

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра технической эксплуатации
радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта

БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА МС-21 И ЕГО ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Учебное пособие

Под редакцией Э.А. Болелова

*Утверждено редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия*

Москва
ИД Академии Жуковского
2023

УДК 621.396:629.7.05
ББК 0561.5
Б83

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Петров В.И. (МГТУ ГА) – канд. техн. наук, доцент;
Ахилинин Р.Н. (РТИ им. ак. А.Л. Минца) – д-р техн. наук, профессор

Авторский коллектив: д-р техн. наук, доцент Болелов Э.А.,
канд. техн. наук, доцент Кудинов А.Т., канд. техн. наук, доцент Гевак Н.В.,
д-р техн. наук Коротков С.С., канд. техн. наук Яковлева Л.А.

Б83 **Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета MC-21 и его
техническая эксплуатация [Текст] : учебное пособие / под ред. Э.А. Болелова. – М. : ИД Академии Жуковского, 2023. – 160 с.**

ISBN 978-5-907699-78-6

В учебном пособии рассматриваются бортовые радиосвязные, спутниковые, радиолокационные и радионавигационные системы среднемагистрального узкофюзеляжного пассажирского самолета MC-21, а также средства контроля технического состояния указанного воздушного судна. Даны общие сведения о MC-21-300, его строении и системах. Представлены общие требования, предъявляемые при проведении технического обслуживания. Приведено размещение радиоэлектронного оборудования на борту воздушного судна и размещение органов управления радиоэлектронным оборудованием, расположенных на многофункциональном пульте управления в кабине экипажа.

Рассмотрены вопросы обеспечения безопасности при эксплуатации и техническом обслуживании радиоэлектронного оборудования.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Техническая эксплуатация ВС и АП» по учебному плану специальности 25.05.03 «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования» для всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 08.09.2023 г. и методического совета 08.09.2023 г.

УДК 621.396:629.7.05
ББК 0561.5
Св. тем. план 2023 г.
поз. 22

ISBN 978-5-907699-78-6

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2023

Содержание

Раздел 1. Общие сведения о самолете MC-21-300	5
1.1 Краткие сведения о конструкции и оборудовании самолета MC-21-300	5
1.2 Требования безопасности при выполнении работ по техническому обслуживанию самолета MC-21-300.....	7
1.3 Особенности разбиения самолета на зоны. Маркировка.....	10
1.4 Краткое описание оборудования кабины экипажа.....	13
1.5 Общие сведения о техническом обслуживании самолета.....	14
Раздел 2. Оборудование радиосвязное	17
2.1 Назначение.....	17
2.2 Состав.....	17
2.3 Органы управления радиосвязным оборудованием.....	17
2.4 Радиостанция коротковолновой связи.....	21
2.5 Радиостанция ультракоротковолнового диапазона связи.....	35
2.6 Радиостанция спутниковой связи.....	41
2.7 Средства передачи данных и автоматического вызова.....	50
Раздел 3. Радиолокационное оборудование	59
3.1 Метеонавигационная радиолокационная система.....	59
3.2 Бортовой радиовысотомер.....	72
3.3 Самолетный ответчик.....	75
3.4 Система опознавания государственной принадлежности.....	81
3.5 Радиодальномер.....	89
Раздел 4. Радионавигационное оборудование	93
4.1 Интегрированная навигационная система.....	93
4.2 Автоматический радиокompас.....	119
4.3 Система навигации спутниковая ГЛОНАСС/GPS.....	128
Раздел 5. Средства контроля технического состояния самолета MC-21	139
5.1 Бортовая система технического обслуживания.....	139
5.2 Работа бортовой системы технического обслуживания.....	142
5.3 Описание мнемокадров основного меню.....	148
Список принятых сокращений	150

Приложение А.....	152
Приложение Б.....	153
Приложение В.....	159

Раздел 1. Общие сведения о самолете MC-21-300

1.1 Краткие сведения о конструкции и оборудовании самолета MC-21-300

Самолёт MC-21-300 (рис.1.1) предназначен для перевозки на ближних и средних авиалиниях пассажиров, багажа, животных в грузовых отсеках, почты и грузов. Самолет представляет собой низкоплан нормальной аэродинамической схемы со стреловидными крылом и оперением.



Рисунок 1.1 – Внешний вид самолета MC-21-300

На самолете установлена маршевая силовая установка с двумя двигателями с высокой степенью двухконтурности и вспомогательная силовая установка с вспомогательным газотурбинным двигателем.

В носовой части фюзеляжа расположена кабина экипажа с двумя местами для пилотов и одним местом для проверяющего.

На самолете могут быть реализованы следующие компоновки салона пассажиров:

- смешанного класса – рассчитана на перевозку 163 пассажиров (16 пассажирских мест бизнес-класса и 147 пассажирских мест экономического класса);
- экономического класса – рассчитана на перевозку 181 пассажира (181 пассажирское место экономического класса);
- сверхплотная компоновка – рассчитана на перевозку 211 пассажиров (211 пассажирских мест экономического класса).

Самолет может эксплуатироваться на искусственной взлетно-посадочной полосе с абсолютной высотой над уровнем моря от минус 300 м до 4060 м во всех климатических зонах без сезонных перерывов при:

- температуре наружного воздуха у земли от минус 55 °С до 55 °С;
- относительной влажности до 98 %;
- по высотам от тропического максимума до арктического минимума по условиям атмосферы ICAO;
- в условиях обледенения.

Конструктивно самолет состоит из следующих основных частей (рис. 1.2):

- фюзеляж;

- крыло;
- оперение;
- силовая установка;
- вспомогательная силовая установка;
- функциональные системы самолета.



Рисунок 1.2 – Схема деления самолета MC-21-300 на основные составные части.

Фюзеляж самолета предназначен для размещения экипажа, пассажиров, оборудования, багажа и груза, и представляет собой конструкцию типа «полумонокок» с несущей обшивкой, подкрепленной каркасом. Технологически он состоит из шести отдельных отсеков. Фюзеляж разделен на две зоны, негерметичную и герметичную. Герметичная зона каркасом пола делится на верхнюю и нижнюю части.

Крыло предназначено для создания подъемной силы и обеспечения поперечной устойчивости и управляемости самолетом на всех режимах полета.

Оперение предназначено для балансировки самолета на заданных углах атаки и скольжения, а также для обеспечения устойчивости и управляемости самолета в полете относительно всех осей. Оно подразделяется на вертикальное и горизонтальное. Вертикальное оперение состоит из стреловидного (трапецевидной формы в плане), киля и шарнирно подвешенного к нему руля направления. Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и шарнирно подвешенного к нему односекционного руля высоты.

Силовая установка включает в себя двигатель, створки капота вентилятора и реверсивное устройство. К двигателю крепится воздухозаборник и компоненты реактивного сопла.

Вспомогательная силовая установка предназначена для:

- электрического питания систем самолета;
- обеспечения пневматического питания для запуска двигателей маршевой силовой установки и работы комплексной системы кондиционирования воздуха.

Вспомогательная силовая установка расположена в хвостовом отсеке самолета. Впереди отсек отделен от фюзеляжа противопожарной перегородкой и состоит из двух частей: непосредственно отсека установки, где расположен двигатель, и отсека выхлопной трубы.

Отсек вспомогательной силовой установки защищен противопожарными перегородками и экранами (пассивная пожарная защита).

Оборудование самолета состоит из следующих **функциональных систем**:

- шасси;
- гидравлическая система;
- топливная система;
- система электроснабжения;
- система кондиционирования воздуха;
- комплексная система управления;
- радиосвязное оборудование;
- бытовое и аварийно-спасательное оборудование;
- средства пожарной защиты;
- противообледенительная система;
- система индикации и регистрации;
- светотехническое оборудование;
- навигационное оборудование;
- кислородная система;
- система отбора воздуха;
- авионика интегрированная модульная;
- бортовая система технического обслуживания;
- комплексная интегрированная система.

1.2 Требования безопасности при выполнении работ по техническому обслуживанию самолета MC-21-300

К технической эксплуатации самолета допускаются сертифицированные специалисты по техническому обслуживанию (ТО), имеющие специальную подготовку, знания конструкции воздушного судна (ВС), правил его технической эксплуатации и требований безопасности, действующей эксплуатационной документации, а также имеющие практические навыки работ в объеме функциональных обязанностей и получившие допуск к работе.

