО ТАБЛИЦЕ

Примечание: Если отказ произошел в конфигурации FULL или при уходе на второй круг, механизацию убрать в положение "FLAPS 3".

- SPEED BRAKE…….....…..……..ПРОВЕРИТЬ, УБРАНЫ
- ШАССИ…….....УБРАНЫ, ПОСЛЕ ВЗЛЁТА

ПРИ ОТКАЗЕ НА ВЗЛЕТЕ ДО accel alt:

Фаза взлета	FLAPS	Масса, x1000 кг	Тангаж / Угол атаки	Режим двигателя
До accel ALT V_2+10	"1+F","2"	35-45	13º	NTO
			7º	MCL

- **когда набор стабилизирован**
  - ОБОГРЕВ ДАТЧИКОВ И СТЕКОЛ……..……..ON
  - ТРАЕКТОРИЮ ПОЛЕТА……..…..……ВЫДЕРЖИВАТЬ
- **когда достигнута высота круга**
  - ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ……..……..УСТАНОВИТЬ
  - ИНДИКАЦИЮ СКОРОСТЕЙ…….ПРОВЕРИТЬ
  - ОТКАЗАВШИЙ "ADS"……..……..…..……OFF
  - ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ ВЫЛЕТА……..…ВЫПОЛНИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

– УГОЛ АТАКИ И ТАНГАЖА УСТАНОВИТЬ СОГЛАСНО ТАБЛИЦЕ:

	FL, FT	V КТ	Масса, X1000 кг	Тангаж, градусы	Угол атаки, градусы
Flaps 2	15-50	150	35	7°	7°
		160	40		
Flaps 1+F		200	35	4°	4°
		200	40		

- *Если угол атаки больше чем в таблице, то необходимо увеличить режим работы двигателя,*
- *Если угол атаки меньше чем в таблице, то необходимо уменьшить режим работы двигателя*

ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ НАБОРА ЭШЕЛОНА

– МЕХАНИЗАЦИЮ КРЫЛА.....УБРАТЬ

Уборка механизации выполняется с конфигурации "2" в конф. "1", или с конфигурации "1+F" или "1" в конф. "0". После уборки механизации крыла использовать таблицу «Набор эшелона» для продолжения полета.

– РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ.....”CLIMB”

– УГОЛ АТАКИ И ТАНГАЖА СОГЛАСНО ТАБЛИЦЕ:

НАБОР ЭШЕЛОНА

“V”, КТ	Масса, x1000 кг	Эшелон, FT	Тангаж, градусы	Угол атаки, градусы	Режим, N1 %
250	35-45	30-100	10	2	CLB
280	35-45	100-320	6		
0.78	35-45	Более 320	3		

крейсерский полет

“V”, КТ	Масса, x1000 кг	Эшелон, FT	Тангаж, градусы	Угол атаки, градусы	Режим, N1 %
280	35-45	100-320	2	2	
0.78	35-45	Более 320	2	2	

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

СНИЖЕНИЕ

"V", КТ	Масса, x1000 кг	Эшелон, FT	Тангаж, градусы	Угол атаки, градусы	Режим, N1 %
0.78	35-40	Более 320	-3	2	IDLE
280	35-40	320-100	-2	2	
250	35-40	Менее 100	-1	3	

Заход на посадку (Высота 1500 ft)

"V", КТ	Масса, x1000 кг	V, КТ	Тангаж, градусы	Угол атаки, градусы	Режим, N1 %
FLAPS 0	35	215	4	4	
	40	225	5	5	
FLAPS 1 V_S	35	200	5	5	
	40	200	6	6	
FLAPS 2 V_F	35	150	6	6	
	40	160	7	7	
FLAPS 3 V_F	35	140	5	5	
	40	150	6	6	
FLAPS FULL V_{LS}+10	35	135	4	4	
	40	145	4	4	

СНИЖЕНИЕ НА ПОСАДОЧНОЙ ПРЯМОЙ (Высота менее 1500 ft)

"V", КТ	Масса, x1000 кг	V, КТ	Тангаж, градусы	Угол атаки, градусы	Режим, N1 %
FLAPS "3"	35-40 Более 40	V_{LS}+10	2	5	
FLAPS "FULL"	35-40 Более 40		1	4	

© ЗАО «ГСС»

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ TAWS

Примечание: При выполнении полета по IFR или ночью при появлении предупреждающей сигнализации системы TAWS приведенные процедуры выполнить незамедлительно, не пытаясь оценить ситуацию.

■ «TERRAIN TERRAIN PULL UP PULL UP»

Аварийное речевое сообщение: ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ ТЯНИ ВВЕРХ, ТЯНИ ВВЕРХ.
На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись P/UP.
Чрезмерная скорость сближения с земной поверхностью

ОДНОВРЕМЕННО:

- АР……..…….....OFF
- МАНЕВР ПО УХОДУ ОТ ПРЕПЯТСТВИЯ, НАЧАТЫЙ ПО ПРОЦЕДУРЕ «TERRAIN AHEAD», ……ПРОДОЛЖИТЬ С НАБОРОМ ВЫСОТЫ
- ТАНГАЖ…….КАК ТРЕБ
- РУД……..……..…….....NTO
- SPEED BRAKE……..……ПРОВЕРИТЬ,RET

■ «AVOID TERRAIN»

Аварийное речевое сообщение: УКЛОНИСЬ ЗЕМЛЯ.
На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись P/UP.
Скорость сближения с земной поверхностью не позволяет предотвратить столкновение выполнением набора высоты

- ОТВОРОТ ОТ ПРЕПЯТСТВИЯ С УЧЕТОМ ВСЕЙ ИМЕЮЩЕЙСЯ ИНФОРМАЦИИ ……ВЫПОЛНИТЬ

- **когда траектория безопасна и речевое сообщение прекращается:**
  - ТАНГАЖ……..……..……..УМЕНЬШИТЬ
  - СКОРОСТЬ……УВЕЛИЧИТЬ

- **когда скорость больше V_{LS} и вертикальная скорость положительная:**

  СОЗДАТЬ НУЖНУЮ КОНФИГУРАЦИЮ САМОЛЕТА

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **«TERRAIN AHEAD»:**

Предупреждающее речевое сообщение: ВПЕРЕДИ ЗЕМЛЯ
На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись TAWS.
Раннее предупреждение о сближении с земной поверхностью

ОДНОВРЕМЕННО:

– АР……OFF
– МАНЕВР ПО УХОДУ ОТ ПРЕПЯТСТВИЯ…….ВЫПОЛНИТЬ
– ТАНГАЖ……КАК ТРЕБ
– РУД……КАК ТРЕБ
– SPEED BRAKE (ЕСЛИ ВЫПУЩЕНЫ)……RET

■ **«TERRAIN TERRAIN» или «TOO LOW TERRAIN»:**

Предупреждающее речевое сообщение: ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ или НИЗКО ЗЕМЛЯ
На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись TAWS.
Опасная скорость сближения с земной поверхностью

– Отрегулировать траекторию полета или начать процедуру ухода на второй круг

■ **«SINK RATE» или «DON'T SINK»:**

Предупреждающее речевое сообщение: ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ или НЕ СНИЖАЙСЯ
Недопустимая вертикальная скорость снижения или снижение (потеря высоты) после взлета или ухода на второй круг

– Отрегулировать тангаж и режим работы двигателя, так чтобы предупреждение прекратилось.

■ **«TOO LOW GEAR» или «TOO LOW FLAPS»:**

Предупреждающее речевое сообщение: НИЗКО ШАССИ или НИЗКО ЗАКРЫЛКИ
Приближение к земле не в посадочной конфигурации

– Проверить и изменить конфигурацию самолета или выполнить уход на второй круг.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ «GLIDE SLOPE»:

Предупреждающее речевое сообщение: ГЛИССАДА
Недопустимое отклонение вниз от линии глиссады
– ВОССТАНОВИТЬ ПОЛЕТ ПО ГЛИССАДЕ

- **при заходе на посадку по неточным системам**

  – G/S MODE……..OFF

  Отключить режим G/S MODE на пульте TAWS, если предполагается преднамеренный полет ниже глиссады.

© ЗАО «ГСС»

4.35 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

OXY AUTO OXY PASS FAULT 3
OXY NO OXY FOR CREW 3
OXY OXY EMERG RESERVE 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

OXY NO OXY FOR CREW

Нет кислорода для экипажа

■ **при отсутствии разгерметизации или задымления:**

– СОСТОЯНИЕ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ.....ПРОВЕРИТЬ

– ПОДАЧУ КИСЛОРОДА К КИСЛОРОДНЫМ МАСКАМ.....ПРОВЕРИТЬ

- **при отсутствии подачи кислорода к кислородным маскам:**

– СНИЖЕНИЕ ДО FL 100 / MEA.....ВЫПОЛНИТЬ

OXY AUTO OXY PASS FAULT

Отказ кислородного оборудования для пассажиров

■ **В УСЛОВИЯХ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИИ:**

– КНОПКУ PASS OXY.....НАЖАТЬ

– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ до FL 100/ MEA.....ВЫПОЛНИТЬ

OXY OXY EMERG RESERVE

Аварийный остаток кислорода - p< 690 psi

■ **при отсутствии разгерметизации или задымления:**

– ЗАПАС КИСЛОРОДА..... ПРОВЕРИТЬ

- **при давлении кислорода в баллоне менее 690 PSI или отсутствии индикации цифрового значения давления кислорода в баллоне**

– СНИЖЕНИЕ ДО FL 100 / MEA.....ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.36 ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

AIR APU BLEED LEAK 3
AIR APU DET LEAK FAULT 4
AIR L (R) BLEED LEAK 3
AIR L (R) DET LEAK FAULT 4
AIR L (R) ENG BLEED LO PR 3
AIR L (R) X-BLEED CLOSED 3
AIR X-BLEED NOT CLOSED 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

AIR L (R) ENG BLEED LO PR

Низкое давление лев. (прав.) BAS

– ТЯГУ ДВИГАТЕЛЯ L(R) ПО ВОЗМОЖНОСТИ..УВЕЛИЧИТЬ

- **если сообщение не пропало:**
  – КНОПКА-ТАБЛО L (R) AIR……..……OFF
  – СНИЖЕНИЕ ДО FL250…….……...ВЫПОЛНИТЬ

AIR L (R) BLEED LEAK

Утечка лев. (прав.) BAS

– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ЗАКРЫТИЕ L(R) AIR .....ПРОВЕРИТЬ
– СНИЖЕНИЕ ДО FL250…….……...ВЫПОЛНИТЬ

Избегать условий обледенения

AIR X-BLEED NOT CLOSED

Оба клапана CBV не закрыты

Примечание: Сообщение выводится совместно с сообщением AIR R AIR FAULT.

– R AIR……OFF
СНИЖЕНИЕ ДО FL250……...ВЫПОЛНИТЬ

AIR L (R) X-BLEED CLOSED

Левый (правый) CBV закрыт

ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЕН

Примечание: Сообщение выводится только на земле.

AIR APU BLEED LEAK

Утечка отбора APU

– APU BLEED НА ПУЛЬТЕ AIR……OFF

© ЗАО «ГСС»

AIR L (R) DET LEAK FAULT

Отказ системы обнаружения утечки в линии левого (правого) двигателя
ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЕН
Примечание: Обнаруживается только на земле до запуска двигателей

AIR APU DET LEAK FAULT

Отказ системы обнаружения утечки в линии отбора от APU
ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЕН
Примечание: Обнаруживается только на земле до запуска двигателей и APU

© ЗАО «ГСС»

4.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

APU ABNORMAL 3
APU AUTO SHUTDOWN 3
APU DOOR NOT CLSD 3
APU OVERSPEED 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

APU OVERSPEED

Произошёл автоматический защитный останов APU при скорости вращения более 106%

- КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW……..……НАЖАТЬ
- (НАДПИСЬ ON НА КНОПКЕ-ТАБЛО APU MASTER SW НЕ СВЕТИТСЯ)

APU ABNORMAL

APU работает с отклонениями параметров от нормы до достижения превышения ограничений, приводящих к выключению.

- КНОПКУ-ТАБЛО APU START/STOP……...НАЖАТЬ

  Надпись ON на кнопке-табло START/STOP гаснет.
- КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW……НАЖАТЬ

  (Надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW не светится)

APU DOOR NOT CLSD

Створка не закрылась после выключения APU.

- КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW……...НАЖАТЬ

  (надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW светится)
- ОБОРОТЫ АВТОРОТАЦИИ APU …….КОНТРОЛИРОВАТЬ (*НЕ БОЛЕЕ 4%)*
- КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW……...НАЖАТЬ

  (надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW не светится)

<u>Примечание:</u> 1.При увеличении скорости контроль повторить
2. Расход топлива на крейсерском режиме полета из-за открытой створки APU увеличивается на 1.5%
3. Если обороты авторотации превысили 4 % -произвести запись в бортжурнал

APU AUTO SHUTDOWN

Любое автоматическое выключение APU , включая аварийное выключение.

- КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW……..……..НАЖАТЬ

  (надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW не светится)

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

4.52 ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ

DOORS AFT CARGO NOT CLSD 5
DOORS AFT PASS NOT CLSD 3
DOORS AFT S RV NOT CLSD 4
DOORS AVIONICS NOT CLSD 6
DOORS FWD CARGO NOT CLSD 4
DOORS FWD HATCH NOT CLSD 5
DOORS FWD PASS NOT CLSD 3
DOORS FWD SERV NOT CLSD 4
DOORS L HATCH NOT CLSD 5
DOORS R HATCH NOT CLSD 6
DOORS SLIDE NOT ARMED 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

DOORS SLIDE NOT ARMED

Трап не взведен

РУЧКУ СЕЛЕКТОРА АВАРИЙНОГО ТРАПА ..... ARMED

DOORS FWD PASS NOT CLSD

Передняя входная дверь не закрыта

Кабинный экипаж может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS AFT PASS NOT CLSD

Задняя входная дверь не закрыта

Кабинный экипаж в пассажирском салоне может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

© ЗАО «ГСС»

DOORS FWD SERV NOT CLSD

Передняя служебная дверь не закрыта

Кабинный экипаж может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS AFT S□RV NOT CLSD

Задняя служебная дверь не закрыта

Кабинный экипаж в пассажирском салоне может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS FWD CARGO NOT CLSD

Передняя грузовая дверь не закрыта

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

© ЗАО «ГСС»

DOORS AFT CARGO NOT CLSD

Задняя грузовая дверь не закрыта

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS FWD HATCH NOT CLSD

Люк переднего техотсека не закрыт

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS L HATCH NOT CLSD

Люк левого техотсека не закрыт

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

© ЗАО «ГСС»

DOORS R HATCH NOT CLSD

Люк правого техотсека не закрыт

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS AVIONICS NOT CLSD

Люк отсека авионики не закрыт

в полете

высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

© ЗАО «ГСС»

4.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ENG DUAL FAILURE 10
ENG FLEX TEMP OUT OF RNG 18
ENG L(R) ALTERNATE MODE 7
ENG L(R) BLEED STATUS FAULT 9
ENG L(R) COMP CTRL FAULT 26
ENG L(R) DECU FAULT 7
ENG L(R) DECU HI TEMP 25
ENG L(R) EGT OVERLIMIT 18
ENG L(R) EIU FAULT 8
ENG L(R) EOSU HI TEMP 25
ENG L(R) FADEC SYS FAULT 26
ENG L(R) FAIL 13
ENG L(R) FLAME OUT 24
ENG L(R) FRV NOT CLSD 25
ENG L(R) FRV NOT OPEN 25
ENG L(R) FUEL CTRL FAULT 7
ENG L(R) FUEL VLV NOT CLSD 6
ENG L(R) FUEL VLV NOT OPEN 6
ENG L(R) HI N1 / N2 / EGT 16
ENG L(R) HI VIB 19
ENG L(R) IMPENDING STALL 15
ENG L(R) LOW THRUST 13
ENG L(R) MAX TIME LIMIT 24
ENG L(R) N1 / N2 OVERLIMIT 17
ENG L(R) OIL HI TEMP 3
ENG L(R) OIL LO LVL 4
ENG L(R) OIL LO PR 3
ENG L(R) OIL TEMP OVERLIMIT 3
ENG L(R) OVER THR PROT FAULT 5
ENG L(R) OVER THRUST 14
ENG L(R) OVSPD PROT FAULT 4
ENG L(R) OVSPD 4
ENG L(R) REV FAULT 9
ENG L(R) REV PRESSURIZED 24
ENG L(R) REV UNLOCKED 8
ENG L(R) SENSOR FAULT 7
ENG L(R) STALL 16
ENG L(R) START FAULT NO IGN 22
ENG L(R) START FAULT 21
ENG L(R) START STALL 23
ENG L(R) START VLV NOT CLSD 5
ENG L(R) START VLV NOT OPEN 6
ENG L(R) STOP TCM MODE 14
ENG L(R) T/O TIME LIMIT 23
ENG L(R) THR LEVER FAULT 8
ENG L(R) VIB DET FAULT 9
ENG L+R FUEL FILTER CLOG 6

© ЗАО «ГСС»

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ 28
ПРОЦЕДУРА ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ 27

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) OIL TEMP OVERLIMIT

Левый (правый) двигатель температура масла выше допустимой.

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*……..ОТКЛ

– THR LEVER L(R)……..IDLE

– ENG MASTER L(R)……..OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ»……..ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) OIL HI TEMP

Левый (правый) двигатель высокая температура масла.

– THR LEVER L(R) ……УМЕНЬШИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ *(ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА)*

– ТЕМПЕРАТУРУ МАСЛА ……..КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **Если температура масла не уменьшается**
  – GEN L(R)……OFF

ENG L(R) OIL LO PR

Левый (правый) двигатель низкое давление масла.

– ДАВЛЕНИЕ МАСЛА……..ПРОВЕРИТЬ

- **Если давление < 13 PSI:**

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*……ОТКЛ

– THR LEVER L(R)……IDLE

– ENG MASTER L(R)……OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» ……ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) OIL LO LVL

Левый (правый) двигатель низкий уровень масла.

– ДАВЛЕНИЕ И ТЕМПЕРАТУРУ МАСЛА……КОНТРОЛИРОВАТЬ

ENG L(R) OVSPD

Левый (правый) двигатель превышение оборотов N1 или N2.

Произошло автоматическое выключение двигателя. N2<62,5%

На взлёте или при уходе на 2 круг

– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМА MAX *(РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……КОНТРОЛИРОВАТЬ / ВКЛЮЧИТЬ

На индикаторе режима работы двигателя появляется зелёная надпись MAX

Отключение и повторное включение режима MAX работающего двигателя в случае его автоматического включения производить кнопкой-табло ENG APR.

В полёте на H>400ft

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*……ОТКЛ

– THR LEVER L(R)……IDLE

– ENG MASTER L(R)……OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» ……ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) OVSPD PROT FAULT

Левый (правый) двигатель отказ защиты от превышения оборотов.

При запуске на земле

– ЗАПУСК……ПРЕКРАТИТЬ

– ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК……ВЫПОЛНИТЬ

- **Если сообщение появляется при повторном запуске;**

  ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЁН

В полёте

Уведомление экипажу

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) OVER THR PROT FAULT

Левый (правый) двигатель отказ защиты от превышения тяги.

При запуске на земле

– ЗАПУСК……ПРЕКРАТИТЬ

– ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК……...ВЫПОЛНИТЬ

- **Если сообщение появляется при повторном запуске:**

  – СЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК……НЕ ВЫПОЛНЯТЬ

В полёте

Уведомление экипажу

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) START VLV NOT CLSD

Левый (правый) двигатель не закрыт клапан SAV воздушного турбостартера.

– L+R AIR……..……..……..……..……OFF

– APU BLEED……...……..……..……...OFF

■ **В полёте**

– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ……НАДЕТЬ

– СНИЖЕНИЕ ДО FL100 ИЛИ MEA *(ЧТО ВЫШЕ)*…….ВЫПОЛНИТЬ

– КНОПКА -ТАБЛО RAM AIR (*НА ЭШЕЛОНЕ МЕНЕЕ FL100)* ……ON

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ИЗБЕГАТЬ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

■ **На земле**

– ENG MASTER L(R)……..……..OFF

– ENG START……..……..……..OFF

- **При запуске от УВЗ**

  – ПОДАЧУ ВОЗДУХА ОТ УВЗ……...ОТКЛЮЧИТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) START VLV NOT OPEN

Левый (правый) двигатель не открыт клапан SAV воздушного турбостартера.

– ENG MASTER L(R)……OFF

– ENG START……OFF

В ПОЛЁТЕ

– ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ *(ОТ АВТОРОТАЦИИ)»* ……ВЫПОЛНИТЬ

ENG L+R FUEL FILTER CLOG

Топливные фильтры левого и правого двигателя засорены.

LAND ASAP

ENG L(R) FUEL VLV NOT CLSD

Левый (правый) двигатель не закрыт топливный клапан HPSOV.

Для выключения двигателя

– ENG L(R) FIRE……НАЖАТЬ

ENG L(R) FUEL VLV NOT OPEN

Левый (правый) двигатель не открыт топливный клапан HPSOV.

При запуске на земле

– ENG MASTER L(R)……OFF

При запуске в полете

- **Если FF = 0**

  – ENG MASTER L(R)……OFF/ 10 СЕК ON

- **Если FF > 0**

  ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

  Неисправен датчик положения клапана HP SOV

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) FUEL CTRL FAULT

Левый (правый) двигатель отказ управления подачей топлива.

– AT……..……..OFF

– THR LEVER L(R)……ПОЛОЖЕНИЕ НЕ МЕНЯТЬ *(ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА)*

- **При необходимости изменения режима работы двигателя**

  – THR LEVER L(R)……..……...ПЕРЕМЕЩАТЬ ПЛАВНО

ENG L(R) ALTERNATE MODE

Левый (правый) двигатель альтернативный режим.

Возможно увеличение режима работы двигателя

– THR LEVER L(R) ……IDLE(*НА ВРЕМЯ НЕ МЕНЕЕ2 СЕК)*

– THR LEVER L(R) ……УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ

ENG L(R) SENSOR FAULT

Левый (правый) двигатель отказ датчиков.

– AT..……..OFF

– THR LEVER L(R)……..……ПОЛОЖЕНИЕ НЕ МЕНЯТЬ *(ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА)*

- **При необходимости изменения режима работы двигателя**

  – THR LEVER L(R)……..…ПЕРЕМЕЩАТЬ ПЛАВНО

ENG L(R) DECU FAULT

Левый (правый) двигатель отказ блока DECU.

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*…….....ОТКЛ

– THR LEVER L(R)……..……..……IDLE

– ENG MASTER L(R) ……..……..……...OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» …… ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) EIU FAULT

Левый (правый) двигатель отказ концентратора данных EIU. Двигатель переходит на ALTERNATE MODE.

– THR LEVER L(R).....IDLE (*НА ВРЕМЯ НЕ МЕНЕЕ2 СЕК)*

– THR LEVER L(R).....УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ

– ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ… УЧИТЫВАТЬ

ENG L(R) THR LEVER FAULT

Левый (правый) двигатель отказ рычага управления.

- **Если неисправный двигатель перешел на режим IDLE :**

  – THR LEVER L(R).....IDLE

  – ПЛАН ПОЛЁТА.....ИЗМЕНИТЬ (*ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*

  Использовать данные для полёта с одним работающим двигателем

- **Если**

Режим работы двигателя не уменьшается или РУД не двигается (заклинен) и при этом повышенный режим работы двигателя не позволяет обеспечить требуемые параметры полёта

или

На H<1500фт появляется сообщение «ENG L(R) T/O TIME LIMIT» или «ENG L(R) MAX TIME LIMIT)»:

– АР *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*.....ОТКЛ

– ENG MASTER L(R).....OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» .....ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) REV UNLOCKED

Левый (правый) двигатель реверс не заблокирован.

Отказ L(R) реверса

ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ… УЧИТЫВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) REV FAULT

Левый (правый) двигатель отказ реверса.

Отказ L(R) реверса

ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ… УЧИТЫВАТЬ

- **Если сообщение «ENG L(R) REV FAULT» появилось на пробеге, после перевода THR LEVER L(R) в положение IDLE:**
  – ENG MASTER L(R)……..……..……..……..……OFF

ENG L(R) BLEED STATUS FAULT

Левый (правый) двигатель не имеет информации по конфигурации СКВ.

Примечание: Возможно увеличение режима работы двигателя.

В ПОЛЕТЕ ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) VIB DET FAULT

Отказ системы контроля вибрации.

- **При тактильном ощущении вибрации:**
  – THR LEVER L(R)……ИЗМЕНИТЬ РЕЖИМ ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ ВИБРАЦИИ

© ЗАО «ГСС»

ENG DUAL FAILURE

Отказ двух двигателей

– THR LEVERS L+R……..……..……...IDLE

– ENG MASTERS L+R…….....OFF

– RAT……..ПРОВЕРИТЬ ВЫПУСК И ПОДКЛЮЧЕНИЕ

Проверить автоматический выпуск и подключение RAT по свечению надписей DOWN и ON на кнопке-табло RAT GEN, при необходимости продублировать выпуск RAT вручную.

– МНЕМРКАДР«HYD» ……КОНТРОЛЬ

Проверить включение ELEC2A и отключение ELEC2B

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

НА ВЫСОТЕ ВЫШЕ 20000FT И АВТОРОТАЦИИ <16% НАДЁЖНЫЙ ЗАПУСК НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ

– КНОПКА-ТАБЛО WINDOW PROB……MAN

– ПОЛЕТ…….....В НАПРАВЛЕНИИ ПРЕДПОЛАГАЕМОЙ ПОСАДКИ

- *PF начинать маневрирование сразу после появления сообщения*
- *Учитывать рельеф и безопасные высоты*
- *Дистанция планирования при снижении на 1000 ft в зависимости от полётного веса и скорости.*

Полетный вес, кг	*28000*	*32000*	*36000*	*40000*
	Дистанция, nm/1000ft			
GREEN DOT	*2.3*	*2.4*	*2.5*	*2.5*
280 KIAS	*1.6*	*1.8*	*2.0*	*2.1*

– ПУЛЬТ RMP……OFF

– ДЛЯ ВВОДА ДАННЫХ В VHF1/HF1/ATC1……ИСПОЛЬЗОВАТЬ FMS

Если радиосвязь со службой УВД отсутствует, установить код опознавания 7700 и передавать аварийное сообщение на частоте 121,5 MHZ, используя радиостанцию VHF1, или на частоте 2182 KHZ или 8364 KHZ, используя радиостанцию HF1.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **Если запуск APU возможен**

– FL<370, APU…… ЗАПУСТИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
1,РАЗРЕШАЕТСЯ ТОЛЬКО ОДНА ПОЫТКА ЗАПУСКА APU

– ГЕНЕРАТОР APU…… ПРОВЕРИТЬ ПОДКЛЮЧЕНИЕ

Надпись ON на кнопке-табло APU GEN светится зеленым цветом

– RAT GEN……НАЖАТЬ

Проверить отключение RAT по погасанию надписи ON на кнопке-табло RAT GEN

– МНЕМОКАДР «HYD» НА EWD……КОНТРОЛЬ

Проверить включение ELEC1 и ELEC2B

- **FL<200, скорость > 280kt (в области гарантированного запуска от авторотации)**

– ENG START.....IGN/ON

– ENG MASTERS L+ R…….....ON

– ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ……КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **Если нет увеличения EGT в течении 30 секунд:**

– ENG MASTER *(ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....OFF/ 10 СЕК ON

- **После запуска ENG L(R) и подключения его генератора (если генератор APU не подключен):**

– RAT GEN……НАЖАТЬ

Проверить отключение RAT по погасанию надписи ON на кнопке-табло RAT GEN

– P. «HYD» ……КОНТРОЛЬ

Проверить включение ELEC3 (ELEC1) и ELEC2B

- **H<14000 ft , если APU работает**

– СКОРОСТЬ……GREEN DOT

– ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ (ОТ APU)» …….....ВЫПОЛНИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **FL=100 , ЕСЛИ ДВИГАТЕЛЬ ЗАПУСТИТЬ НЕ УДАЛОСЬ**
  - ПОДГОТОВКУ К ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКЕ.....НАЧАТЬ
  - ДАВЛЕНИЕ QNH (*НА ВЫСОТЕ GRID MORE ИЛИ НА МИНИМАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОЙ ВЫСОТЕ)* .....УСТАНОВИТЬ
- **При 5000 ft AGL над предполагаемым местом посадки**
  - **При принятии решения о вынужденной посадке на воду:**
    ПРОЦЕДУРУ «ПОСАДКА НА ВОДУ»…..……..…ВЫПОЛНИТЬ
  - **При принятии решения о вынужденной посадке на аэродром/площадку:**
    - FLAPS…….....FLAPS 2
    - LANDING GEAR ……..……ВЫПУСТИТЬ АВАРИЙНО
    - СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ……..…….……155KT
    - ELEC 2B……..…….ON
    - **Перед выравниванием:**
      - КОМАНДУ В САЛОН «ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ» ……ОТДАТЬ
      - ENG MASTERS (L+R)…….....OFF
      - КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE……..……...PUSH
    - **После посадки:**
      - PARK/ALTN BRAKE……..……....ПРИМЕНИТЬ
      - КНОПКИ AGENT 1 (L+R), APU *(ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*.....НАЖАТЬ
      - ЭВАКУАЦИЮ *(ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*……..……..НАЧАТЬ
      - BAT 1,2,3,4 *(ПЕРЕД ПОКИДАНИЕМ САМОЛЁТА)*……OFF

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) FAIL

Левый (правый) двигатель отказ.