Во избежание травмирования специалистов при технической эксплуатации самолета **запрещается**:

- заниматься посторонними делами, не относящимися к выполняемой работе;
- допускать на рабочее место посторонних лиц;
- оставлять не убранным случайно пролитое топливо, масло и другие рабочие жидкости;
- загромождать рабочее место и проходы оборудованием и запасными частями;
- засорять рабочее место использованными салфетками, ветошью, бумагой и другими отходами;
- находиться в опасных зонах (рис.1.3) при работающих двигателях;
- находиться в зонах повышенной опасности при работающей вспомогательной силовой установке (рис.1.4);
- находиться в зоне воздействия радиоволн СВЧ при работающей радиолокационной станции (рис.1.5);
- находиться посторонним лицам в зоне проведения работ на высоте;
- находиться в зоне действия знаков, предупреждающих об опасности;
- находиться под стрелой грузоподъемных механизмов;
- находиться рядом с самолетом (внутри, на внешних поверхностях, под самолетом) при работах по его подъему (опусканию);
- находиться в зонах отклоняемых поверхностей самолета при наличии давления в гидросистемах;

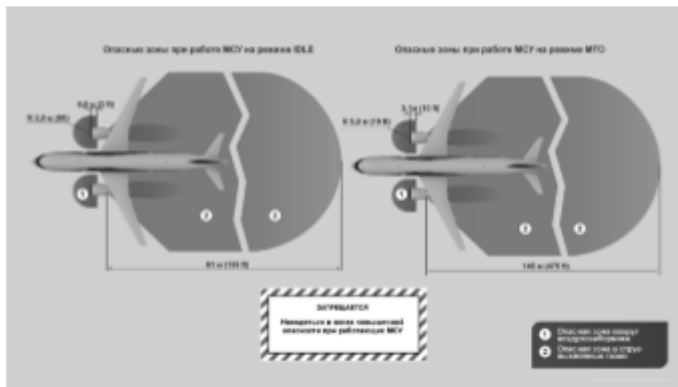


Рисунок 1.3 – Зоны повышенной опасности при работе маршевых силовых установок

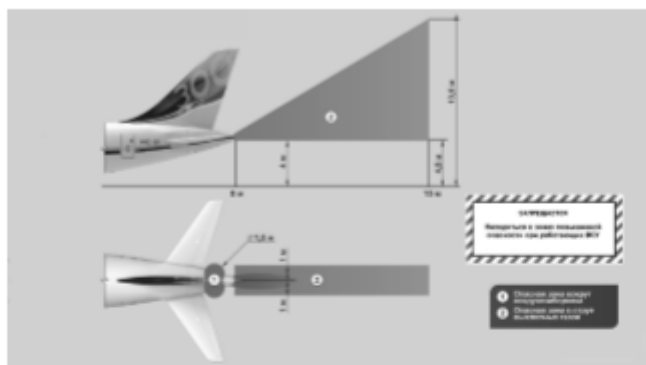


Рисунок 1.4 – Зоны повышенной опасности при работе вспомогательной силовой установки

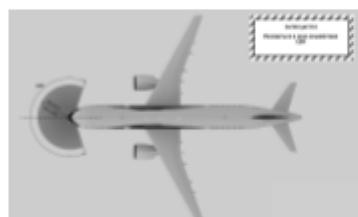


Рисунок 1.5 – Зоны повышенной опасности при работающей станции

- перегружать рабочие площадки стремянок и платформ нагрузкой, превышающей установленную для них норму;
- использовать средства доступа (стремянки, платформы и т.д.), покрытые льдом;
- выполнять работы с компонентами и системами самолета, находящимися в работе (движении);
- выполнять работы с баллонами для сжатых газов, не прошедшими окислительствование;
- выполнять работы на компонентах и трубопроводах систем, находящихся под давлением;
- выполнять работы на высоте и на внешних поверхностях самолета без использования страховочных приспособлений;

- производить работы по подъему самолета гидроподъемниками и демонтажу крупногабаритных компонентов на открытой стоянке при скоростях ветра более 10 м/с.

При проведении работ по ТО необходимо:

- выполнять работы в чистой специальной одежде;
- использовать только чистые, исправные и не имеющие повреждений инструмент, наземные средства контроля (НСК), унифицированные и специальные средства наземного обслуживания (СНО), применять только НСК, прошедшие метрологические поверки в установленные для них сроки;
- не допускать падения деталей, инструмента и других посторонних предметов на элементы конструкции самолета;
- при нахождении самолета на стоянке более двух часов убедиться, что установлены предусмотренные средства защиты (заглушки, чехлы и т.д.);
- при работе на консолях крыла, фюзеляжа, хвостовом оперении использовать защитные маты.

С целью выполнения требований пожарной безопасности необходимо, чтобы место стоянки и проведения ТО самолета было оборудовано исправными и поверенными пожарными средствами.

Требования безопасности при технической эксплуатации соответствующих систем самолета содержатся в руководстве по технической эксплуатации, в модулях данных с информационным кодом «012». Требования безопасности, необходимые для выполнения конкретных шагов процедур ТО, указываются непосредственно в процедуре перед соответствующим шагом.

1.3 Особенности разбиения самолета на зоны. Маркировка

Для определения точного расположения отсеков, агрегатов, блоков, узлов, деталей используют так называемые «базовые линии». К базовым линиям самолета относятся:

- строительная горизонталь фюзеляжа (СГФ);
- вертикальная продольная плоскость симметрии самолета (ПСС);
- теоретические линии пола и контура обшивки;
- ось симметрии;
- оси шпангоутов;
- оси нервюр.

Самолетная система координат имеет следующую ориентацию осей:

- ось X направлена от носа к хвостовой части;
- ось Z направлена по левой консоли крыла;
- ось Y направлена вверх.

Самолет условно разбивается на основные зоны (рис.1.6), основные подзоны и зоны. Каждой зоне присваивается шифр, состоящий из трех знаков:

- а) первый знак шифра обозначает основную зону;
- б) второй знак указывает на основные подзоны и место их нахождения относительно осевой линии. При зонировании самолета нечетные цифры относятся к левой стороне самолета (слева от ПСС), соответственно четные – правая сторона (справа от ПСС). К зонам, расположенным выше или ниже СГФ, принципиальных требований не предъявляется;
- в) третий знак в шифре обозначает зону.

Пример, обозначения зоны «321»: 3 – хвостовая часть и оперение; 2 – вертикальное оперение; 1 – передняя кромка вертикального оперения.

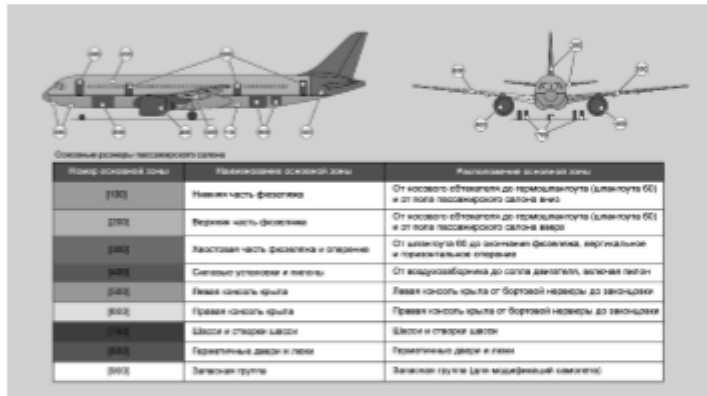


Рисунок 1.6 – Схема расположения основных зон самолета

Основная зона 100 представляет собой нижнюю часть фюзеляжа, которая располагается от носового обтекателя до заднего гермошпангоута и вниз от пола пассажирского салона, включая панели пола пассажирского салона.

Основная зона 200 представляет собой верхнюю часть фюзеляжа, которая располагается от носового обтекателя до шпангоута 60 вверх от пола пассажирского салона, не включая панели пола пассажирского салона.

Основная зона 300 представляет собой хвостовую часть фюзеляжа и оперение, которая включает в себя часть фюзеляжа от шпангоута 60, вертикальное и горизонтальное оперение самолета.

Основная зона 400 представляет собой силовую установку и пилон навески двигателя, которые располагаются от воздухозаборника до сопла двигателя.

Основная зона 500 представляет собой консоль крыла левую, которая располагается от бортовой нервюры до законцовки крыла.

Основная зона 600 представляет собой консоль крыла правую, которая располагается от бортовой нервюры до законцовки крыла.

Основная зона 700 представляет собой шасси и створки шасси, которые делятся на переднюю и основную опоры шасси, а также створки ниш передней и основных опор.

Основная зона 800 представляет собой герметичные люки и двери, которые располагаются в герметичной части фюзеляжа.

Для обеспечения доступа к самолётным системам и их обслуживания, в каждой зоне оборудованы точки доступа.

К точкам доступа самолета относятся:

- люки доступа для технического обслуживания;
- люки панелей заправки и обслуживания систем самолета;
- люки-лазы;
- съемные зализы и обтекатели;
- панели пола пассажирского салона;
- панели багажно-грузовых отсеков;
- панели потолочные и оконные пассажирского салона.

Для повышения качества и безопасности обслуживания ВС применяется нанесение маркировки с помощью наклеек и краски (рис.1.7).

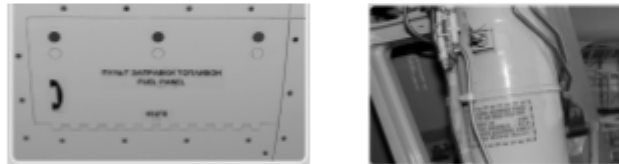


Рисунок 1.7 – Пример нанесения маркировки

Надписи, наклейки, и трафареты (в том числе, условные обозначения и маркировочные знаки) содержат следующие виды информации:

- предупреждения о возможности травм и повреждения оборудования;
- маркировку люков и панелей доступа к оборудованию при техническом обслуживании;
- инструкции по эксплуатации и действиям в аварийной ситуации;
- инструкции по обслуживанию;
- эксплуатационные (контролируемые) параметры систем самолета;
- условные обозначения элементов конструкции планера и компонентов систем самолета.

Для защиты персонала от поражения электрическим током при выполнении технического обслуживания самолета на стоянке, а также от разрядов статического электричества, накопленного на элементах конструкции самолета, используется заземление самолета (рис.1.8).

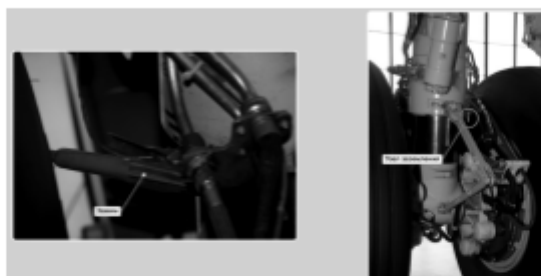


Рисунок 1.8 – Точки заземления на стойках основной опоры шасси

Заземление выполняют перед техническим обслуживанием, хранением, заправкой/сливом топлива, окраской.

Всего на самолете расположено четыре точки заземления:

- две точки заземления – на стойках основной опоры шасси;
- одна точка заземления – на фюзеляже;
- одна точка заземления – точка рукава топливозаправщика возле штуцера централизованной заправки.

1.4 Краткое описание оборудования кабины экипажа

Кабина экипажа находится в передней части фюзеляжа и отделена от переднего бытового отсека перегородкой. Перегородка состоит из бронированной задней стенки стойки кухонной, бронированной стенки модуля туалетного и бронированной двери в кабину экипажа. Перегородка кабины экипажа с установленной в ней входной, запираемой снаружи на ключ дверью, выполнена с баллистической защитой и защитой от несанкционированного входа в кабину.

Органы управления ВС сгруппированы в следующие группы (рис.1.9):

- комплексный потолочный пульт;
- доска приборная;
- пульт центральный;
- пульт левый;
- пульт правый;
- пост педального управления.

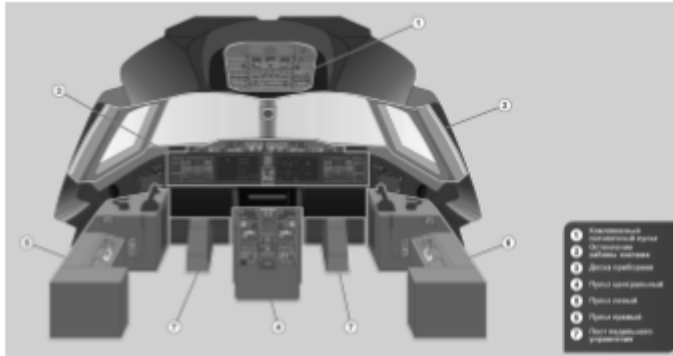


Рисунок 1.9 – Органы управления, расположенные в кабине экипажа

1.5 Общие сведения о техническом обслуживании самолета

Техническое обслуживание (ТО) включает в себя комплекс работ по поддержанию работоспособности самолета при использовании его по назначению, ожидании, хранении и транспортировании.

К работам по ТО допускается инженерно-технический персонал (специалисты по ТО), который обладает необходимыми знаниями конструкции самолета, правил его эксплуатации и средств наземного обслуживания в объеме своих функциональных обязанностей.

Работы по ТО разделены на:

- плановое ТО;
- неплановое ТО;
- заправочно-зарядные работы.

Плановое техническое обслуживание содержит работы по ТО, для которых определена периодичность их выполнения. К ним относятся:

- наружная и внутренняя очистка самолета;
- смазка агрегатов систем самолета;
- зонные осмотры.

Неплановое техническое обслуживание содержит работы по ТО, для которых не определена периодичность их выполнения. К ним относятся:

- обслуживание при низких температурах;
- взятие проб для анализа;
- кондиционирование воздуха;
- промывка систем.

При выполнении работ на поверхности крыла или стабилизатора запрещается наступать за пределы зон «Не наступать», обозначенных специальными трафаретами и надписями (рис.1.10).

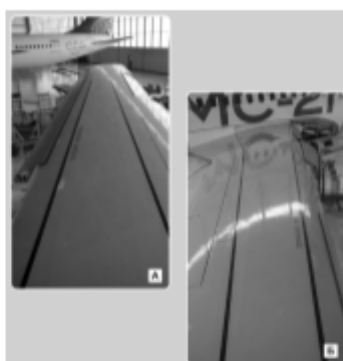


Рисунок 1.10 – Обозначение зон «Не наступать»

После авиационного происшествия или полета в опасных (нештатных) условиях необходимо провести **внеплановое техническое обслуживание**, которое выполняется в соответствии с Руководством по технической эксплуатации (Плановое/неплановое техническое обслуживание).

Перед началом осмотра необходимо получить информацию об условиях полета от экипажа. Чтобы получить полное представление о серьезности происшествия и ускорить первичное устранение повреждений, важно иметь информацию не только от летного экипажа, но и информацию от средств объективного контроля. Расшифровка параметров интегрированной системы сбора, контроля, обработки и регистрации полетных данных (ИССКОР-21) позволяет получить дополнительные данные о возможных неисправностях и повреждениях конструкции.

Осмотры и проверки могут проводиться в три этапа (рис.1.11).

Если на первом этапе повреждений не обнаружено, то дальнейшей проверки не требуется.

Если на первом этапе обнаружены повреждения, то должен быть выполнен второй этап. Если на втором этапе обнаружены повреждения, то должен быть выполнен третий этап.

Обнаруженные во время осмотров повреждения на первом или втором этапах подлежат восстановлению в соответствии с требованиями руководства по технической эксплуатации.

ОСМОТРЫ	ЦЕЛИ
GV1 Общий визуальный осмотр (1 этап)	Первичная проверка повреждений и определение необходимости детального осмотра
DET Детальный осмотр (2 этап)	Проверка скрытых повреждений и определение необходимости специального детального осмотра
SD1 Специальный детальный осмотр (3 этап)	Тщательная проверка определённых агрегатов или узлов для выявления повреждений, отказа или отклонений

Рисунок 1.11 – Основные этапы проведения проверок при внеплановом ТО

Раздел 2. Оборудование радиосвязное

2.1 Назначение

Радиосвязное оборудование предназначено для:

- обеспечения двусторонней связи в любой момент полета с наземными радиостанциями (диспетчерские центры, центры управления полетами, пункты управления воздушным движением (УВД), аэродромные службы) и другими самолетами,
- обеспечения связи между членами летного экипажа и оповещение пассажиров в полете,
- централизованного управления звуковыми сигналами от различных радионавигационных и радиосвязных средств БРЭО, системы предупреждения экипажа, системы предупреждения внешних угроз,
- передачи сигналов на частотах 121,5 и 406,037 МГц с функцией передачи координат места аварии и для привода поисково-спасательных средств (стационарный и переносной аварийные маяки),
- связи с наземным персоналом,
- записи речевой информации на борту, в том числе на ударостойкие носители.

2.2 Состав

Радиосвязное оборудование состоит из:

- радиостанций связанных;
- средств оповещения пассажиров;
- аппаратуры внутренней связи;
- системы речевых сообщений и голосовых команд;
- защиты от статического электричества;
- средств аудио- и видеонаблюдения;
- средств комплексной автоматической подстройки.

В состав связанных радиостанций входит:

- радиостанции коротковолновой (КВ) связи – 1 или 2 шт;
- радиостанции ультракоротковолновой (УКВ) связи – 3 шт;
- радиостанция спутниковой связи – 1 шт. (радиостанция SATCOM временно не включена в типовую конструкцию).

2.3 Органы управления радиосвязным оборудованием

Расположение органов управления в кабине и внешний вид представлены на рисунке 2.1.

Органы управления радиосвязным оборудованием состоят из:

- органов управления связными радиостанциями;
- органов управления аппаратуры внутренней связи;

- органов управления системы речевых сообщений и голосовых команд;
- органов управления средств аудио- и видеонаблюдения;
- органов управления средств комплексной и автоматической подстройки.

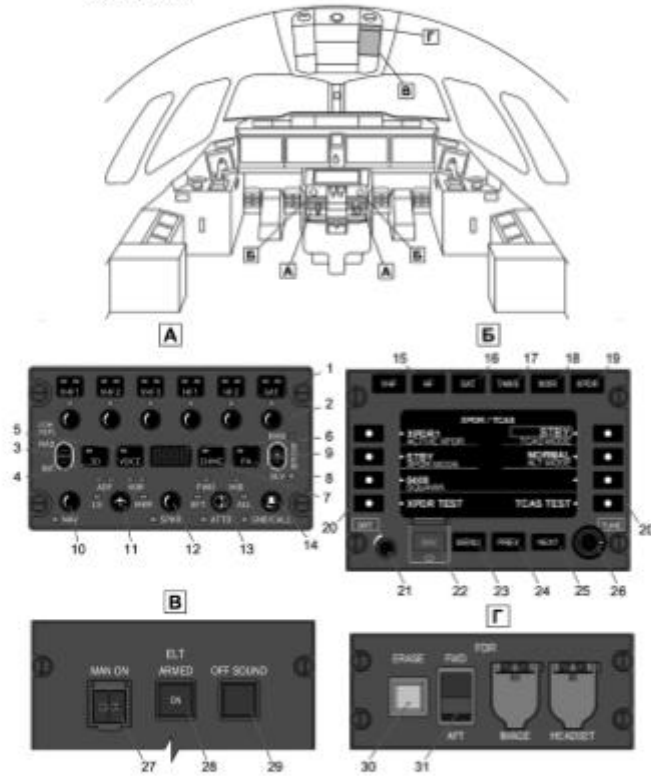


Рисунок 2.1 – Органы управления оборудования радиосвязного
Рассмотрим состав и особенности каждого отдельно.

Органы управления связными радиостанциями состоят из:

- кнопки PTT, расположенной на универсальной боковой ручке управления;
- кнопки PTT, расположенной на ручном микрофоне;
- органов управления на пульте управления связью (рис.2.1, вид А):
 - кнопок-сигнализаторов выбора рабочей радиостанции (VHF1,2,3, HF1,2, SAT – блок 1, рис. 2.1А);
 - потенциометров регулировки громкости радиостанции (блок 2, рис. 2.1А);
 - трехпозиционного переключателя RAD/INT (3, рис. 2.1А), имеющего следующие положения:
 - среднее положение;
 - положение RAD (нефиксированное);
 - положение INT (INTERCOM);
- органов управления на многофункциональном пульте управления (рис. 2.1, вид Б).