При самовыключении двигателя быстро уменьшаются FF, EGT , N1, N2<62,5%

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*……..ОТКЛ

– THR LEVER L(R) ……..……..……..……..……IDLE

– ENG MASTER L(R) ……...OFF

– ENG START ……..……IGN/ON

ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» ……..…ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) LOW THRUST

Левый (правый) двигатель низкая тяга.

На взлёте после V1 или при уходе на 2 круг:

– THR LEVER L(R)……..……УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ MAX

На индикаторе режима работы двигателя появляется зелёная надпись MAX

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) OVER THRUST

Левый (правый) двигатель превышение по тяге

– THR LEVER L(R).....УМЕНЬШИТЬ РЕЖИМ ДО ИСЧЕЗНОВЕНИЯ СООБЩЕНИЯ «ENG L(R) OVER THRUST»

- **Если повышенный режим работы двигателя не позволяет обеспечить требуемые параметры полёта:**

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*.....ОТКЛ

– ENG MASTER L(R).....OFF

ENG L(R) STOP TCM MODE

Левый (правый) двигатель остановлен автоматически функцией TCM на земле, N2<62,5%

– THR LEVER L(R).....IDLE

– ENG MASTER L(R).....OFF

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) IMPENDING STALL

Левый (правый) двигатель предпомпажные явления.

– ENG L(R) THR LEVER…….IDLE

– ENG L(R) ПАРАМЕТРЫ N1, N2, EGT, VIB……ПРОВЕРИТЬ

- **Если параметры в норме:**
  – WING A-ICE.....ON
  – ENG L(R) A-ICE.....ON
  – THR LEVER L(R).....МЕДЛЕННО УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ

  - **Если сообщение «ENG L(R) IMPENDING STALL» появляется вновь:**
    – THR LEVER L(R).....УМЕНЬШИТЬ РЕЖИМ ДО ИСЧЕЗНОВЕНИЯ СООБЩЕНИЯ «ENG L(R) IMPENDING STALL»

    Допускается работа двигателя на режиме менее режима начала помпажа.

  - **Если сообщение «ENG L(R) IMPENDING STALL» не появляется вновь:**
    – THR LEVER L(R)……..УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ
    – WING A-ICE.....КАК ТРЕБУЕТСЯ
    – ENG L(R) A-ICE.....КАК ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) STALL

Помпаж левого (правого) двигателя, N2<62,5%

– THR LEVER L(R)……..……..……..……IDLE

- **если N2<50%**

– ENG MASTER L(R)…..……...……..OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ»…….……ВЫПОЛНИТЬ

- **если N2≥ 50% и другие параметры в норме**

– СЧИТАТЬ СИГНАЛИЗАЦИЮ ЛОЖНОЙ

ENG L(R) HI N1 / N2 / EGT

Левый (правый) двигатель N1(N2),(EGT) выше нормы.

Предупреждение экипажу о приближении к предельным N1 (N2) ,(EGT)

– THR LEVER L(R)…….УМЕНЬШИТЬ РЕЖИМ ДО ПРОПАДАНИЯ СООБЩЕНИЯ «ENG L(R) HI N1 / N2 / EGT»

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) N1 / N2 OVERLIMIT

Левый (правый) двигатель N1(N2) выше предельного уровня 105% (110%)

- **Если N1(N2) достигли предельного значения 105% (110%):**
  – THR LEVER L(R)……..……..…….....IDLE
  - **Если сообщение «ENG L(R) N1 / N2 OVERLIMIT» не пропало:**
    – АР *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*…….ОТКЛ
    – ENG MASTER L(R) ……..……..…OFF
    – ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» ……..…….ВЫПОЛНИТЬ
  - **Если сообщение «ENG L(R) N1 / N2 OVERLIMIT» пропало**
    – THR LEVER L(R).…….УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ (*НЕ ДОПУСКАТЬ ДОСТИЖЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ N1 (N2)*)

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) EGT OVERLIMIT

Температура выхлопных газов выше предельного уровня.

ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ

■ **На земле**

– ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

Система FADEC переводит двигатель в режим холодной прокрутки и появляется сообщение «ENG L(R) START FAULT»

■ **В полёте**

- **Если EGT достигла предельного значения 830˚C :**
  - – ENG MASTER L(R)……..OFF
  - – EGT, N2, FF……...КОНТРОЛИРОВАТЬ
  - – ЗАПУСК (*НЕ РАНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 30 СЕК*) ……ВЫПОЛНИТЬ

ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ

- **Если EGT достигла предельного значения (972˚C) :**

– THR LEVER L(R) ……..……...…….....IDLE

- **Если сообщение «ENG L(R) EGT OVERLIMIT» не пропало:**

– AP (ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)……ОТКЛ

– ENG MASTER L(R)……...……OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» .....……..ВЫПОЛНИТЬ

- **Если сообщение «ENG L(R) EGT OVERLIMIT» пропало;**
  - – THR LEVER L(R)……УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ (*НЕ ДОПУСКАТЬ ДОСТИЖЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНОЙ EGT*)

ENG FLEX TEMP OUT OF RNG

Температура FLEX вне диапазона.

– ТЕМПЕРАТУРУ FLEX……..……ПРОВЕРИТЬ, ВВЕСТИ КОРРЕКТНУЮ FLEX TEMP

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) HI VIB

Левый (правый) двигатель высокая вибрация.

Уровень вибрации больше 0.4

- **При отсутствии условий обледенения:**

  ■ **На земле**

  – THR LEVER L(R)……...……...IDLE

  – ENG MASTER L(R)……..……..…….OFF

  ■ **В полете**

  – THR LEVER L(R)……..……..……СНИЗИТЬ РЕЖИМ ДО УМЕНЬШЕНИЯ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ МЕНЕЕ 0,4 *(ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА)*

- **Если уровень вибрации не снижается менее 0.4 (сообщение ENG L(R) HI VIB не пропадает):**

  – ПАРАМЕТРЫ N1, N2, EGT, ТЕМПЕРАТУРУ И ДАВЛЕНИЕ МАСЛА …… ПРОВЕРИТЬ И СРАВНИТЬ С ПАРАМЕТРАМИ ИСПРАВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

  - **Если параметры в норме и вибрация не ощущается:**

    – ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

  - **Если параметры не в норме или ощущается неприемлемая вибрация:**

    – АР (ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)……ОТКЛ

    – THR LEVER L(R)……..……IDLE

    – ENG MASTER L(R)……...……...…...OFF

    – ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» ……..……ВЫПОЛНИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **В условиях обледенения:**
  - **На земле**

– THR LEVER L(R)……..……...……ПЛАВНО УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ ДО ОБОРОТОВ N1=70% НА 20 СЕК

Возможно кратковременное увеличение вибрации до 1,0

– ПОСЛЕ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ МЕНЕЕ 0,4 ...УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

- **Если уровень вибрации не снижается менее 0.4 (сообщение «ENG L(R) HI VIB» не пропадает):**

– THR LEVER L(R)……...…….IDLE

– ENG MASTER L(R)……..……..…….OFF

  - **В полёте**

– THR LEVER L(R)…….…… УСТАНОВИТЬ НА УПОР TO/GA

Возможно кратковременное увеличение вибрации до 1,0

– ПОСЛЕ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ МЕНЕЕ 0,4……...УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

- **Если уровень вибрации не снижается менее 0.4:**

– ВЫПОЛНИТЬ ДЕЙСТВИЯ ПО СООБЩЕНИЮ «ENG L(R) HI VIB» ПРИ ОТСУТСТВИИ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) START FAULT

Отказ левого (правого) двигателя на запуске

Система FADEC прерывает запуск на земле и переводит двигатель в режим холодной прокрутки

– ENG MASTER L(R) *(ЧЕРЕЗ 30 СЕК ПОСЛЕ ПОЯВЛЕНИЯ СООБЩЕНИЯ)*……..OFF

– L(R) MAN……..……..……..……..ПРОВЕРИТЬ/OFF

– ЗАПУСК (*НЕ РАНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 10 СЕК)*……..…....ВЫПОЛНИТЬ

- **Если сообщение появляется при повторном запуске:**

  – СЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК ……..НЕ ВЫПОЛНЯТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) START FAULT NO IGN

Левый (правый) двигатель отсутствие воспламенения

На земле

- **При автоматическом запуске**

  ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

  Система FADEC переводит двигатель в режим холодной прокрутки на 30сек, после чего запуск продолжается с двумя работающими свечами. При успешном запуске сообщение исчезает, при отсутствии воспламенения появляется сообщение ENG L(R) START FAULT

- **При ручном запуске**

  – ENG MASTER L(R)……..OFF

  – ENG START……..CRANK

  – ENG START *(ЧЕРЕЗ 30 СЕК)*……..OFF

  – L(R) MAN……..OFF

  СЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК ……НЕ ВЫПОЛНЯТЬ

В полете

– ENG MASTER L(R)……..OFF

– L(R) MAN……..ПРОВЕРИТЬ/OFF

– ЗАПУСК (*НЕ РАНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 10 СЕК*)……ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) START STALL

Помпаж левого (правого) двигателя в процессе запуска.

Система FADEC пытается восстановить нормальную работу двигателя

На земле

На земле при сохранении помпажа система FADEC переводит двигатель в режим холодной прокрутки и появляется сообщение «ENG L(R) START FAULT»

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

В полёте

Ситуация может привести к зависанию оборотов или превышению EGT

EGT, N2……КОНТРОЛИРОВАТЬ

ENG L(R) T/O TIME LIMIT

Превышено ограничение по времени работы на взлетном режиме

- **Если позволяют условия полета:**

– РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ……УМЕНЬШИТЬ ДО ИСЧЕЗНОВЕНИЯ СООБЩЕНИЯ «ENG L(R) T/O TIME LIMIT»

- **Если на H< 1500ft уменьшить режим работы не удаётся:**

– АР *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)*……ОТКЛ

– THR LEVER L(R)……...IDLE

– ENG MASTER L(R)……...OFF

– ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» ……ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) MAX TIME LIMIT

Превышение времени режима MAX.

– ENG APR ……..……..OFF

ENG L(R) FLAME OUT

Срыв пламени в камере сгорания.

- **Если система FADEC восстановила работу двигателя:**

  ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

- **Если работа двигателя не восстановилась и появилось сообщение «ENG L(R) FAIL» :**

  – ПРОЦЕДУРУ «ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ» ……..……ВЫПОЛНИТЬ

  – ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ»……ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) REV PRESSURIZED

Гидросистема реверса под давлением в отсутствие команды.

Отказ L(R) реверса

ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ… УЧИТЫВАТЬ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) FRV NOT CLSD

Левый (правый) двигатель не закрыт возвратный клапан топлива.

Уведомление экипажу

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) FRV NOT OPEN

Левый (правый) двигатель не открыт возвратный клапан топлива.

Возможно увеличение температуры масла на пониженных режимах работы

– ТЕМПЕРАТУРУ МАСЛА .....КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **Если температуру масла достигла 140°C:**
  – THR LEVER L(R) .....УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ВПЛОТЬ ДО МСТ *(ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА)*

ENG L(R) EOSU HI TEMP

Левый (правый) двигатель высокая температура блока EOSU.

Возможен отказ блока EOSU.

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) DECU HI TEMP

Левый (правый) двигатель высокая температура блока DECU.

Возможен отказ блока DECU

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

© ЗАО «ГСС»

ENG L(R) COMP CTRL FAULT

Левый (правый) двигатель отказ механизации компрессора.

Возможен помпаж двигателя

– AT.....ОТКЛ

– THR LEVER L(R).....IDLE

ENG L(R) FADEC SYS FAULT

Левый (правый) двигатель отказ системы FADEC.

ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЁН

Примечание

- *Сообщение **«ENG L(R) FADEC SYS FAULT»** принимать во внимание через 20 с после подключения электропитания*
- *Сообщение **«ENG L(R) FADEC SYS FAULT»** принимать во внимание при запуске, если оно индицируется более 5 с*
- *Сообщение «**ENG L(R) FADEC SYS FAULT»** принимать во внимание после выключения двигателя, если оно индицируется более 5 с*

© ЗАО «ГСС»

ПРОЦЕДУРА ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ в ПОЛЁТЕ

LAND ASAP

ENG START ……IGN/ON

Продолженное зажигание увеличивает надёжность работы двигателя

AP*(ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*……..ПОДКЛЮЧИТЬ

FUEL X-FEED…….....…….....ON

Кран кольцевания может быть использован для устранения дисбаланса топлива или для выработки топлива из крыльевого бака остановленного двигателя.