Органы управления аппаратуры внутренней связи состоят из:

- органов управления на терминале бортпроводника;
- органов управления на панели подключения гарнитуры наземного персонала;
- кнопки PTT, расположенной на ручном микрофоне;
- органов управления на пульте управления связью (рис. 2.1, вид А):
 - трехпозиционного переключателя RAD/INT (3, рис. 2.1А), имеющего следующие положения:
 - среднее положение;
 - положение RAD (нефиксированное);
 - положение INT (INTERCOM);
 - кнопки-сигнализатора CHIME (7, рис. 2.1А);
 - кнопки-сигнализатора PA (8, рис. 2.1А);
 - поворотного переключателя адреса зон вызова бортпроводников ATTD (13, рис. 2.1А), имеющего следующие положения:
 - AFT – задняя сервисная зона;
 - FWD – передняя сервисная зона;
 - MID – средняя сервисная зона;
 - ALL – общий вызов во все зоны;
 - потенциометра GND/CALL (14, рис. 2.1А).

Органы управления системы речевых сообщений и голосовых команд состоят из:

- кнопки PTT, расположенной на ручном микрофоне;
- органов управления на пульте управления связью (рис. 2.1, вид А):
 - кнопки-сигнализатора 3D (4, рис. 2.1А);
 - кнопки-сигнализатора VOICE (5, рис. 2.1А);

- трехпозиционного переключателя режимов работы канала системы связи (9, рис. 2.1А), имеющего следующие положения:
 - EMG – верхнее положение;
 - NORM – среднее положение;
 - SLV – нижнее положение;
- потенциометра SPKR (12, рис. 2.1А);
- органов управления для подключения на прослушивание и регулировки громкости прослушивания тональных сигналов от выбранного навигационного средства:
 - потенциометр NAV (10, рис. 2.1А);
 - поворотный переключатель выбора средств навигации (LS, ADF, VOR, MKR) (11, рис. 2.1А).

Органы управления средств аудио- и видеонаблюдения состоят из:

- органов управления на пульте управления кабином (рис.2.1, вид Г):
 - кнопки ERASE (30, рис. 2.1Г), для стирания видео- и аудиоинформации с обоих блоков многофункциональных защищенных бортовых накопителей;
 - переключателя FWD/AFT (31, рис. 2.1Г), для выбора одного из двух многофункциональных защищенных бортовых накопителей.

Органы управления средств комплексной и автоматической подстройки для настройки параметров и выборов режимов работы, управляемых с МФПУ самолетных систем и оборудования состоят из:

- кнопок для вызова на экран пульта форматов настройки радиостанций VHF и HF диапазона (15, рис. 2.1Б);
- кнопки для вызова на экран пульта форматов выбора режимов работы спутниковой системы связи SAT (16, рис. 2.1Б);
- кнопки TAWS (17, рис. 2.1Б) для вызова на экран пульта форматов выбора режимов работы системы раннего предупреждения приближения к земле;
- кнопки WXR (18, рис. 2.1Б) для вызова на экран пульта форматов выбора режимов работы метеорадара;
- кнопки для вызова на экран пульта форматов выбора режимов работы ответчика УВД (XPDR) (19, рис. 2.1Б);
- кнопок выбора строки (1L – 4L и 1R – 4R) (20, рис. 2.1Б), расположенные по периметру экрана индикатора пульта, являются многофункциональными. Их назначение определяется надписью, высвечиваемой на экране около них;
- потенциометра BRT (21, рис. 2.1Б) для включения/выключения пульта и регулировки яркости изображения на экране пульта
- кнопки NAV (22, рис. 2.1Б) для вызова на экран пульта, форматов настройки радиотехнических систем навигации и посадки. Кнопка

NAV находится под защитным прозрачным колпачком. Для ее нажатия колпачок необходимо открыть;

- кнопки MENU (23, рис. 2.1Б) для вызова на экран пульта форматов меню;
- кнопки PREV (24, рис. 2.1Б) и NEXT (25, рис. 2.1Б) для вызова на экран пульта предыдущей и последующей страниц форматов соответственно
- двухуровневой кремальеры TUNE (26, рис. 2.1Б) для настройки значений частот связи и радиотехнического оборудования.

Все кнопки на МФПУ выполнены без фиксации.

Кремальера TUNE позволяет выполнить два вида настройки:

- грубо (нижняя часть кремальеры), настраивает значение в единицах МГц;
- точно (верхняя часть кремальеры), настраивает значение в единицах кГц.

Органы управления средств передачи данных и автоматического вызова состоят из:

- органов управления на пульте дистанционного управления;
- органов управления на панели ELT (рис. 2.1, вид В):
 - кнопки-табло MAN ON (27, рис. 2.1Б) со светосигнальным полем EMER желтого цвета, для ручного включения режима АВАРИЯ и сигнализации работы в режиме АВАРИЯ. Во избежание непреднамеренного включения режима АВАРИЯ кнопка MAN ON закрыта прозрачной защитной крышкой;
 - кнопки-табло ARMED (28, рис. 2.1Б) со светосигнальным полем ON белого цвета, для включения дежурного режима АРМ и сигнализации работы в дежурном режиме
 - кнопки OFF SOUND (29, рис. 2.1Б) со светосигнальным полем OFF белого цвета, для отключения звукового оповещения в кабине экипажа в режиме АВАРИЯ.

2.4 Радиостанция коротковолновой связи

Радиостанция КВ связи обеспечивает:

- двустороннюю связь экипажа самолета с экипажами других самолетов и с диспетчерскими службами УВД;
- двусторонний обмен цифровыми данными по линии "борт-земля-борт" при полетах над труднодоступными и малонаселенными районами, а также над большими водными пространствами в случаях, когда связь через радиостанцию УКВ связи не обеспечивается или обеспечивается не постоянно.

Радиостанция предназначена для обеспечения симплексной телефонной связи в декаметровом диапазоне волн (2,00÷29,99 МГц, шаг сетки частот – 100 кГц).

В состав радиостанции входят:

- приемопередатчик КВ связи,
- согласующее устройство КВ связи,
- антенна диапазона волн (ДКМВ).

Упрощенная блок-схема радиостанции КВ связи представлена на рисунке 2.2. Электропитание радиостанции КВ связи осуществляется от бортсети переменного тока 115В, 400Гц по шине AC L BUS (AC R BUS). Управление и настройка радиостанции осуществляется с помощью пульта управления связью (ССР) и многофункционального пульта управления (МФПУ-2).

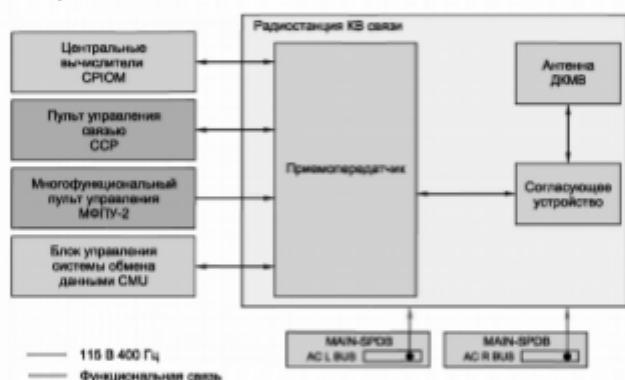


Рисунок 2.2 – Принципиальная блок-схема радиостанции КВ связи

Режим передачи. Для осуществления голосовой связи с наземной диспетчерской службой необходимо, в первую очередь выбрать канал связи на пульте ССР и задать для него рабочую частоту с помощью МФПУ. На основании этого центральный вычислитель запрашивает с шины пульта данные и передаёт их в РС КВ связи для приведения в соответствие с необходимыми характеристиками согласования. После этого для передачи голосового сообщения нужно нажать и удерживать кнопку «Push to talk/ нажать, чтобы говорить» (РТТ) на боковой ручке управления (УБРУ) самолетом, либо на пульте ССР. Аудиосигнал и сигнал РТТ поступает в приемопередатчик (ПП) КВ связи и далее в согласующее устройство КВ связи. Согласующее устройство с помощью микропроцессорного управления обеспечивает

согласование характеристик антенны с входными параметрами ПП КВ связи в зависимости от выбранной частоты и передает КВ сигнал в виде радиоволн в пространство. В случае если согласующее устройство ранее было настроено на ту же рабочую частоту, то оно использует сохраненную в памяти информацию о настройке и согласовывает антенну менее чем за 50мс. Блок управления системы обмена данными СМУ обеспечивает двуканальный обмен данными в режиме реального времени между воздушным судном и землей через радиостанцию КВ связи.

Режим приема. Принятый КВ сигнал поступает из антенны в согласующее устройство, затем в усилитель мощности, и далее в ПП КВ связи. ПП передает аудиосигнал в блок усиления и коммутации, который далее поступает на громкоговорители кабины экипажа или гарнитуру экипажа.

Приемопередатчик КВ связи предназначен для одноканальной симплексной голосовой радиосвязи или одноканальной передачи данных и работает в режимах передачи верхней боковой полосы или эквивалента амплитудной модуляции для голосовой радиосвязи и передачи данных.

Технические характеристики приемопередатчика КВ связи приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Технические характеристики ПП КВ связи

Параметр	Значение
Диапазон, МГц	2 ÷ 30
Шаг сетки частот, кГц	100
Напряжение электропитания переменного тока, В	115
Потребляемая мощность на прием/передачу, Вт	35 / 650
Габаритные размеры:	
- длина, мм (in.)	378,1 (14.9)
- ширина, мм (in.)	128,5 (5.1)
- высота, мм (in.)	200,0 (7.9)
Вес, кг (lb), не более	7,0 (15.43)

Конструктивно ПП (рис. 2.3) представляет собой цельнометаллический корпус (8, рис 2.3), который выполнен с радиаторными решетками по бокам, для отвода тепла.

На лицевой панели приемопередатчика расположены:

- светосигнализатор LRU STATUS (1, рис 2.3);
- светосигнализатор KEY INTERLOCK (2, рис 2.3);
- светосигнализатор CONTROL FAIL (3, рис 2.3);
- панель доступа к диагностическому разъему RS-232 (4, рис 2.3);
- кнопка TEST (5, рис 2.3), для запуска процесса самодиагностики приемопередатчика;
- прижимные планки для крепления приемопередатчика (6, рис 2.3).

На задней панели расположены электрические соединители (7, рис 2.3).

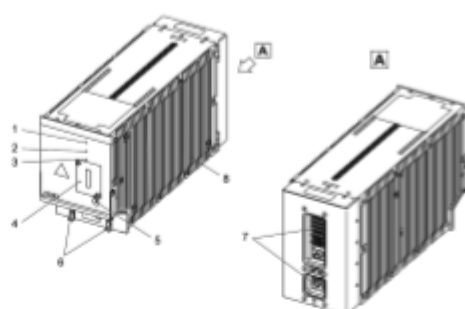


Рисунок 2.3 – Приемопередатчик КВ связи

Размещение. Схема размещения приемопередатчика на борту воздушного судна представлена на рисунке 2.4. ПП размещается в отсеке БРЭО (правая часть) № 128 при наличии одной радиостанции КВ радиосвязи, или в отсеках БРЭО (правая часть и левая части) № 128 и № 127, при наличии двух радиостанций. Конструктивно ПП устанавливается на монтажной раме (3, рис. 2.5), крепится замками (2, рис.2.5). Электрическое соединение с другими элементами КВ радиостанции и органами управления осуществляется посредством соединителя электрического (разъема) (4, рис.2.5).

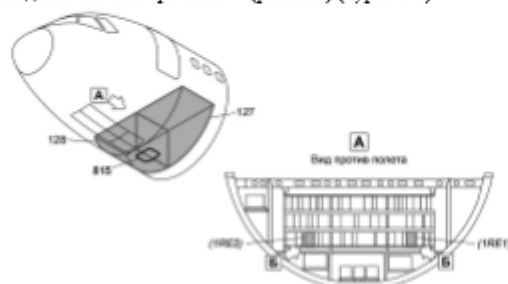


Рисунок 2.4 – Размещение приемопередатчика КВ связи

Доступ к зоне обслуживания осуществляется через люк № 815 (рис. 2.4).

Работа. При реализации функции передачи ПП КВ формирует модулированный высокочастотный (ВЧ) сигнал. При реализации функции приема ПП осуществляет демодуляцию принятого модулированного ВЧ

сигнала и передачу на пульт управления связью предварительно усиленного аудиосигнала.

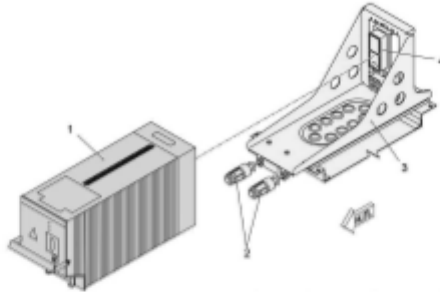


Рисунок 2.5 – Крепление приемопередатчика КВ связи

Светосигнализаторы, расположенные на лицевой панели указывают на исправное или неисправное состояние приемопередатчика. Состояние светосигнализаторов в зависимости от работоспособности приемопередатчика приведено в таблице 2.2.

Согласующее устройство (СУ) КВ связи предназначено для автоматического согласования комплексного сопротивления антенны ДКМВ с волновым сопротивлением коаксиального кабеля в 50 Ом, а также для перестройки частоты системы КВ связи.

Конструктивно согласующее устройство (рис. 2.6) представляет собой цельнометаллический корпус, который выполнен с радиаторными решетками для отвода тепла.

На лицевой панели согласующего устройства расположены:

- электрический соединитель интерфейса управления приемопередатчика (1, рис 2.6);
- радиочастотный соединитель с антенным входом-выходом приемопередатчика (2, рис 2.6);
- клапан сброса давления (3, рис 2.6);
- воздушный штуцер (4, рис 2.6);
- две прижимные планки (5, рис 2.6), для закрепления согласующего устройства на направляющем профиле рамы.

На задней панели согласующего устройства расположен радиочастотный соединитель (6, рис 2.6) для подключения антенны ДКМВ.

Технические характеристики согласующего устройства приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.2 – Состояние светосигнализаторов

Светосигнализатор	Описание
LRU STATUS	При исправности приемопередатчика КВ связи светосигнализатор светится зеленым цветом. Светосигнализатор светится красным цветом в случае: – частота синтезатора приемопередатчика не синхронизирована; – низкой излучающей мощности; – низкого напряжения питания приемопередатчика.
CONTROL FAIL	При исправности линии связи приемопередатчика КВ связи светосигнализатор светится зеленым цветом. Светосигнализатор светится красным цветом в случае: – отсутствия контроля входных данных; – недействительного формата/содержания ВЧ данных.
KEY INTERLOCK	Светосигнализатор светится красным цветом в случае: – превышения времени настройки на выбранную частоту; – отсутствия электрического питания согласующего устройства; – предельного подстроечного реактивного сопротивления; – другое согласующее устройство находится в режиме передачи.

Таблица 2.3 – Технические характеристики СУ КВ связи

Параметр	Значение
Диапазон, МГц	2 ÷ 30
Сопротивление антенны, Ом	50
Напряжение электропитания переменного тока, В	115
Потребляемая мощность на прием/передачу, Вт	50
Габаритные размеры:	
- длина, мм (in.)	389,4 (15.3)
- ширина, мм (in.)	127,0 (5.0)
- высота, мм (in.)	190,1 (7.9)
Вес, кг (lb), не более	7,7 (16.97)

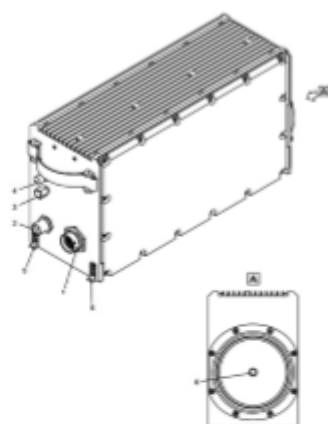


Рисунок 2.6 – Согласующее устройство КВ связи

Размещение. Схема размещения согласующего устройства КВ связи на борту воздушного судна представлена на рисунке 2.7.

Место размещения устройства – форкиль (№ 321, рис 2.7). Конструктивно СУ устанавливается на монтажной раме (5, рис 2.7), крепится замками (4, рис 2.7). Электрическое соединение с другими элементами КВ радиостанции и органами управления осуществляется посредством соединителя электрического (разъема) (2, рис. 2.7), радиочастотный соединитель (3, рис. 2.7) служит для передачи-приема ДКМВ сигналов.

Доступ к зоне обслуживания осуществляется через люк № 321BL .

Работа. Цикл перестройки частоты заключается в настройке элементов и измерении коэффициента стоячей волны (КСВ) приемо-передающего тракта согласующего устройства, если $КСВ \leq 1,3$, то согласующее устройство включается, если $КСВ > 1,3$, то согласующее устройство продолжает попытки настроиться на заданную частоту. Если для настройки частоты понадобилось более 15 секунд или более 64 импульсов сигнала управления настройкой, то в этом случае формируется сигнал отказа согласующего устройства, который говорит о том, что система КВ связи не работоспособна на данной частоте.

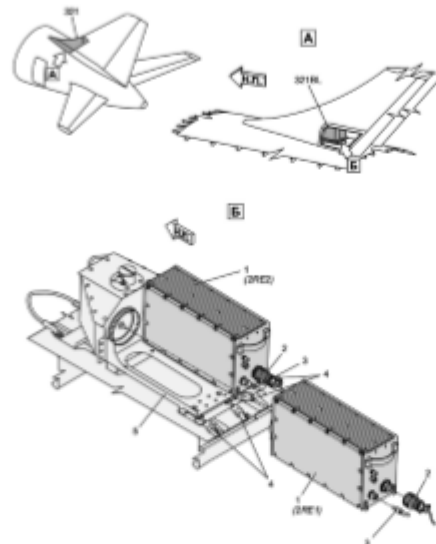


Рисунок 2.7 – Размещение согласующего устройства КВ связи

Для настройки на требуемую частоту согласующему устройству требуется в среднем 2-4 секунды, максимум 7 секунд. Быстрая настройка позволяет сократить время перестройки частоты до 200 мс. Когда согласующее устройство настроено, данные о настройке хранятся в энергонезависимой памяти, которые потом позволяют произвести быструю настройку на частоту. Согласующее устройство позволяет хранить в памяти информацию о настройке 100 частот.

Антенна ДКМВ связи предназначена для приема и излучения электромагнитных волн в рабочем диапазоне частот.

Технические характеристики антенны приведены в таблице 2.4.