T2CAS…….....УСТАНОВИТЬ.РЕЖИМ ТА

ЗАНЯТЬ ВЫСОТУ НЕ ВЫШЕ 25000 FT(7600 M)

При отборе воздуха только от одного двигателя максимальная высота полёта 25000FT (7600 м)

AIR *(СО СТОРОНЫ ВЫКЛЮЧЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ)*……..AUTO

Надпись OFF не светится.

GEN *(СО СТОРОНЫ ВЫКЛЮЧЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ)*……..AUTO

Надпись FAULT-светится

РЕЖИМ «ENGINE OUT» *НА СТРАНИЦЕ VNAV MCDU*……..АКТИВИЗИРОВАТЬ *(ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)*

Если правый двигатель не работает

ELEC 2B……ON

© ЗАО «ГСС»

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

В полёте рекомендуется автоматический режим запуска.

При обнаружении отклонений во время запуска в полёте экипаж прерывает запуск вручную.

ВНИМАНИЕ

Запуск двигателя в полёте в условиях обледенения запрещён.

запуск от работающего двигателя

ВЫСОТА И СКОРОСТЬ.....СОГЛАСНО ГРАФИКУ
(ОБЛАСТЬ ПЕРЕКРЁСТПОГО ЗАПУСКА)

THR LEVER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....IDLE

ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* .....OFF

ОБОРОТЫ N2*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....НЕ БОЛЕЕ 16%

ОБОРОТЫ N1*(РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....НЕ МЕНЕЕ 40%

ВНИМАНИЕ

Если во время запуска обороты N1 работающего двигателя снизились ниже 30% - запуск прекратить.

Разрешено уменьшение оборотов N1 работающему двигателю менее 40% только после выхода запускаемого двигателя на режим малый газ

ENG START.....ПРОВЕРИТЬ - IGN/ON

ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ) НА N2 =5 %*.....ON

N2,FUEL FLOW, EGT, N1 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ

ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV
(ПО МНЕМОКАДРУ "AIR" НА N2 =55 %) .....КОНТРОЛИРОВАТЬ

ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
(ИНДИКАЦИЯ РЕЖИМА IDLE НА EWD МЕНЯЕТ ЦВЕТ С СИНЕГО НА ЗЕЛЁНЫЙ)

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **После запуска двигателя**

– ENG START……OFF

Если позволяют условия полёта, перед установкой требуемого режима проработать на режиме IDLE 2 мин

– T2CAS……..УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA\RA

– ELEC 2B *(НА ПАНЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ)*…… ПРОВЕРИТЬ/AUTO

– FUEL X-FEED……..……..KAK ТРЕБУЕТСЯ

– L (R) AIR ……AUTO
(*НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ)*

– L (R) GEN ……..AUTO
(*НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ)*

■ **При неудавшемся запуске:**

– СКОРОСТЬ ……УВЕЛИЧИТЬ НА 20 КТ
(НО НЕ БОЛЕЕ 280 КТ)
ИЛИ ЗАНЯТЬ МЕНЬШИЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА
(ПРИ ВОЗМОЖНОСТИ)

– ENG MASTER *(ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ)*……..OFF

– ЗАПУСК *(НЕ РАНЕЕ, ЧЕРЕЗ 30 СЕК)* ……..…ПОВТОРИТЬ

запуск двигателя от авторотации

ВЫСОТА И СКОРОСТЬ ……СОГЛАСНО ГРАФИКУ
(ОБЛАСТЬ ВОЗМОЖНЫХ ЗАПУСКОВ ОТ АВТОРОТАЦИИ)

THR LEVER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……..IDLE

ENG MASTER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* ……..OFF

ОБОРОТЫ АВТОРОТАЦИИ N2…… НЕ МЕНЕЕ 16%

ENG START…….…….. ПРОВЕРИТЬ IGN/ON

ENG MASTER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* ……ON

N2,FUEL FLOW, EGT, N1……...КОНТРОЛИРОВАТЬ

ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ
МАЛЫЙ ГАЗ ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ
(ИНДИКАЦИЯ РЕЖИМА IDLE НА EWD МЕНЯЕТ ЦВЕТ С СИНЕГО НА ЗЕЛЁНЫЙ)

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

После запуска двигателя

– ENG START…….OFF

Примечание: Если позволяют условия полёта, перед установкой требуемого режима проработать на режиме IDLE 2 мин.

– ELEC 2B *(НА ПАНЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ)*…….ПРОВЕРИТЬ/AUTO

– T2CAS……..….УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA\RA

– FUEL X-FEED…….....КАК ТРЕБУЕТСЯ

– L (R) AIR ……..AUTO
(*НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ*)

– L (R) GEN ……AUTO
(*НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ)*

■ **При неудавшемся запуске:**

– СКОРОСТЬ ……...УВЕЛИЧИТЬ НА 20 КТ
(НО НЕ БОЛЕЕ 308 КТ)
ИЛИ ЗАНЯТЬ МЕНЬШИЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА
(ПРИ ВОЗМОЖНОСТИ)

– ENG MASTER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……..OFF

– ЗАПУСК*(НЕ РАНЕЕ, ЧЕРЕЗ 30 СЕК)*……...ПОВТОРИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

запуск двигателя от APU

если APU запущена ранее

– ВЫСОТА И СКОРОСТЬ ……СОГЛАСНО ГРАФИКУ *(ОБЛАСТЬ ВОЗМОЖНЫХ ЗАПУСКОВ ОТ ВСУ)*

– КНОПКУ APU BLEED ……НАЖАТЬ *(НАДПИСЬ ON - СВЕТИТСЯ)*

По мнемокадру «AIR» убедиться, что воздух от APU подаётся

– THR LEVER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……IDLE

– ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……OFF

– ОБОРОТЫ N2 *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* ……НЕ БОЛЕЕ 16%

– ENG START……..ПРОВЕРИТЬ - IGN/ON

– ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ) НА N2 =5 %*…….ON

– N2, FUEL FLOW, EGT, N1……..КОНТРОЛИРОВАТЬ

– ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV *(ПО МНЕМОКАДРУ “AIR” НА N2 =55 %)*……..КОНТРОЛИРОВАТЬ

– ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ……..КОНТРОЛИРОВАТЬ (*ИНДИКАЦИЯ РЕЖИМА IDLE НА EWD МЕНЯЕТ ЦВЕТ С СИНЕГО НА ЗЕЛЁНЫЙ)*

■ **После запуска двигателя**

– ENG START……OFF

Примечание: Если позволяют условия полёта, перед установкой требуемого режима проработать на режиме IDLE 2 мин..

– ELEC 2B *(НА ПАНЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ)*……..ПРОВЕРИТЬ/AUTO

– T2CAS……..УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA/RA

– FUEL X-FEED……..КАК ТРЕБУЕТСЯ

– L (R) AIR ……AUTO *(НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ)*

– L (R) GEN ……AUTO *(НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ)*

– APU BLEED ……..OFF

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **При неудавшемся запуске:**

– ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……OFF

– СКОРОСТЬ ……УВЕЛИЧИТЬ НА 20 КТ
(НО НЕ БОЛЕЕ 280 КТ)
ИЛИ ЗАНЯТЬ МЕНЬШИЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА
(ПРИ ВОЗМОЖНОСТИ)

– ЗАПУСК *(НЕ РАНЕЕ, ЧЕРЕЗ 30 СЕК)*……ПОВТОРИТЬ

ручной запуск двигателя

ВЫСОТА И СКОРОСТЬ…….....СОГЛАСНО ГРАФИКУ *(ОБЛАСТЬ ПЕРЕКРЁСТНОГО ЗАПУСКА)*

THR LEVER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……..IDLE

ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* ……OFF

ОБОРОТЫ N2*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*…….……НЕ БОЛЕЕ 16%

ОБОРОТЫ N1*(РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……НЕ МЕНЕЕ 40%

ВНИМАНИЕ

Если во время запуска обороты N1 работающего двигателя снизились до 30% - запуск прекратить.

Разрешено уменьшение оборотов N1 работающему двигателю менее 40% только после выхода на режим малый газ

ENG START……...……ПРОВЕРИТЬ - IGN/ON

КНОПКА MAN *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....ON

ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ) НА N2 >10 %*.....ON

N2,FUEL FLOW, EGT, N1 ……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ

ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV
(ПО МНЕМОКАДРУ “AIR” НА N2 =55 %) ……..…КОНТРОЛИРОВАТЬ

ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ ……..……..……КОНТРОЛИРОВАТЬ
(*ИНДИКАЦИЯ РЕЖИМА IDLE НА EWD МЕНЯЕТ ЦВЕТ С СИНЕГО НА ЗЕЛЁНЫЙ)*

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

После запуска двигателя

– КНОПКА MAN *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....AUTO
– ENG START……OFF

Примечание: Если позволяют условия полёта, перед установкой требуемого режима проработать на режиме IDLE 2 мин

– ELEC 2B *(НА ПАНЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ)*…..…….ПРОВЕРИТЬ/AUTO
– T2CAS……..……..……..УСТАНОВИТЬ.РЕЖИМ TA\RA
– FUEL X-FEED……..…….....КАК ТРЕБУЕТСЯ
– L (R) AIR ……..……..……AUTO
(*НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ*)
– L (R) GEN ……..……AUTO
(*НАДПИСИ OFF, FAULT-НЕ СВЕТЯТСЯ)*

■ **При неудавшемся запуске:**

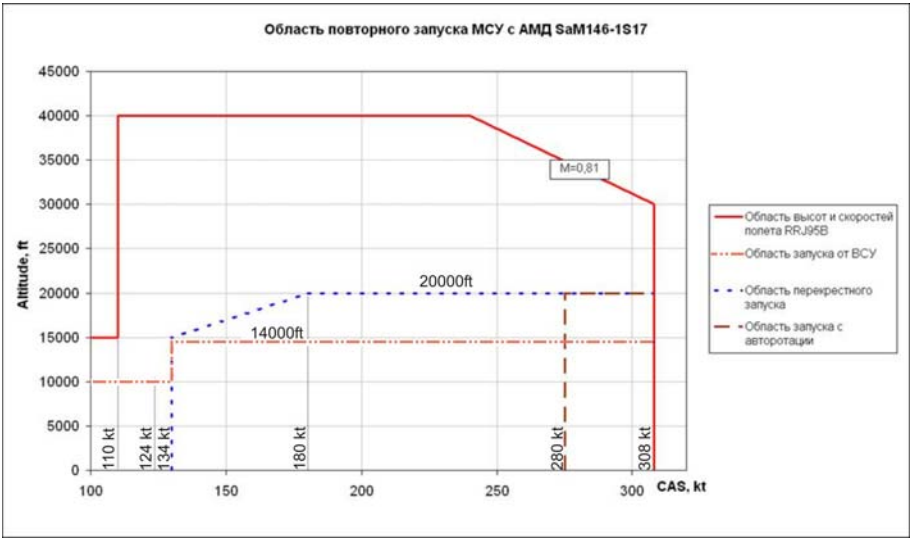
– ENG *MASTER(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*……OFF
– *СКОРОСТЬ* ……УВЕЛИЧИТЬ НА 20 КТ
(НО НЕ БОЛЕЕ 280 КТ)
ИЛИ ЗАНЯТЬ МЕНЬШИЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА
(ПРИ ВОЗМОЖНОСТИ)
– *ЗАПУСК(НЕ РАНЕЕ, ЧЕРЕЗ 30 СЕК)*……ПОВТОРИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

График области возможных запусков двигателя в зависимости от высоты и скорости полёта



© ЗАО «ГСС»

4.80 ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ 4
БОМБА НА БОРТУ 14
ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА 7
ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ 5
ДЫМ/ТОКСИЧНЫЙ ГАЗ В ОТСЕКАХ 9
ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ВУЛКАНИЧЕСКОГО ПЕПЛА 32
ПОСАДКА С ПРЕВЫШЕНИЕМ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ 18
ПОТЕРЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ
ОДНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА В ПОЛЕТЕ 19
ТРЕЩИНА НА СТЕКЛАХ/ФОРТОЧКАХ 13
УДАЛЕНИЕ ДЫМА 12
УСЛОЖНЕНИЕ УСЛОВИЙ ПОЛЕТА 20
ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ 3

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

НЕМЕДЛЕННЫЕ ДЕЙСТВИЯ

- КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ……..……..ПРИМЕНИТЬ
- РУД ……IDLE
- SPEED BRAKE……..……..……FULL
- ТАНГАЖ..... - 7°

Начать снижение с углом тангажа не менее -7 до разгона скорости.

КОГДА СНИЖЕНИЕ УСТАНОВЛЕНО

- ВЫПОЛНИТЬ СНИЖЕНИЕ ДО FL100, НО НЕ НИЖЕ БЕЗОПАСНОЙ ВЫСОТЫ
- СКОРОСТЬ…….…… V_{MO}/M_{MO}

ВНИМАНИЕ:

Если имеется подозрение о возможности повреждения конструкции, управлять самолетом плавно. при необходимости уменьшить скорость.

При необходимости выпуск шасси выполнять на высотах ниже 25000 FT

Перед выпуском шасси уменьшить скорость полета до скорости VLO/VLE.

- SEAT BELTS/NO SMOK ….....……ON
- ENG START…….…….....IGN/ON
- УВД……..…….……ДОЛОЖИТЬ

Если радиосвязь со службой УВД отсутствует, установить код аварии 7700, или передавать аварийное сообщение на частоте 121,5 MHZ VHF, или на частоте 2182 KHZ или 8364 KHZ HF.

- **Если “CAB ALT” выше 14000 FT:**
  - PASS OXY……..…….……ON

После достижения безопасной высоты проинформировать бортпроводников об отсутствии необходимости использования кислородных масок.

© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ

- САМОЛЕТ……..…….....ОСТАНОВИТЬ
- СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ…..……..……..ВКЛ
- УВД…….…….....ДОЛОЖИТЬ
- ENG MASTER…...…..……..……OFF
- САЛОН……..…..……..……..……..ИНФОРМ
- EMER D-PRESS…….……..……..……ON
- КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE……..…...…НАЖАТЬ
- КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU……..…...…...…НАЖАТЬ
- ЭВАКУАЦИЮ……..……...……НАЧАТЬ

© ЗАО «ГСС»

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ

ПОДГОТОВКА

- БОРТПРОВОДНИКОВ.....ИНФОРМИРОВАТЬ
- УВД.....ДОЛОЖИТЬ
- ОТВЕТЧИК.....КАК ТРЕБ.
  - *Используя страницу MCDU/FMS "ADF ATC NAV", на ответчике ATC системы T2CAS установить код опознавания 7700.*
  - *На СРО установить код "Терплю бедствие".*
- TAWS.....ВЫКЛ.
- ТАБЛО «SEAT BELTS/NO SMOK».....ON
- САЛОН И КАБИНУ.....ПОДГОТОВИТЬ
- Закрепить все возможное незакрепленное оборудование и вещи
- Ремни безопасности, включая наплечные, застегнуть
- Подготовить аварийно-спасательное оборудование
- LDG ELEV.....УСТАНОВИТЬ "00"
- ЗАДАТЧИК СКОРОСТИ.....УСТАНОВИТЬ V_{APPR}

  V_{APPR} установить в зависимости от конфигурации захода
- Карту контрольных проверок на подходе и на посадке не выполнять

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

- РАДИОМАЯК ELT.....ON
- EMER EXIT LT.....ON
- BARO SET.....КАК ТРЕБ.
- ШАССИ.....НЕ ВЫПУСКАТЬ
- FLAPS.....FULL

ВНИМАНИЕ

Минимальная скорость для работы RAT 120 КТ

- ДОКЛАД БОРТПРОВОДНИКОВ.....ПОЛУЧИТЬ

  Получить доклад бортпроводников о готовности к посадке на воду

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

ПЕРЕД ПРИВОДНЕНИЕМ

- L И R AIR……..OFF
- КНОПКА MODE (CAB PRESSURE)…..…....ПРОВЕРИТЬ AUTO
- КНОПКА DITCHING..……..……....ON

ДАТЬ КОМАНДУ В САЛОН ”ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ”

- ENG MASTER (L+R)(ПЕРЕД КАСАНИЕМ ВОДЫ)…….…..…OFF
- Выдерживать минимальную скорость с данной конфигурацией
- Приводнение произвести с углом тангажа не менее 6°, без крена, с минимально возможной вертикальной скоростью
- При ветровом волнении приводнение производить навстречу ветру и волнам, при длинном регулярном волнении типа зыби – параллельно гребням волн.

ПОСЛЕ ПРИВОДНЕНИЯ

- КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE……..……НАЖАТЬ
- КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU…….……...……...…НАЖАТЬ
- ЭВАКУАЦИЮ ……..……..……..……НАЧАТЬ
- УВД……..……..……..……ДОЛОЖИТЬ

© ЗАО «ГСС»

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА

ПОДГОТОВКА

- БОРТПРОВОДНИКОВ.....ИНФОРМИРОВАТЬ
- УВД.....ДОЛОЖИТЬ
- ОТВЕТЧИК.....КАК ТРЕБ.
- БЕДСТВИЕ.....КАК ТРЕБ.
  - *Используя страницу MCDU/FMS “ADF ATC NAV”, на ответчике ATC системы T2CAS установить код опознавания 7700.*
  - *На СРО установить код “Терплю бедствие”.*
- TAWS .....ВЫКЛ.
- ТАБЛО «SEAT BELTS/NO SMOK».....ON
- САЛОН И КАБИНУ.....ПОДГОТОВИТЬ

  Закрепить все возможное незакрепленное оборудование и вещи

  Ремни безопасности, включая наплечные, застегнуть

  Подготовить аварийно-спасательное оборудование
- LDG ELEV.....УСТАНОВИТЬ “00”
- ЗАДАТЧИК СКОРОСТИ.....УСТАНОВИТЬ V_{APPR}

  V_{APPR} установить в зависимости от конфигурации захода
- Карту контрольных проверок на подходе и на посадке не выполнять

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

- РАДИОМАЯК ELT.....ON
- ШАССИ.....ВЫПУСТИТЬ
- L И R AIR.....OFF
- КНОПКА MODE (CAB PRESSURE).....ПРОВЕРИТЬ AUTO
- EMERG D-PRESS.....ON

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **если двигатели работают:**
  - FLAPS……..FULL
- **если двигатели не работают:**
  - FLAPS……..…….FLAP 3

ВНИМАНИЕ

Минимальная скорость для работы RAT 120КТ

ПЕРЕД КАСАНИЕМ

ДАТЬ КОМАНДУ В САЛОН: «ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ»

- ENG MASTER (L+R)…..……..……OFF
- Выдерживать минимальную скорость с данной конфигурацией

ПОСЛЕ ОСТАНОВКИ

- КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE……..…….……НАЖАТЬ
- КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU……..……..……НАЖАТЬ
- ЭВАКУАЦИЮ…..……..……НАЧАТЬ

© ЗАО «ГСС»

ДЫМ/ТОКСИЧНЫЙ ГАЗ В ОТСЕКАХ

Эта процедура применяется при появлении дыма/токсичного газа из отсека авионики, системы кондиционирования или от оборудования кабины.

LAND ASAP

– ИСТОЧНИК РАСПРОСТРАНЕНИЯ ДЫМА…….ОПРЕДЕЛИТЬ

Рекомендации по определению источника дыма:

– при определённых отказах ENG или APU, запах дыма продуктов горения, топлива, масла, может распространяться от неисправного оборудования через систему отбора и ощущаться в кабине пилотов и/или в салоне.

– при наличии дыма в кабине и при отказе бортового радиоэлектронного оборудования, экипаж может предположить, что дым распространяется от неисправного оборудования и/или электрической проводки.

– при появлении дыма/токсичного дыма из вентиляционных отверстий, экипаж может предположить, что дым распространяется от неисправной электрической проводки или из БГО. Дополнительно может высветиться FIRE в БГО, появится сообщение на EWD. По сообщению на EWD должна быть выполнена соответствующая процедура.

– при наличии сигнализации о появлении дыма в туалетах, высветится табло на пульте пожарной защиты туалетов. Должна быть выполнена соответствующая процедура.

■ **Первоначальные действия при появлении дыма/токсичного газа:**

– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ……..ПРИМЕНИТЬ, 100%

– ВНУТРЕННЮЮ СВЯЗЬ……..УСТАНОВИТЬ

– SEAT BELTS/NO SMOK…..……..……..……ON

– КНОПКА MODE (CAB PRESSURE)…...…....ПРОВЕРИТЬ AUTO

– EMERG D-PRESS……ON

– RECIRC…..…….……..……OFF

– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ (ДО FL100 ИЛИ MEA)…….НАЧАТЬ

– GALLEY……..OFF

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

В любое время, когда дым становится наиболее опасным, выполните процедуру по удалению дыма.

■ **Если источник определён и может быть потушен быстро:**

– НЕИСПРАВНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ……ИЗОЛИРОВАТЬ

– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА……ВЫПОЛНИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **Если источник не определён и не может быть потушен быстро:**

– ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙШЕМ АЭРОДРОМЕ…...РАССМОТРЕТЬ

– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА……ВЫПОЛНИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Если ситуация по распространению дыма становится неуправляемой, рассмотрите вопрос о выполнении немедленной посадки.

■ **Если визуально подтверждается, что источник потушен:**

– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА……ВЫПОЛНИТЬ

■ **Если визуально не подтверждается, что источник потушен:**

– ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙШЕМ АЭРОДРОМЕ…..РАССМОТРЕТЬ

■ **Если посадка неизбежна:**

– РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПОСАДКЕ…….....ВЫПОЛНИТЬ

Рассмотреть процедуры:
— выполнение посадки с превышением посадочного веса,
— посадка с попутным ветром,
— посадка на воду,
— посадка вне аэродрома и т.д.

■ **Если рассматривается продолжение полёта при появлении дыма из системы кондиционирования:**

- **Первоначальные действия при появлении дыма из системы кондиционирования:**

– EMER LT……..ON

– L AIR…….....OFF

- **Если плотность дыма увеличивается:**

– L AIR…….....AUTO

– R AIR…….....OFF

- **Если плотность дыма продолжает увеличиваться:**

– R AIR…….....AUTO

– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА……..ВЫПОЛНИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **Если рассматривается продолжение полёта при появлении дыма от оборудования БРЭО:**

- **Первоначальные действия при появлении дыма от оборудования БРЭО:**

– EMER LT……ON

– GALLEY……OFF

– НЕИСПРАВНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ……ИЗОЛИРОВАТЬ

- **Если плотность дыма велика:**

– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА……ВЫПОЛНИТЬ

■ **Если плотность дыма увеличивается после выполненных действий:**

– НЕМЕДЛЕННУЮ ПОСАДКУ……..РАССМОТРЕТЬ

– РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПОСАДКЕ…….....РАССМОТРЕТЬ

– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА……..ВЫПОЛНИТЬ

© ЗАО «ГСС»

УДАЛЕНИЕ ДЫМА

Процедура применяется в условиях густого дыма, токсичных испарений (запахов), или если распространение дыма невозможно остановить.

■ Первоначальные действия:

– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ……..ПРИМЕНИТЬ, 100%

При задымлении в кабине экипажа, рекомендуется использовать режим EMEG.

– ВНУТРЕННЮЮ СВЯЗЬ……..УСТАНОВИТЬ

Избегайте продолжительное использование внутренней связи, с целью уменьшения помех от кислородной маски.

– SEAT BELTS/NO SMOK…..……ON

- **При наличии запаха продуктов горения масла и/или топлива:**
  – L AIR И R AIR…..……OFF
- **При отсутствии запаха продуктов горения масла и/или топлива:**
  – L AIR И R AIR…..……AUTO

– КНОПКА MODE (CAB PRESSURE)…..…....ПРОВЕРИТЬ AUTO

– EMERG D-PRESS……..ON

– RECIRC…..……OFF

– СНИЖЕНИЕ (ДО FL100 ИЛИ MEA)……НАЧАТЬ

Снижение рекомендуется выполнять с использованием АР, отключенным A/T, SPEED BRAKE ½FULL.
Увеличение высоты в кабине при снижении с нажатой кнопкой EMERG D-PRESS уменьшает концентрацию дыма.
При появлении CAS сообщений CAB PRESS EXCESS CAB ALT и CAB PRESS HI CAB ALT, процедуры не выполнять.

– УВД……..……ДОЛОЖИТЬ

– PASS OXY (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)……ON

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **<u>На высоте FL100 или MEA:</u>**

– RAM AIR……...……ON

- **Если требуется открытие форточки экипажа:**

  <u>ВНИМАНИЕ:</u>

  Не открывайте форточку, если дым не проникает в кабину экипажа.

– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ…….....200 КТ

– ГАРНИТУРЫ ЭКИПАЖА……..……..ПРИМЕНИТЬ

– ФОРТОЧКУ..……..……ОТКРЫТЬ

<u>ВНИМАНИЕ:</u>

В связи с увеличением шума в кабине при открытой форточке, обратите особое внимание на визуальные предупреждения.

ТРЕЩИНА НА СТЕКЛАХ/ФОРТОЧКАХ

СНИЗИТЬСЯ ДО ЭШЕЛОНА ПОЛЕТА НЕ БОЛЕЕ FL 100 (3000 М)

– КНОПКА MODE (CAB PRESSURE)……..……..……MAN

– ЗАДАТЧИК MAN RATE (CAB PRESSURE)…….КАК ТРЕБУЕТСЯ

ИЗБЕГАТЬ ВХОДА В ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

■ **<u>На конечном этапе снижения:</u>**

– КНОПКА MODE (CAB PRESSURE)……..……..…..AUTO

© ЗАО «ГСС»

БОМБА НА БОРТУ

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ЕСЛИ ВОЗМОЖНО, НЕМЕДЛЕННО ПРОИЗВЕДИТЕ ПОСАДКУ И ЭВАКУАЦИЮ ПАССАЖИРОВ. ЕСЛИ НЕВОЗМОЖНО ВЫПОЛНИТЬ ПОСАДКУ И ЭВАКУАЦИЮ В ПРЕДЕЛАХ 30 МИНУТ ПРОИЗВЕДИТЕ СЛЕДУЮЩИЕ ПРОЦЕДУРЫ:

Для предотвращения активации высотного сенсора бомбы изменение давления в кабине не производить до выяснения степени опасности. Чтобы уменьшить эффект взрыва профиль снижения самолета, как можно дольше должен сохраняться с перепадом давления в кабине не более 1 PSI пока не будет достигнута разница давления на высоте и в кабине 2500 ft (750 м).
Эти условия достигаются переходом на ручное управление регулирования давлением.

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОЦЕДУР

СЛЕДУЮЩИЕ ПРОЦЕДУРЫ ВЫПОЛНЯЮТСЯ НА ЭТАПЕ ПОЛЕТА В НАБОРЕ ВЫСОТЫ ИЛИ ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ.

- Стабилизировать высоту (давление) в кабине.
- Произвести снижение до высоты в кабине 2500 ft (750 м) и поддерживать разницу перепада давления равное 1 PSI.
- Дальнейшее снижение произвести, выдерживая разницу перепада давления равное 1 PSI

  В течении захода на посадку уменьшить разницу перепада давления до нуля. В различных условиях экипаж должен придерживаться методики описанной выше.

Обнаружение бомбы — Установленный перепад высоты + 2500 ft

Высота в кабине — 1 PSI ..... Разница давления P= 0

Использовать ручное управление регулирование высоты в кабине

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **Если обнаружение бомбы произошло в наборе высоты:**

ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

– КНОПКА MODE НА ПАНЕЛИ CAB PRESSURE…….....MAN

– ВЫСОТА В КАБИНЕ……..……ВЫДЕРЖИВАТЬ

Не допускать увеличения высоты в кабине, контролируя перепад давления

– БОРТПРОВОДНИКОВ…..…..……..……ИНФОРМИРОВАТЬ

– УВД/АВИАКОМПАНИЮ..……..……....ДОЛОЖИТЬ

– РЕЗЕРВ ТОПЛИВА…….……..……ОЦЕНИТЬ

Учитывать увеличение расхода топлива с выпущенными шасси на (TBC%) при высоте в кабине на +2500FT выше обычной.