Конструктивно антенна (рис 2.8) является частью киля. Основным элементом антенны является излучатель, который опирается на опоры (5, рис 2.8). Излучатель состоит из:

- трубы (4, рис 2.8) на которой расположены:
 - хомуты (2, рис 2.8) для подсоединения опор (5 рис 2.8);

- лепесток (3, рис 2.8) для подсоединения шины (1, рис 2.8);
- фланца (6, рис 2.8);
- основания (7, рис 2.8);
- корпусной шины (8, рис 2.8).

Таблица 2.4 – Технические характеристики антенны ДКМВ

Параметр	Значение
Тип антенны	магнитный
Диапазон, МГц	2 ÷ 30
Активная составляющая входного сопротивления, Ом, не менее	0,1
Реактивная составляющая входного сопротивления, Ом, не менее	12
Частота первого параллельного резонанса входного сопротивления, МГц, не менее	18
Габаритные размеры:	
- длина, мм (in.)	2068,0 (81.4)
- ширина, мм (in.)	1351,0 (53.2)
- высота, мм (in.)	464,0 (18.3)

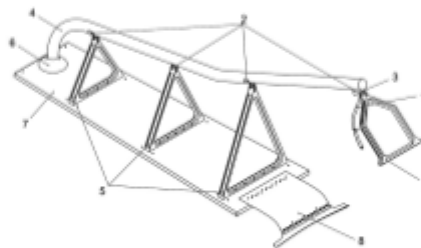


Рисунок 2.8 – Антенна ДКМВ

Антенна подключается к раме согласующего устройства через шину (1, рис 2.8).

Схема размещения антенны представлена на рисунке 2.9. Антенна размещается в форкиле (№ 321, рис 2.9).

Работа. Работа антенны основана на процессе излучения электромагнитной энергии в диапазоне частот от 2 МГц до 29,9999 МГц. Электрический ток заданной частоты протекает в антенне.

Антенна имеет сильную электромагнитную связь с металлической обшивкой самолета и дополнительно возбуждает на ее поверхности токи той же частоты. Высокочастотные токи, протекающие в антенне и на поверхности

металлической обшивки самолета, излучают электромагнитную волну заданной частоты в окружающее пространство.



Рисунок 2.9 – Размещение антенна ДКМВ

Прием электромагнитных волн происходит в обратной последовательности. Падающая на самолет электромагнитная волна возбуждает в антенне и на металлической поверхности обшивки самолета высокочастотные токи. Высокочастотные токи, протекающие по металлической поверхности самолета, в результате сильной электромагнитной связи между металлической обшивкой и антенной, дополнительно генерируют в антенне высокочастотные токи. Для уменьшения потерь в мощности передаваемого сигнала, необходимо минимизировать расстояние от передатчика до антенны, поэтому согласующее устройство КВ-связи располагается рядом с антенной в хвостовой части самолета.

Техническое обслуживание радиостанций КВ связи включает в себя следующие виды работ:

- настройка;
- испытания и проверки;
- встроенный контроль;
- демонтажные и монтажные работы.

Предельный интервал между ТО для указанного вида работ в технической документации не определен.

Работы выполняются по необходимости:

А. Настройка

Зоны обслуживания при проведении данного вида работ: № 211(212) – кабина экипажа (левая и правая части, рис. 2.10). Точки доступа не применяются.

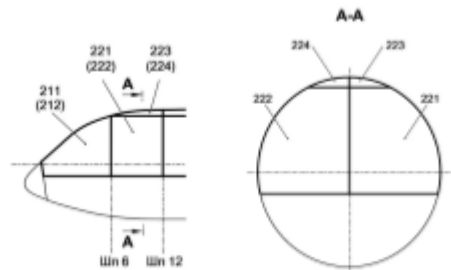


Рисунок 2.10 – Зоны обслуживания радиосвязного оборудования

Требуемые условия – подключение бортовой сети к аэродромному источнику электропитания.

Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы, проводимые при настройке первого комплекса.

Для выполнения настройки первого комплекса радиостанции КВ связи следует:

1. Нажать кнопку HF на МФПУ командира воздушного судна (КВС).
2. Убедиться в том, что экране МФПУ отображается страница HF (рис. 2.11).
3. Нажать кнопку 1R на МФПУ КВС при настройке радиостанции HF1.
4. Убедиться в том, что на экране МФПУ, в столбце STBY резервная частота настройки радиостанции HF1 выделяется рамкой и окрашивается в голубой цвет.
5. Вращением кремальеры TUNE на МФПУ установить необходимую частоту настройки радиостанции HF1.
6. Убедиться в том, что на экране МФПУ, в столбце STBY отображается значение настраиваемой частоты (рис.2.12).
7. Нажать кнопку 1L на МФПУ КВС.
8. Убедиться в том, что значение настроенной резервной частоты STBY переходит на место текущей частоты ACTIVE, соответственно значение текущей частоты ACTIVE переходит на место резервной частоты STBY (меняются местами). Измененная текущая частота ACTIVE (рис. 2.13).
9. Нажать кнопку HF на МФПУ второго пилота.
10. Убедиться в том, что на МФПУ второго пилота в столбце ACTIVE отображается значение настроенной частоты радиостанции КВ связи.



Рисунок 2.11 – Настройка радиостанции КВ связи. Страница HF



Рисунок 2.12 – Настройка резервной частоты



Рисунок 2.13 – Настройка резервной частоты

В. Испытания и проверки

Зоны обслуживания при проведении данного вида работ: № 211(212) – кабина экипажа (левая и правая части). Точки доступа не применяются.

Требуемые условия – подключение бортовой сети к аэродромному источнику электропитания.

Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы, проводимые при проверке работоспособности.

Для выполнения проверки работоспособности радиостанции КВ связи следует:

1. Выполнить настройку радиостанции КВ связи на частоту наземной радиостанции.
2. Подсоединить гарнитуру экипажа к панели подключения гарнитуры экипажа КВС.
3. Нажать кнопку-сигнализатор HF1 на пульте управления связью КВС.
4. Убедиться в том, что светосигнализатор в левом верхнем углу кнопки HF1 светится зеленым цветом.
5. Убедиться в том, что номер выбранной на передачу радиостанции на МФПУ выделяется квадратной рамкой зеленого цвета (рис. 2.14).
6. Нажать на ручку потенциометра, расположенного под кнопкой HF1 на пульте управления связью КВС.
7. Убедиться в том, что светосигнализатор над потенциометром светится зеленым цветом.
8. Переместить и удерживать трехпозиционный переключатель RAD/INT на пульте управления связью КВС в положении RAD, произнести контрольную фразу в микрофон гарнитуры экипажа.
9. Убедиться в том, что светосигнализатор в левом верхнем углу кнопки HF1 на пульте управления связью КВС светится зеленым цветом в мигающем режиме.



Рисунок 2.14 – Страница HF

10. Отпустить переключатель RAD/INT на пульте управления связью КВС и дождаться ответа от оператора наземной радиостанции.
11. Получить от оператора наземной радиостанции подтверждение, что качество передачи речевого сообщения является удовлетворительным.
12. Убедиться в том, что произносимая оператором наземной радиостанции речь отчетливо прослушивается в гарнитуре КВС.
13. Отрегулировать громкость прослушивания с помощью потенциометра, расположенного под кнопкой HF1 на пульте управления связью КВС, по часовой либо против часовой стрелки.
14. Нажать и удерживать кнопку PTT на УБРУ КВС, произнести контрольную фразу в микрофон гарнитур экипажа.
15. Убедиться в том, что светосигнализатор в левом верхнем углу кнопки HF1 на пульте управления связью КВС светится зеленым цветом в мигающем режиме.
16. Отпустить кнопку PTT на УБРУ КВС и дождаться ответа от оператора наземной радиостанции.
17. Получить от оператора наземной радиостанции подтверждение, что качество передачи речевого сообщения является удовлетворительным.
18. Убедиться в том, что произносимая оператором наземной радиостанции речь отчетливо прослушивается в гарнитуре КВС.
19. Нажать кнопку-сигнализатор HF1 на пульте управления связью КВС для отключения КВ связи.
20. Убедиться в том, что светосигнализатор в левом верхнем углу кнопки HF1 не светится.
21. Нажать на ручку потенциометра, расположенного под кнопкой HF1 на пульте управления связью КВС.
22. Убедиться в том, что светосигнализатор над потенциометром не светится.
23. Выполнить проверку работоспособности первого комплекта радиостанции КВ связи с пульта управления связью второго пилота в соответствии с пунктами 2 ÷ 22.
24. Выполнить проверку работоспособности первого комплекта радиостанции КВ связи с пульта управления связью проверяющего в соответствии с пунктами 2 ÷ 13, 19 ÷ 22.

С. Встроенный контроль

Зоны обслуживания при проведении данного вида работ: Отсек БРЭО (правая и левая части). Точки доступа – люк № 815 (рис. 2.4).

Требуемые условия:

- подключение бортовой сети к аэродромному источнику электропитания;
- открыть 815 люк.

Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы при встроенном контроле.

Для проверки радиостанции встроенным контролем следует:

1. Нажать и отпустить кнопку TEST на передней панели приемопередатчика КВ связи.

В результате на передней панели приемопередатчика КВ связи:

- светосигнализаторы LRU STATUS, CONTROL FAIL и KEY INTERLOCK светятся красным цветом;
- светосигнализатор LRU STATUS светится зелёным цветом, а светосигнализаторы CONTROL FAIL и KEY INTERLOCK светятся красным цветом;
- светосигнализаторы LRU STATUS, CONTROL FAIL и KEY INTERLOCK гаснут;
- светосигнализаторы LRU STATUS и CONTROL FAIL светятся зелёным цветом.

2. Убедиться в том, что встроенный контроль радиостанции окончен: светосигнализаторы LRU STATUS и CONTROL FAIL погасли.