– БЛИЖАЙШИЙ АЭРОДРОМ……..……..ОПРЕДЕЛИТЬ

– ЗАДАТЧИК СКОРОСТИ……..……..УСТАНОВИТЬ

Выбор заданной скорости должен учитывать расход топлива до аэродрома назначения с учетом возможного взрыва бомбы от задатчика времени.

– СНИЖЕНИЕ ДО ДОСТИЖЕНИЯ ВЫСОТЫ В КАБИНЕ 2500 FT ИЛИ MEA ИЛИ ДО МИНИМАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОЙ ВЫСОТЫ……ВЫПОЛНИТЬ

– НЕ ВЫПОЛНЯТЬ ГРУБЫХ МАНЕВРОВ

– ВЫСОТУ В КАБИНЕ ……ПОДДЕРЖИВАТЬ

■ **когда высота в кабине установлена + 2500 FT :**

– ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ 1 PSI….ПОДДЕРЖИВАТЬ

– ЗАКРЫЛКИ (В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ОСТАТКА ТОПЛИВА)……ВЫПУСТИТЬ

ДЛЯ ПОСАДКИ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ПОСАДОЧНУЮ КОНФИГУРАЦИЮ

– ШАССИ (В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ОСТАТКА ТОПЛИВА)…….……..…ВЫПУСТИТЬ

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

- **при заходе на посадку:**
  - КНОПКА MODE НА ПАНЕЛИ CAB PRESSURE…..AUTO
- **когда самолет совершил посадку и находится в безопасной зоне:**
  - ЭВАКУАЦИЮ.....……..…НАЧАТЬ

При эвакуации используйте выходы удаленные от места расположения бомбы.

ПРИВЛЕЧЕНИЕ СПЕЦИАЛИСТА ПО ВЗРЫВНЫМ УСТРОЙСТВАМ

Обратитесь по громкоговорящей связи к пассажирам «есть – ли на борту специалисты в области ВУ или МЧС. Используйте сокращение понятные для специалистов, чтобы не вызвать панику пассажиров на борту.

БОМБУ НЕ ВСКРЫВАТЬ, НЕ ДЕМОНТИРОВАТЬ, ОСТАВИТЬ В ОБНАРУЖЕННОМ СОСТОЯНИИ, ИЗБЕГАТЬ УДАРОВ.

ПАССАЖИРОВ ПЕРЕСАДИТЬ КАК МОЖНО ДАЛЬШЕ ОТ БОМБЫ

Переместите пассажиров, как минимум на 4 ряда от места расположения бомбы. В случае отсутствия мест пассажиры должны размещаться на полу.

Пассажиры, находящиеся вблизи бомбы, должны защитить голову подушками, пледами и прочими вещами и по возможности их зафиксировать.

Все пассажиры должны оставаться на местах пристегнутые ремнями безопасности, опустив голову. Спинки кресел должны быть приведены в вертикальное (взлетно-посадочное) положение, столики убраны. Посторонние предметы удалить.

УБЕДИТЬСЯ В НАЛИЧИИ ВЗРЫВНОГО УСТРОЙСТВА, СРАБАТЫВАЮЩЕГО ПРИ ПЕРЕМЕЩЕНИИ

Убедиться в отсутствии «чеки» (устройство, срабатывающее на перемещение), «растяжки» (проволочка или закрепленная тонкая веревка), закрепленной записки. Если проволоку или записку невозможно вытащить из под бомбы, это может указывать на наличие включателя взрывателя. В этом случае бомбу трогать нельзя. Если проволока или карта не закреплена и скользит, не пытайтесь её вытащить и передвигайте их вместе с бомбой. При возможности переместите бомбу с поверхностью на которой она находится, например на полку или под пассажирское кресло. Если нет возможности переместить бомбу, создайте вокруг неё защитную сферу из пластика, имеющихся материалов предварительно смоченные в воде и других взрывопоглащающих предметов в виде багажа и прочего. Удалите людей как можно дальше от места расположения бомбы.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

■ **<u>если есть возможность переместить бомбу:</u>**

Располагать бомбу необходимо, как можно ближе к предполагаемому люку или двери, где меньше всего находятся жизненоважные сопряжения самолетных систем.

– ПАССАЖИРЫ.....ПЕРЕМЕСТИТЕ/СООБЩИТЕ

Переместите пассажиров, как минимум на 4 ряда от места расположения бомбы. В случае отсутствия мест пассажиры должны размещаться на полу.

Пассажиры, находящиеся вблизи от бомбы, должны защитить голову подушками, пледами и прочими вещами и по возможности их зафиксировать.

Все пассажиры должны оставаться на местах пристегнутые ремнями безопасности, опустив голову. Спинки кресел должны быть приведены в верхнее (взлетно-посадочное) положение, столики убраны. Посторонние предметы удалить.

– ЛЮК ИЛИ ДВЕРЬ (РЯДОМ С БОМБОЙ).....РАЗБЛОКИРОВАНА

– ЗОНА ВОЗМОЖНОГО ВЗРЫВА (ЗВВ).....ПОДГОТОВИТЬ

Соорудить защитную конструкцию из жесткого багажа до высоты примерно 25 см (10 in) ниже середины двери. Сверху конструкции уложите как минимум на высоту 25 см (10 in) смоченные подушки и пледы. Сверху смоченного материала уложите пластиковые щиты или пленку.

– БОМБА.....ПЕРЕНЕСТИ К ЗВВ

Осторожно перенесите бомбу в подготовленное место, как можно ближе к двери и накройте смоченными материалами.

– ЗОНА ВОЗМОЖНОГО ВЗРЫВА.....ПОДГОТОВИТЬ

Положите дополнительный пластиковый щит на бомбу и соорудите смоченным материалом вокруг неё и сверху, как минимум 25 см (10 in) конструкцию. Не располагайте какие либо вещи между бомбой и дверью. Расстояние между защитной конструкцией и бомбой должно быть минимальным. Цель сооружения защитной конструкции вокруг бомбы является создание направленности взрыва в слабую (незащищенную) зону конструкции двери.

Зона вокруг бомбы должна быть создана из мягких материалов и багажа насыщенных водой или негорючей жидкостью уложенной до потолка и по возможности спрессованной. Для этого применяйте ремни, галстуки и другие пригодные вещи. Чем больше упакованных вещей будет вокруг бомбы, тем меньше сила разрушения.

Используйте только мягкие материалы. избегайте применять горючие жидкости и металлические предметы, которые могут представлять опасность.

Продолжение на следующей странице

© ЗАО «ГСС»

Продолжение

– ЭВАКУАЦИЯ/ПОКИДАНИЕ.....……ВЫПОЛНИТЬ

Эвакуация должна проходить через обычные и аварийные выходы на противоположной стороне от места размещения бомбы. Используйте все пригодные основные и аварийные трапы и люки для аварийного покидания самолета без задержки.

ПОСАДКА С ПРЕВЫШЕНИЕМ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ

– ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ…….. ОПРЕДЕЛИТЬ

При планировании посадки с превышением максимальной посадочной массы определить посадочную конфигурацию по графикам Определения максимальной посадочной массы (Глава 3 РЛЭ) с учетом внешних условий и фактического полетного веса.

– ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ…..……...….....УТОЧНИТЬ

– L AIR И R AIR..... OFF

Для получения максимальной располагаемой тяги на случай ухода на второй круг отключить систему кондиционирования воздуха.

■ **На конечном этапе захода:**

– ВЫДЕРЖИВАТЬ СКОРОСТЬ..... V_{REF}

Выдерживать скорость с таким расчетом, чтобы при пролете торца ВПП скорость была уменьшена до V_{LS}.

Приземление произвести с вертикальной скоростью снижения не более 1,8 м/с.

■ **После приземления на основные колеса шасси**

– РЕВЕРС ТЯГИ.....ИСПОЛЬЗОВАТЬ MAX

– SPEED BRAKE.....ПРОВЕРИТЬ ВЫПУСК

■ **После опускания носового колеса:**

– ТОРМОЗА.....ПРИМЕНИТЬ

Максимальное торможение можно применить после опускания носового колеса. Если длина ВПП позволяет, выбрать интенсивность торможения для предотвращения перегрева колес.

Вызвать машину для охлаждения колес.

© ЗАО «ГСС»

ПОТЕРЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ОДНОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА В ПОЛЕТЕ

Работоспособный член экипажа обязан взять управление самолетом на себя и выполнить данную процедуру, если двукратное обращение или команда, данная другому члену экипажа, остается без подтверждения.

- КОМАНДА PA CALL.....ВНИМАНИЕ, БРИГАДИРУ БОРТПРОВОДНИКОВ ПРОЙТИ В КАБИНУ

  Если член экипажа теряет работоспособность, оставшийся член экипажа должен немедленно вызвать бригадира бортпроводников. Бригадир или любой другой бортпроводник должен немедленно пройти в кабину.

ПОСЛЕ ПРИБЫТИЯ В КАБИНУ БОРТПРОВОДНИК ДОЛЖЕН:

- Натянуть и вручную блокировать наплечные ремни члена экипажа, потерявшего работоспособность
- Переместить кресло полностью назад
- Спинку кресла наклонить назад

  Для перемещения неработоспособного члена экипажа из кресла требуется не менее двух человек, для того чтобы предотвратить непреднамеренное вмешательство в управление самолетом или работу оборудования.

  Если нет возможности переместить неработоспособного члена экипажа, один бортпроводник должен остаться в кабине, для оказания помощи и наблюдения за ним.

РАБОТОСПОСОБНЫЙ ЧЛЕН ЭКИПАЖА В КООРДИНАЦИИ С БОРТПРОВОДНИКОМ ДОЛЖЕН:

- Запросить квалифицированную медицинскую помощь от пассажиров;
- Проверить, есть ли на борту квалифицированный пилот компании, чтобы заменить члена экипажа, потерявшего работоспособность.

© ЗАО «ГСС»

УСЛОЖНЕНИЕ УСЛОВИЙ ПОЛЕТА

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
21	CAB PRESS HI ALT LAND Высокогорная посадка	Действий не требуется
	CAB PRESS ALT LMTR FAULT Отказ ограничителя высоты	на высотах более FL250: – КНОПКА-ТАБЛО MODE на пульте CAB PRESSURE…..……MAN Давлением в салоне вручную управлять с помощью задатчика MAN RATE и индикаторов CAB ALT и RATE:

Высота полёта	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240
CAB ALT, FT	980	1260	1740	2160	2630	3100

Высота полёта	FL270	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3640	4400	5380	6560	7550

Этап полёта	Набор	Снижение
Индикация RATE на мнемокадре AIR	Зелёный	Зелёный

на высотах менее FL250:

Действий не требуется

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
21	**AIR AFT E-BAY COOL FAULT** Отказ охлаждения заднего отсека авионики	– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC……..……ON/ПРОВЕРИТЬ ON Повысить контроль за работой системы охлаждения авионики
	AIR R E-BAY COOL FAULT Отказ охлаждения правого отсека авионики	Повысить контроль за работой системы охлаждения авионики
	AIR CRGO VENT FAULT Отказ вентиляции БГО	Действий не требуется
	AIR CRGO VENT NOT CLSD Отсечные клапана БГО не закрыты	Действий не требуется
	CAB PRESS GND VLV CLOSED Клапан GV закрыт	Перед открытием пассажирской двери: Проверить по мнемокадру AIR ΔP=0.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
22	AUTO FLT SYS 1 FAULT Отказ первого канала САУ.	Действий не требуется
	AUTO FLT SYS 2 FAULT Отказ второго канала САУ.	Действий не требуется
	AUTO FLT APPROACH 1 FAULT Заход на посадку по CAT 1 невозможен.	При необходимости изменить план полета
	AUTO FLT APPROACH 2 FAULT Заход на посадку по CAT 2 невозможен.	При необходимости изменить план полета.
	AUTO FLT FD FAULT Отказ FD.	Перейти на ручное управление самолетом без директорной индикации (если был включен FD)
	AUTO FLT PART REND LOST Отказ резервирования в системе AFCS	Действий не требуется
	AUTO FLT SYSTEM FAULT Отказ системы автоматического управления полетом	Перейти на ручное управление самолетом и тягой (если были включены автопилот и автомат тяги). если полет осуществлялся под автопилотом в пространстве RVSM – запросить эшелон полета ниже FL290.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
23	**COM RMP 1 FAULT** Пульт RMP1 неисправен	Использовать оставшуюся работоспособную RMP
	COM RMP 2 FAULT Пульт RMP2 неисправен	Использовать оставшуюся работоспособную RMP
	COM OBS AUDIO FAULT Отказ канала RCAU OBS	Действий не требуется
	COM CAPT AUDIO DEGRADED Ухудшение конфигурации RCAU для КВС	Действий не требуется
	COM F/O AUDIO DEGRADED Ухудшение конфигурации RCAU для 2/П	Действий не требуется
	COM HF1 EMER Радиостанция HF1 в режиме EMER	Действий не требуется
	COM HF 2 EMER Радиостанция HF2 в режиме EMER	Действий не требуется
	COM CAB COM FAULT Отказ каналов связи с бортпроводниками и оповещения пассажиров	Действий не требуется
	REC VOICE RECORDER FAULT Отказ CVR.	Время обнаружения сообщения REC DATA RECORDER FAULT фиксировать. В бортжурнал записать. Наземному персоналу доложить.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
25,38	Необеспечение подачи воды в переднюю (G1) (заднюю (G2))кухню	**Кабинный экипаж** Доложить КВС о необеспичении подачи воды в переднюю (G1) (заднюю (G2))кухню **Лётный экипаж** Дать команду бортпроводникам закрыть ручной перекрывной (запорный) кран в передней кухне (G1) (задней кухне (G2)).
	Необеспечение подачи воды в передний L1 (задний L2) туалет.	**Кабинный экипаж** Доложить КВС о необеспечении подачи воды в передний L1 (задний L2) туалет. **Лётный экипаж** Дать команду бортпроводнику закрыть ручной перекрывной (запорный) кран в переднем (L1) (заднем (L2)) туалете и закрыть туалет L1 (L2). **Кабинный экипаж** Довести информацию до пассажиров о нерабочем состоянии туалета.
	Необеспечение подачи воды в переднюю (G1) и заднюю (G2) кухни и передний (L1) и задний (L2) туалеты. Отказ подсистемы подачи сжатого воздуха.	**Кабинный экипаж** Доложить КВС о необеспечении подачи воды в переднюю (G1) и заднюю (G2) кухни и передний (L1) и задний (L2) туалеты. **Лётный экипаж** Дать команду бортпроводникам закрыть туалеты и довести информацию до пассажиров об их нерабочем состоянии. **Кабинный экипаж** Довести информацию до пассажиров о нерабочем состоянии туалетов.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
25,38	Отсутствие или выдача ложной информации об уровне воды в баке	**Кабинный экипаж** Доложить КВС об отсутствии или выдачи ложной информации об уровне воды в баке. **Лётный экипаж** Дать команду бортпроводникам проверить работоспособность системы подачи воды в кухни и туалеты
	Необеспечение удаления отходов из переднего L1 (заднего L2) туалета	**Кабинный экипаж** Доложить КВС о необеспечении удаления отходов из переднего L1 (заднего L2) туалета **Лётный экипаж** Дать команду бортпроводникам закрыть туалет L1(L2) и довести информацию до пассажиров о нерабочем состоянии переднего (заднего) туалета **Кабинный экипаж** Довести информацию до пассажиров о нерабочем состоянии переднего (заднего) туалета
	Отсутствует удаление использованной воды в передней (G1) (задней (G2)) кухне	**Кабинный экипаж** Доложить КВС об отсутствии удаления использованной воды в передней (G1) (задней (G2)) кухне. **Лётный экипаж** Дать команду бортпроводникам не использовать раковину G1(G2).

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
25,38	Необеспечение удаления отходов из переднего L1 и заднего L2 туалетов, и из передней (G1) и задней (G2) кухонь	**Кабинный экипаж** Доложить КВСо необеспечении удаления отходов из переднего L1 и заднего L2 туалетов, и из передней (G1) и задней (G2) кухонь. **Лётный экипаж** Дать команду бортпроводникам закрыть туалеты и довести информацию до пассажиров о нерабочем состоянии туалетов. **Кабинный экипаж** Довести информацию до пассажиров о нерабочем состоянии туалетов.
	Наличие информации об отказе работы системы удаления отходов при нормальном функционировании системы	**Кабинный экипаж** Нажать на кнопку-лампу WASTE INOP • **При повторном загорании отказа:** Убедиться в функциональности системы удаления отходов. Доложить КВС о наличии информации об отказе работы системы удаления отходов при нормальном функционировании системы **Лётный экипаж** На земле доложить техническому персоналу. В полёте действий не требуется

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
25,38	Отсутствие подогрева пищи или недостаточный подогрев пищи в конвекционной печи.	**Кабинный экипаж** Выключить конвекционную печь Не использовать конвекционную печь для разогрева пищи. Доложить экипажу о неисправности. **Лётный экипаж** На земле доложить техническому персоналу. В полёте действий не требуется
	Отсутствие нагрева жидкости в приготовителе напитков. .	**Кабинный экипаж** Выключить приготовитель напитков. Не использовать приготовитель напитков. Доложить экипажу о неисправности. **Лётный экипаж** На земле доложить техническому персоналу. В полёте действий не требуется.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
28	FUEL AUTO REFUEL FAULT Отказ режима автоматической заправки топливом Сообщение индицируется только на земле.	Произвести заправку в ручном режиме с пульта FRCP.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
31	**SWS SPEED STALL WARN DEGRADED** Деградация системы SWS.	Действий не требуется. *<u>Примечание:</u> Ложное появление сообщения после приземления самолёта.*
	AVNCS SWITCH 11 (12) (21) (22) FAULT Отказ соответствующих модулей коммутации.	Действий не требуется.
	CDS CAPT PFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея PFD КВС.	Действий не требуется.
	CDS CAPT MFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея MFD КВС.	Действий не требуется.
	CDS F/O PFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея PFD второго пилота.	Действий не требуется.
	CDS F/O MFD DU NOT MON Отсутствует контроль дисплея MFD второго пилота.	Действий не требуется.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
31	**CDS EWD DU NOT MON** Отсутствует контроль дисплея EWD.	Действий не требуется.
	CDS EFIS ADS SINGLE SRCS Информация от одного источника ADS.	Действий не требуется.
	CDS EFIS IRS SINGLE SRCS Информация от одного источника IRS.	Действий не требуется.
	REC DATA RECORDER FAULT Отказ FDR.	Время обнаружения сообщения REC DATA RECORDER FAULT фиксировать. В бортжурнал записать. Наземному персоналу доложить.
	SWS SPD STALL WARN SYS 1 (2) Отказ одного приложения SWA 1(2).	Действий не требуется.

© ЗАО «ГСС»

№ СИСТЕМЫ	ВИД ОТКАЗА	ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
32	**L/G EMERGENCY DOWN** Активирована система аварийного выпуска шасси	Действий не требуется.
	L/G CHECK SYSTEM Отказ одного канала блока управления шасси (LGSCU)	Действий не требуется.
	. **L/G NW STEER DISARMED** Система управления передним колесом отключена	ВЫРУЛИВАНИЕ И ВЗЛЕТ ЗАПРЕЩЕН. ■ **на посадке:** – РУЛЬ – НАПРАВЛЕНИЯ..ИСПОЛЬЗОВАТЬ – ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ..ИСПОЛЬЗОВАТЬ
	BRAKE TEMP DET FAULT Отказ системы индикации температуры	Действий не требуется.
	BRAKE CHECK SYSTEM Имеется неисправность не влияющая на эффективность тормозов. *Вылет разрешается*	Действий не требуется.
	BRAKE HOT Высокая температура тормозов. Температура тормозов выше 180°C.	Контролировать температуру тормозов при заруливании, контролировать дальнейший рост температуры.

© ЗАО «ГСС»

ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ВУЛКАНИЧЕСКОГО ПЕПЛА

ВЫПОЛНИТЬ СЛЕДУЮЩУЮ ПРОЦЕДУРУ ВО ВРЕМЯ РАЗВОРОТА НА 180 ГРАДУСОВ:

- УВД……ДОЛОЖИТЬ
- АТ……..ОТКЛ.
- THR LEVER /……УМЕНЬШИТЬ ТЯГУ (ПО ВОЗМОЖНОСТИ)
- КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ (100%)……..……..ПРИМЕНИТЬ
- БОРТПРОВОДНИКОВ……ИНФОРМИРОВАТЬ
- PASS OXY……..……ON
- ENG START ……..……IGN/ON
- ПОС ДВИГАТЕЛЯ……..……ВКЛ.
- ПОС КРЫЛА……..……..……ВКЛ.
- ВСУ……..……..……ЗАПУСТИТЬ
- ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЯ……..……..…КОНТРОЛИРОВАТЬ
- ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ…..КОНТРОЛИРОВАТЬ
- При недостоверных показаниях скорости выполнить процедуру «недостоверные показания скорости»
- При отказе обоих двигателей использовать процедуру запуска двигателя в полёте. Перед запуском двигателя отключить ПОС крыла

© ЗАО «ГСС»

4.90 АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ 3
АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА 4
АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ КАБИННОГО ЭКИПАЖА 6
ВНУТРИСАМОЛЕТНАЯ СВЯЗЬ 7
ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ НА СУШЕ 10
ЭВАКУАЦИЯ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА ЧЕРЕЗ ФОРТОЧКУ 11
ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ НА ВОДЕ 13
ФИКСИРОВАННЫЕ ПОЗЫ ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ 15
ТИПОВОЙ ТЕКСТ ОБРАЩЕНИЯ К ПАССАЖИРАМ 16
ТИПОВОЙ ТЕКСТ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ 16

© ЗАО «ГСС»

Эта страница преднамеренно оставлена пустой

© ЗАО «ГСС»

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

В случае аварийной посадки на сушу (на воду) основной задачей экипажа является обеспечение безопасности пассажиров при приземлении (при приводнении) самолета и эвакуация пассажиров из самолета, а в безлюдной местности — и создание условий для дальнейшего существования до получения внешней помощи (или с оказанием им помощи на воде).

Успешное завершение аварийной эвакуации зависит, прежде всего, от того, насколько каждый член экипажа хорошо знает и выполнит обязанности, предписанные Аварийным расписанием.

В случае, если КВС по состоянию здоровья не может выполнять возложенные на него обязанности, другой член экипажа обязан заменить его в соответствии с установленными правилами.

© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

Основным вариантом аварийной эвакуации летного экипажа из самолета является эвакуация из пассажирской кабины через любой пригодный аварийный выход в соответствии с аварийным расписанием.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ЕСЛИ ПРОХОД В ПАССАЖИРСКУЮ КАБИНУ НЕВОЗМОЖЕН ЭВАКУАЦИЮ ВЫПОЛНЯТЬ ЧЕРЕЗ ФОРТОЧКИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА.

■ Эвакуация через входную (служебную) дверь:

КВС :
- Покидает кабину экипажа с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием, убедившись, что все члены летного экипажа эвакуировались из кабины экипажа
- Эвакуируется из самолета через любой пригодный для эвакуации аварийный выход
- Руководит членами экипажа и пассажирами до прибытия спасателей.

2/П :
- Покидает кабину экипажа с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием, проходит в пассажирский салон, оказывает помощь кабинному экипажу и пассажирам при эвакуации из самолета, если этого требуют обстоятельства
- Эвакуируется из самолета через любой пригодный аварийный выход
- На земле оказывает помощь пассажирам и направляет их в безопасное место

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ЧЛЕН ЭКИПАЖА :
- Первым покидает кабину экипажа, проходит в пассажирский салон, оказывает помощь пассажирам при эвакуации из самолета, если этого требуют обстоятельства
- Эвакуируется из самолета через любой пригодный аварийный выход
-

© ЗАО «ГСС»

■ Эвакуация через форточку:

Примечание: Выполняется, если проход в пассажирскую кабину невозможен

КВС :
- Покидает кабину экипажа, убедившись, что все члены летного экипажа эвакуировались из кабины экипажа.
- Эвакуируется из самолета с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием через левую или правую форточку, используя спасательный канат.
- Руководит членами экипажа и пассажирами до прибытия спасателей.

2/П :
- Эвакуируется из самолета с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием через правую или левую форточку, используя спасательный канат.
- На земле оказывает помощь пассажирам и направляет их в безопасное место.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ЧЛЕН ЭКИПАЖА :
- Эвакуируется из самолета через левую или правую форточку, используя спасательный канат.

ЗАКРЕПЛЕННОЕ АВАРИЙНО СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

КВС : Аварийно-осветительный фонарь, медицинская аптечка.

2/П : Аварийно-осветительный фонарь, радиостанция Р-855А1, топор.

© ЗАО «ГСС»

АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ КАБИННОГО ЭКИПАЖА

Аварийная эвакуация кабинного экипажа и пассажиров выполняется из пассажирской кабины через передние и задние входные (служебные) двери в соответствии с аварийным расписанием.

Примечание: Открытие дверей выполняется кабинным экипажем в соответствии с аварийным расписанием в следующей очередности, если внешние условия позволяют, передняя и задняя входные двери, затем передняя и задняя служебные двери

КАБИННЫЙ ЭКИПАЖ	ЗАКРЕПЛЕННЫЙ АВАРИЙНЫЙ ВЫХОД	ЗАКРЕПЛЕННОЕ РАБОЧЕЕ МЕСТО	ЗАКРЕПЛЕННАЯ ЗОНА В ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЕ
СТАРШИЙ Б/П	Передние входная и служебная двери	Откидное кресло в переднем вестибюле. При эвакуации пассажиров занять место напротив двери кабины экипажа	От середины пассажирского салона (10 ряда кресел) до переднего вестибюля
Б/П	Задние входная и служебная двери	Откидное кресло в заднем вестибюле. При эвакуации пассажиров занять место напротив продольного прохода	От середины пассажирского салона (11 ряда кресел) до заднего вестибюля

Примечание: При наличии третьего бортпроводника, третий бортпроводник помогает старшему бортпроводнику и открывает переднюю служебную дверь.