2.5 Радиостанция ультракоротковолнового диапазона связи

Радиостанция УКВ связи является основным средством связи и предназначена для обеспечения беспосредственной и бесподстроечной радиосвязью в симплексном режиме с амплитудной модуляцией экипажей самолетов между собой и с диспетчерами наземных служб УВД.

Радиостанция обеспечивает:

- симплексную телефонную связь в МВ диапазоне (в пределах прямой видимости);
- ведение автоматического и автоматизированного обмена данными в метровом (МВ) диапазоне;
- поддержку режима селективного (избирательного) вызова с пунктами УВД.

В состав радиосвязного оборудования входят три независимых радиостанции: УКВ1, УКВ2 и УКВ3.

Комплект радиостанции состоит из:

- приемопередатчика УКВ связи;
- антенны УКВ связи.

Принципиальная блок-схема радиостанции УКВ связи приведена на рисунке 2.15.

Работа. Перед началом работы с радиостанцией необходимо с помощью пульта МФПУ установить рабочую частоту приемопередатчика. Для выполнения голосовой связи пилоту необходимо выбрать канал связи на пульте управления связью (рис. 2.1, А), для чего нажать кнопку VHF1, VHF2 или

VHF3, в зависимости от выбранного канала связи, при этом в левом верхнем углу выбранной кнопки будет светиться зеленый светодиод, подтверждающий активацию соответствующего канала. На МФПУ номер выбранной на передачу радиостанции выделяется квадратной рамкой зеленого цвета.

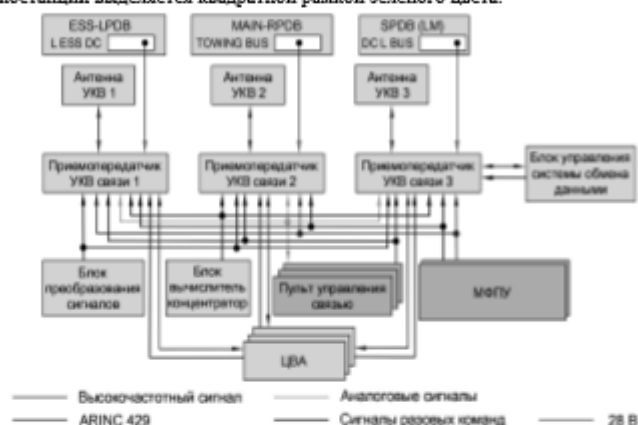


Рисунок 2.15 – Принципиальная блок-схема радиостанции УКВ связи

Для выбора на прослушивание канала необходимо нажать на ручку потенциометра расположенного под кнопкой, при этом светосигнализатор над потенциометром светится зеленым цветом. После этого для передачи голосового сообщения необходимо переместить и удерживать переключатель RAD/INT (рис. 2.1, А) на пульте управления связью в положении RAD.

Сеанс связи можно также провести при нажатии кнопки PTT на ручке управления УБРУ, либо нажатием кнопки PTT на ручном микрофоне. При замыкании RAD (PTT) система УКВ связи работает на передачу, при размыкании (в нейтральном положении) – на прием. При выполнении передачи по выбранному каналу светосигнализатор на соответствующей кнопке светится зеленым цветом в проблесковом режиме. Аудиосигнал, формируемый микрофоном, поступает в приемопередатчик через панель подключения гарнитуры экипажа и пульт управления связью. В приемопередатчике аудиосигнал модулируется с ВЧ составляющей и усиливается и излучается в эфир с помощью антенны.

После окончания сеанса связи повторное нажатие на кнопку VHF1, VHF2 или VHF3 (либо выбор любого другого источника) на пульте управления связью деактивирует выбранную радиостанцию.

Принятый высокочастотный сигнал поступает от антенны в ПП УКВ связи. Приемопередатчик передает аудиосигнал через пульт управления связью на гарнитуру экипажа или громкоговорители кабины экипажа.

Помимо функции приема/передачи речевого сигнала, УКВ станция может выполнять функцию приема/передачи данных (VDL2), которые поступают от блока управления системы обмена данными входящего в систему ACARS. Система ACARS формирует информационные сообщения о рейсе, состоянии бортовых систем, полетной информации и т.д. Радиостанция УКВ связи работает в режиме VDL2 автоматически, без контроля со стороны пилота. При обнаружении сигнала о передаче данных от наземного пункта УВД, в систему предупреждения экипажа (FWS) поступает дискретный сигнал, после чего система внутренней связи самолета генерирует соответствующий информирующий звуковой сигнал (двухтоновое звуковое оповещение) в гарнитуре экипажа и громкоговорителях кабины. Сигнал о передаче сообщения от наземного пункта УВД от системы ACARS дублируется соответствующим текстовым сообщением на сигнальном поле кадра.

Радиостанция УКВ1 по умолчанию обеспечивает радиосвязью КВС, УКВ2 – второго пилота. Радиостанция УКВ3 может работать как в голосовом режиме, так и в режиме передачи данных. В случае отказа радиостанций УКВ1 и УКВ2, радиосвязь можно выполнить с помощью радиостанции УКВ3. По умолчанию радиостанция УКВ3 установлена в режиме передачи данных. Радиостанция имеет встроенную автоматическую систему шумоподавления. В режиме голосовой связи она позволяет выделять полезный сигнал из шумов любого типа. Для каждого приемопередатчика УКВ связи режим передачи прекращается принудительно после 35с непрерывной передачи сигнала.

Сообщения об отказах радиостанции УКВ связи отображаются на сигнальном поле комплексного кадра EWD многофункциональных индикаторов.

Приемопередатчик УКВ связи обеспечивает в пределах дальности действия оперативную двустороннюю связь между наземными диспетчерскими службами и членами экипажа.

Приемопередатчик работает в режиме приема/передачи речи или цифровых данных и выполняет следующие функции:

- прием и передача речи/данных;
- обеспечение голосовой связи в кабине экипажа.

Технические характеристики приемопередатчика УКВ связи приведены в таблице 2.5.

Приемопередатчик (рис. 2.16) представляет собой цельнометаллический корпус (10, рис 2.16), который выполнен с радиаторными решетками по бокам и отверстиями сверху, для отвода тепла.

На лицевой панели приемопередатчика расположены:

- светосигнализатор LRU STATUS (1, рис 2.16);
- светосигнализатор CONTROL FAIL (10, рис 2.16);

- светосигнализатор ANTENNA FAIL (11, рис 2.16);
- электрический соединитель для подключения наушников PHONE (4, рис 2.16);
- кнопка TEST (5, рис 2.16);
- порт для монитора, для настройки (отладки) параметров через интерфейс RS-232 (6, рис 2.16);
- электрический соединитель для подключения микрофона MIC (7, рис 2.16);
- прижимные планки для крепления приемопередатчика (8, рис 2.16).

Таблица 2.5 – Технические характеристики ПП УКВ связи

Параметр	Значение
Диапазон, МГц	118 ÷ 137
Шаг сетки частот, кГц	25 и 8,33
Напряжение электропитания постоянного тока, В	27 ÷ 28
Потребляемая мощность на прием/передачу, Вт	15/154
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	378,5 (14.9)
– ширина, мм (in.)	94,9 (3.7)
– высота, мм (in.)	200,0 (7.9)
Вес, кг (lb), не более	7,0 (15.43)

На задней панели приемопередатчика установлены электрические соединители (9, рис 2.16), предназначенные для электропитания и передачи сигналов.

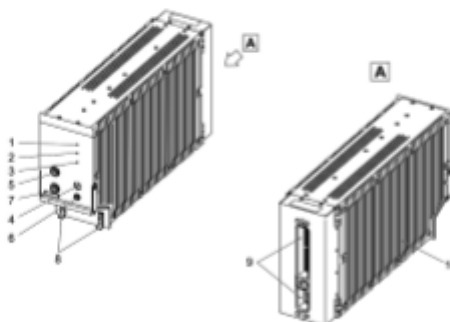


Рисунок 2.16 – Приемопередатчик УКВ связи

Размещение. Схема размещения приемопередатчик УКВ связи на борту воздушного судна представлена на рисунке 2.17. Приемопередатчики УКВ

связи (1, рис 2.17Б) размещаются в №127 и №128 (рис. 2.17А) отсеках БРЭО на монтажных рамах (3, рис 2.17Б). Крепление ИП осуществляется с помощью замков (2, рис 2.17Б). Электрический соединитель (4, рис 2.17Б) обеспечивает коммутацию с соединителем (9, рис 2.16) на задней панели приемопередатчика. Точкой доступа к зоне обслуживания является люк № 815.

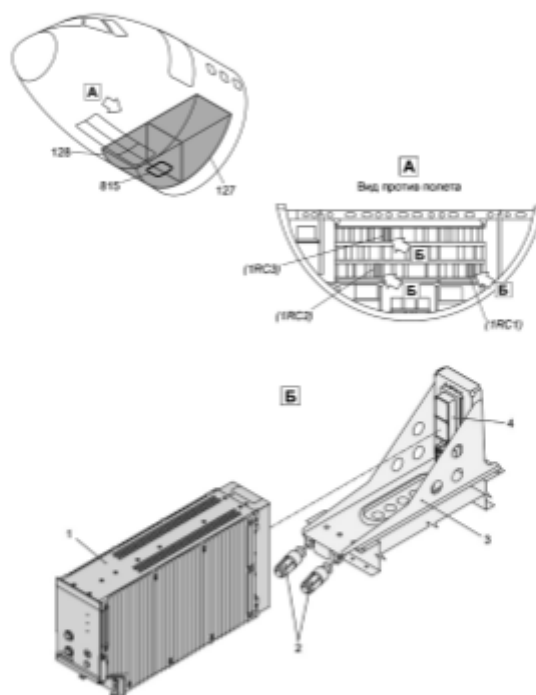


Рисунок 2.17 – Приемопередатчик УКВ связи

Штатная работа. Главным режимом связи является речевой режим. Приемопередатчик может работать как в голосовом режиме, так и в режиме передачи данных. По умолчанию приемопередатчик VHF3 установлен в режиме передачи данных, в случае выхода из строя VHF1 и VHF2 он может использоваться и в речевом режиме. В режиме передачи речевых сигналов

аппаратура через 30с автоматически прекращает передачу. Таким образом, предотвращается работа системы в режиме передачи с заклиненной кнопкой РТТ. В нормальном рабочем режиме для продолжения передачи необходимо повторно нажать кнопку РТТ. После истечения 30с передатчик переходит в режим приема.