ЗАКРЕПЛЕННОЕ АВАРИЙНО СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

СТАРШИЙ Б/П : Переносной аварийный радиомаяк, медицинская аптечка, аварийно-осветительный фонарь, электромегафон и НАЗ (если установлен)

Б/П : Медицинская аптечка, аварийно-осветительный фонарь и НАЗ (если установлен)

© ЗАО «ГСС»

ВНУТРИСАМОЛЕТНАЯ СВЯЗЬ

1	АВАРИЙНЫЙ ВЫЗОВ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	– Кнопку EMER на пульте АСР……НАЖАТЬ или – Используя систему PACIS подать команду: «СТАРШИЙ БОРТПРОВОДНИК, ПРОЙДИТЕ В КАБИНУ ЭКИПАЖА»	*Старший бортпроводник обязан немедленно пройти в кабину экипажа.*
ПАСС КАБИНА	КАБИНА ЭКИПАЖА	– Кнопку EMER на терминале связи бортпроводников...НАЖАТЬ	*Любой член кабинного экипажа может выполнить аварийный вызов. Летный экипаж обязан ответить.*

2	АВАРИЙНОЕ СООБЩЕНИЕ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	– Используя систему PACIS подать команду: «ВНИМАНИЕ ЭКИПАЖ! ЗАНЯТЬ РАБОЧИЕ МЕСТА»	*Летный экипаж информирует кабинный экипаж, о том, что, возможно, вскоре потребуется аварийная эвакуация.* *Кабинный экипаж обязан занять рабочие места, определенные аварийным расписанием, и пристегнуть привязные ремни.*

© ЗАО «ГСС»

3	**ОПОВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ**		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	– Переключатель NO SMOK……ON – Кнопка-табло SEAT BELTS …..НАЖАТЬ – Переключатель EMER LT……ON – используя систему PACIS обращение к пассажирам ……ВЫПОЛНИТЬ Типовой текст обращения к пассажирам, см. РЛЭ 4.10 стр.18	*Учитывая психологические особенности, летный экипаж обязан первым информировать пассажиров о намерении выполнить аварийную посадку.*
СТАРШИЙ Б/П	КАБИНА ЭКИПАЖА	– Освещение пассажирской кабины на полную яркость…….ВКЛЮЧИТЬ – Используя систему PACIS пассажиров ПРОИНФОРМИРОВАТЬ Типовой текст информации для пассажиров, см. РЛЭ 4.10 стр.18	*Старший бортпроводник информирует пассажиров о действиях, которые следует выполнить при подготовке к аварийной посадке и эвакуации, особое внимание обращая на действия, связанные с командами:* *«ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»;* *«ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»;* *«ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ».*

4	**ЗАВЕРШЕНИЕ ПОДГОТОВКИ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ**		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	– Используя систему PACIS подать команду: «ЗАВЕРШИТЬ ПОДГОТОВКУ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»	*Летный экипаж подает эту команду незадолго до выполнения аварийной посадки.*

© ЗАО «ГСС»

5	**ПОСАДКА**		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	– Используя систему PACIS подать команду: «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»	*Летный экипаж подает эту команду не позднее, чем за 1 мин до выполнения посадки.*

6	**НАЧАЛО ЭВАКУАЦИИ**		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	– Используя систему PACIS подать команду: «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»	*Летный экипаж подает команду начать немедленную эвакуацию пассажиров, кабинный экипаж направляет пассажиров к аварийным выходам.*
ПАСС КАБИНА	КАБИНА ЭКИПАЖА И ПАСС КАБИНА	– Используя систему PACIS или ЭЛЕКТРОМЕГАФОН подать команду: «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»	*Кабинный экипаж подает команду немедленно начать эвакуацию пассажиров в случае, если такую команду не подал летный экипаж и достоверно известно, что выполнить эвакуацию необходимо.*
ПАСС КАБИНА	ПАСС КАБИНА	– Используя систему PACIS или ЭЛЕКТРОМЕГАФОН или ГРОМКИМ ГОЛОСОМ	*Кабинный экипаж встает в проходе подает команды:* *«РАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ»,* *«ВЕЩИ НЕ БРАТЬ»,* *«ПРОЙДИТЕ К ВЫХОДУ»,* *«СЛЕДУЙТЕ СЮДА».*

7	**ЭВАКУАЦИЯ НЕ ТРЕБУЕТСЯ**		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	– Используя систему PACIS подать команду: «ОСТАВАТЬСЯ НА СВОИХ МЕСТАХ»	*После оценки ситуации, если КВС считает, что эвакуация не требуется и он гарантирует безопасность пассажиров, летный экипаж немедленно сообщает об этом..*

© ЗАО «ГСС»

ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ НА СУШЕ

ПРОЦЕДУРЫ ДЛЯ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

- Летный экипаж информирует кабинный экипаж о причинах вынужденной посадки и устанавливает план действий;
- Летный экипаж использует систему PACIS для подачи команд, таких как «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ».

- **По команде «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»**

– Ручку стопорения ремней в положение ручного стопорения……УСТАНОВИТЬ

Примечание: Кресло дополнительного члена экипажа не оборудовано системой ручного стопорения ремней, стопорение выполняется автоматическим инерционным механизмом

ПРОЦЕДУРЫ ДЛЯ КАБИННОГО ЭКИПАЖА

Когда кабинный экипаж получает команду начать эвакуацию пассажиров, каждый член кабинного экипажа должен действовать в соответствии со следующими процедурами:

- Подать команду.....«РАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ»
- ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ.....ОЦЕНИТЬ

Перед открытием двери через смотровое окно или ближайший к двери иллюминатор убедиться в отсутствии сильного задымления, открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации.

- **если зона эвакуации безопасна:**

– ДВЕРЬ…….....ОТКРЫТЬ

Повернуть внутреннюю ручку вверх до упора и толкнуть дверь

Примечание: Перед открытием двери убедиться, что ручка селектора аварийного трапа находится в положении ARMED (Режим аварийного открытия двери и выброса аварийного надувного трапа).

Примечание: Если дверь не открылась автоматически, открыть дверь вручную, толкая дверь наружу вперед до постановки на фиксаторы открытого положения.

© ЗАО «ГСС»

- **если аварийный трап не раскрылся:**
  - РУЧКУ PULL……..ВЫТЯНУТЬ

    Вытянуть ручку ручного включения наддува трапа. На наполнение аварийного трапа и на установку трапа в рабочее положение требуется не более 10 сек

– ПОДАТЬ КОМАНДУ.....«СЛЕДУЙТЕ СЮДА»
– ПОДАТЬ КОМАНДУ.....«ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ»
– ЭВАКУАЦИЮ ПАССАЖИРОВ.....УСКОРИТЬ

- **если аварийный трап становится неработоспособным:**
  - ЭВАКУАЦИЮ ПАССАЖИРОВ.....ПРЕКРАТИТЬ
  - Пассажиров к другому аварийному выходу….НАПРАВИТЬ

– ЗАКРЕПЛЕННУЮ ЗОНУ.....ОСМОТРЕТЬ

Перед эвакуацией кабинный экипаж обязан проверить закрепленную Аварийным расписанием зону в пассажирской кабине и убедиться, что все пассажиры эвакуировались

– КАБИННОМУ ЭКИПАЖУ .....ЭВАКУИРОВАТЬСЯ

Эвакуация аварийно-спасательного оборудования выполняется кабинным экипажем в соответствии с Аварийным расписанием.

– ПАССАЖИРОВ В БЕЗОПАСНОЕ МЕСТО.....НАПРАВИТЬ

- **если зона эвакуации небезопасна:**

– ДВЕРЬ.....НЕ ОТКРЫВАТЬ
– Пассажиров к другому аварийному выходу.....НАПРАВИТЬ

ЭВАКУАЦИЯ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА ЧЕРЕЗ ФОРТОЧКУ

ОТКРЫТИЕ ФОРТОЧКИ

Перед открытием форточки убедиться в отсутствии сильного задымления, открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации.

– КНОПКУ ФИКСАЦИИ……НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ

На ручке управления кнопку фиксации удерживать в нажатом состоянии до полного открытия форточки

– РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ ПОВЕРНУТЬ НА СЕБЯ И ТЯНУТЬ НАЗАД

Форточка сходит с замков и поворачивается внутрь кабины относительно передней опоры для дальнейшего перемещения назад. Переместить форточку назад до упора и отпустить кнопку фиксации.

– ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ.....ОЦЕНИТЬ

Убедиться в отсутствии сильного задымления, открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации. В темное время суток использовать аварийно-осветительный фонарь.

© ЗАО «ГСС»

ЭВАКУАЦИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПАСАТЕЛЬНОГО КАНАТА

- Кресло пилота в крайнем заднем положении ……..ЗАФИКСИРОВАТЬ
- ПОДЛОКОТНИКИ КРЕСЛА……ПОДНЯТЬ ВВЕРХ
- КРЫШКУ НИШИ РАЗМЕЩЕНИЯ КАНАТА.....ОТКРЫТЬ
- БУХТУ КАНАТА.....….....….....РАЗМОТАТЬ

Размотать бухту каната и выбросить свободный конец каната в открытый проем форточки

- *Взяться правой рукой за канат;
- Развернуться спиной к форточке;
- Удерживаясь за канат обеими руками на уровне груди, сесть на нижнюю часть переплета фонаря;
- *Перенести левую ногу через проем форточки наружу
- *Взяться левой рукой за канат ниже переплета фонаря, наклонить туловище горизонтально вдоль нижней кромки проема форточки;
- *Взяться правой рукой за нижнюю часть переплета фонаря, перенести правую ногу через проем форточки наружу
- *Взяться правой рукой за канат ниже левой руки
- Перебирая канат руками, спуститься на землю.

Примечание: Действия пилота приведены при эвакуации через правую форточку, действия пилота при эвакуации через левую форточку симметричны (зеркально отражены) действиям пилота через правую форточку.*

Примечание: При эвакуации через левую форточку, в начале спуска, соблюдать осторожность, опасаясь получить травму о резервный датчик полного давления.

© ЗАО «ГСС»

ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ НА ВОДЕ

ПРОЦЕДУРЫ ДЛЯ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

■ **По команде «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»**

– СПАСАТЕЛЬНЫЙ ЖИЛЕТ.....НАДЕТЬ

■ **По команде «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»**

– Ручку стопорения ремней в положение ручного стопорения …….....УСТАНОВИТЬ

Примечание: Кресло дополнительного члена экипажа не оборудовано системой ручного стопорения ремней, стопорение осуществляется автоматическим инерционным механизмом

ПРОЦЕДУРЫ ДЛЯ КАБИННОГО ЭКИПАЖА

Каждый член кабинного экипажа должен действовать в соответствии со следующими процедурами:

■ **По команде «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»**

– Подать команду…«НАДЕНЬТЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ»

Спасательные жилеты приводить в действие только в момент прохождения аварийного выхода

– СПАСАТЕЛЬНЫЙ ЖИЛЕТ.....НАДЕТЬ
– Подать команду.....«ЗАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ»

■ **По команде «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»**

– Подать команду.....«РАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ»
– Ручку селектора аварийного трапа в положение DISARMED.....УСТАНОВИТЬ

Режим открытия двери без выброса аварийного надувного трапа

– ДВЕРЬ.....ОТКРЫТЬ

Для эвакуации рекомендуется использовать аварийные выходы, расположенные с подветренной стороны.

– ЭВАКУАЦИЮ ПАССАЖИРОВ В ВОДУ.....ВЫПОЛНИТЬ
– ЗАКРЕПЛЕННУЮ ЗОНУ.....ОСМОТРЕТЬ

Перед эвакуацией кабинный экипаж обязан проверить закрепленную Аварийным расписанием зону в пассажирской кабине и убедиться, что все пассажиры эвакуировались.

© ЗАО «ГСС»

- **при наличии времени:**

  В качестве вспомогательных плавсредств могут использоваться аварийные надувные трапы, расположенные на аварийных выходах.

  – Плавающих у двери в целях безопасности……..УДАЛИТЬ
  – ДВЕРЬ.....ЗАКРЫТЬ
  – Ручку селектора аварийного трапа в положение ARMED.....УСТАНОВИТЬ

  Режим аварийного открытия двери и выброса аварийного надувного трапа

  – ДВЕРЬ.....ОТКРЫТЬ

  - **если аварийный трап не раскрылся:**

    – Ручку PULL……....ВЫТЯНУТЬ

    Вытянуть ручку ручного включения наддува трап. На наполнение аварийного трапа и на установку трапа в рабочее положение требуется не более 10 секунд

    – ШВАРТОВОЧНЫЙ ТРОС.....ВЫПУСТИТЬ

    Для выпуска швартовочного троса потяните за выпускной шнур, прикрепленный к швартовочному тросу, на краю трапа

    – ТРАП ОТ САМОЛЕТА.....ОТСОЕДИНИТЬ

    Для отсоединения трапа от самолета откидной клапан выходной площадки трапа поднять и рукоятку отсоединения выходной площадки трапа вытянуть.
    Трап отплывает от самолета на расстояние длины швартовочного троса приблизительно на 20 ft (6,1 м).

    – ТРАП ОТ САМОЛЕТА .....ОТШВАРТОВАТЬ

    Чтобы отшвартовать трап от самолета потяните отстыковочный шнур, закрепленный на швартовочном тросе в торцевой части трапа.

– КАБИННОМУ ЭКИПАЖУ .....ЭВАКУИРОВАТЬСЯ

Эвакуация аварийно-спасательного оборудования выполняется кабинным экипажем в соответствии с Аварийным расписанием.

© ЗАО «ГСС»

ФИКСИРОВАННЫЕ ПОЗЫ ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ

Пассажиры



Ст.бортпроводник, третий бортпроводник



Бортпроводник



© ЗАО «ГСС»

ТИПОВОЙ ТЕКСТ ОБРАЩЕНИЯ К ПАССАЖИРАМ

Внимание!

Говорит командир воздушного судна.

Самолет неисправен, возможна аварийная посадка (Через ___ минут наш самолет из-за неисправности выполнит аварийную посадку на воду).

На борту имеется необходимое аварийно-спасательное оборудование (спасательные жилеты, для детей).

Мы предупредили наземные спасательные службы, и они принимают необходимые меры.

Сохраняйте полное спокойствие, оставайтесь на своих местах, точно выполняйте все указания членов экипажа.

ТИПОВОЙ ТЕКСТ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ

Внимание!

Перед аварийной посадкой (посадкой на воду) по команде «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ» вы должны:

- снять очки, зубные протезы, вынуть из карманов острые предметы, авторучки, ножи, зажигалки
- снять обувь на высоких каблуках
- расстегнуть воротник и ослабить галстук, а также тесную и стягивающую одежду
- надеть спасательный жилет и не надувать его в самолете. Порядок надевания спасательного жилета, детского спасательного жилета и приведение в действие детского спасательного плотика указан в Инструкции по безопасности, которая находится в спинке кресла
- поставить в вертикальное положение спинку кресла и проверить, застегнуты ли привязные ремни

За несколько секунд до посадки мы подадим команду: «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»

В этом момент вы должны:

- принять фиксированную позу
- оставаться в этом положении до полной остановки самолета

По команде «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ» вы должны:

- расстегнуть привязные ремни и покинуть самолет, следуя указаниям членов экипажа
- сохранять спокойствие и выполнять все подаваемые команды
- пользоваться только тем выходом, который будет указан. При задымлении салона Вам необходимо передвигаться к аварийному выходу так, чтобы органы дыхания находились ниже уровня задымления (полусогнувшись или на четвереньках), руководствуясь напольной маркировкой пути эвакуации.

Благодарю за внимание.

© ЗАО «ГСС»