Работа при отказах. Состояние светосигнализаторов на лицевой панели приемопередатчика в зависимости от его работоспособности, представлено в таблице 2.6.

Таблица 2.6 – Состояние светосигнализаторов

Светосигнализатор	Описание
LRU STATUS	Светосигнализатор указывает на исправное или неисправное состояние приемопередатчика. Светосигнализатор светится зеленым цветом при исправном приемопередатчике или красным, если приемопередатчик отказал.
CONTROL FAIL	Отказ линии управления.
ANTENNA FAIL	Отказ антенно-фидерной линии с антенной УКВ связи.

При потере входных управляющих сигналов приемопередатчик УКВ связи переходит в аварийный режим работы на предустановленной частоте. В этом режиме он остается до момента восстановления входных управляющих команд. При отказе радиостанции УКВ связи на кадре EWD.

Антенна УКВ связи обеспечивает прием и передачу радиоволн в рабочем диапазоне частот.

Конструктивно антенна (рис. 2.18) состоит из:

- излучателя (1, рис.2.18), выполнен из стекловолокна;
- фланца (2, рис. 2.18), выполнен из волокнистого углепластика для установки на поверхности фюзеляжа;
- радиочастотного соединителя (3, рис 2.18).

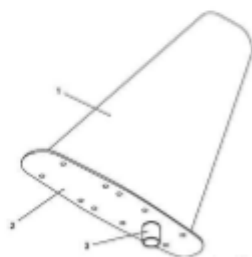


Рисунок 2.18 – Антенна УКВ связи

Технические характеристики антенны приведены в таблице 2.7

Таблица 2.7 – Технические характеристики антенны УКВ

Параметр	Значение
Тип антенны	Ненаправленного излучения
Диапазон, МГц	118 ÷ 137
Коэффициент стоячей волны по напряжению	2,0:1
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	319,5 (12.6)
– ширина, мм (in.)	70,6 (2.8)
– высота, мм (in.)	433,1 (17.1)
Вес, кг (lb), не более	1,77 (3.90)

Размещение. Антенна УКВ связи 1 расположена в зоне № 167 – Зона между панелями пола БГО 2 и обшивкой фюзеляжа (левая часть).

Антенна УКВ связи 2 расположена в зоне № 233 – Потолочное пространство передней части салона пассажиров (левая часть).

Антенна УКВ связи 3 расположена в зоне № 253 – Потолочное пространство задней части салона пассажиров (левая часть)

Работа. Излучатель антенны (1, рис 2.18) обеспечивает двусторонний обмен сигналами с наземными станциями или с ответчиками самолетов в рабочем диапазоне частот.

Техническое обслуживание радиостанций УКВ связи включает в себя следующие виды работ:

- настройка;
- испытания и проверки;
- встроенный контроль;
- демонтажные и монтажные работы.

Предельный интервал между ТО для указанного вида работ в технической документации не определен. Работы выполняются по необходимости. Этапы ТО аналогичны этапам, применяемым при ТО радиостанции КВ станции.

2.6 Радиостанция спутниковой связи

Радиостанция спутниковой связи (Satellite communication – SATCOM) предназначена для обеспечения связью экипажа самолёта с экипажами других ВС, оснащённых оборудованием SATCOM, и с диспетчерами УВД. Бортовая система спутниковой связи осуществляет связь по каналам глобальной спутниковой системы Inmarsat. Радиостанция SATCOM временно не включена в типовую конструкцию.

Радиостанция обеспечивает следующие услуги связи:

- цифровую передачу данных с использованием сети Интернет (Classic Aero (Aero H/H +), Swift64 и SwiftBroadband);

- голосовую связь;
- факсимильную связь.

В состав радиостанции входят:

- приемопередатчик спутниковой связи;
- усилителя маломощного;
- антенны спутниковой связи.

Принципиальная блок-схема радиостанции SATCOM представлена на рисунке 2.19.

Радиостанция осуществляет обмен данными по шине ARINC 429 со следующим оборудованием:

- интегрированной вычислительной системой (БСТО принимает данные о техническом состоянии системы);
- инерциальной навигационной системой (выдаёт данные о текущем местоположении ВС);
- пультами МФПУ (осуществляют управление работой системы);
- системой обмена данными Aircraft Communication Addressing and Reporting (ACARS);
- с пультами управления связью ССР из состава системы внутренней связи, а также принимает разовые команды (ПК) управления от пульта ССР и блока вычислителя-концентратора (БВК-12) системы управления общесамолетным оборудованием (СУОСО).



Рисунок 2.19 – Принципиальная блок-схема радиостанции спутниковой связи

Управление радиостанцией происходит с помощью пульта управления связью. При нажатии кнопки SAT на пульте ССР, выбирается радиостанция спутниковой связи для передачи через нее сообщений. Эти сообщения поступают в приемопередатчик радиостанции и через малошумящий усилитель передаются на антенну. При нажатии кнопки в левом верхнем углу загорается светосигнализатор зеленого цвета. Передача сообщений производится при удержании в нажатом положении одной из кнопок РТТ на УБРУ или на ручном микрофоне. При этом светосигнализатор зеленого цвета мигает. Повторное нажатие на ту же кнопку отменяет выбор радиостанции. При этом зеленый светосигнализатор гаснет. Нажатие любой другой кнопки из верхнего ряда пульта ССР также отменяет выбор ранее выбранной радиостанции. Под кнопкой SAT на пульте ССР располагается рукоятка потенциометра, предназначенного для выбора режима прослушивания радиостанции спутниковой связи и регулировки громкости прослушивания. Выбор радиостанции для прослушивания выполняется однократным нажатием на рукоятку потенциометра, которая подсвечивается белым цветом. Повторное нажатие на нее отменяет выбор радиостанции. При этом подсветка рукоятки потенциометра гаснет. Количество одновременно выбранных на прослушивание радиостанций и их комбинация не ограничены. Громкость прослушивания радиостанции регулируется вращением рукоятки потенциометра. По часовой стрелке громкость увеличивается, при повороте против часовой стрелки, уменьшается. При получении сигнала селективного вызова SELCAL, он принимается антенной и через малошумящий усилитель поступает в приемопередатчик. При этом, в правом верхнем углу кнопки SAT мигает светосигнализатор желтого цвета. Одновременно с этим на кадре EWD появляется текстовое сообщение зеленого цвета

SATCOM CALL и звучит одиночный удар колокола. Прием вызова происходит нажатием кнопки SAT.

Настройка частоты радиостанции выполняется с помощью МФПУ. Нажатие на кнопку SAT МФПУ вызывает на экран пульта страницу настройки радиостанции спутниковой связи. Настройка частоты радиостанции выполняется вращением рукоятки TUNE.

Встроенный контроль осуществляет самодиагностику и формирует предупредительные CAS-сообщения об отказах. ВСК поддерживает постоянный учет отказов и передает отчеты о них в программный модуль интегральной вычислительной системы. ВСК обеспечивает запись и хранение в энергонезависимой памяти различных данных (идентификатор блока, результаты наземных испытаний и т. д.). Под заголовком страницы SATCOM MAIN MENU 1/3 отображается состояние входа в сеть спутниковой связи, а в центре страницы – информация о текущем состоянии системы спутниковой связи. Назначение кнопок на странице SATCOM MAIN MENU 1/3 указано в таблице 2.8. При осуществлении связи по спутниковому каналу можно осуществлять сеансы связи с помощью других систем связи, при этом система

спутниковой связи переходит в режим удержания номера, как при обычной телефонной связи.

Таблица 2.8 – Перечень состояний системы спутниковой связи

Обозначение	Описание
UNAVAIL	Услуги связи не могут быть предоставлены, т.к. система не прошла регистрацию на спутнике
READY	Голосовой канал не активен, подключение к спутнику возможно только для сервиса
DIALING	Размещен вызов «воздух-земля», ожидание соединения
RINGING	Поступил вызов «земля-воздух», ожидание ответа экипажа
BUSY	Вызов «воздух-земля» не может быть установлен из-за недоступности приёмника
REJECTED	Сеть не может разместить вызов «воздух-земля»
ACTIVE	Активен голосовой режим

Приемопередатчик системы спутниковой связи. Приемопередатчик системы спутниковой связи обеспечивает управление и обработку данных, которые принимаются и передаются через спутниковую линию связи, в том числе настройку необходимых типов каналов и модуляцию/демодуляцию сигналов, которые поступают со спутника или передаются на него.

Технические характеристики приемопередатчика приведены в таблице 2.9.

Таблица 2.9 – Технические характеристики приемопередатчика

Параметр	Значение
Напряжение электропитания переменного тока, В	115
Охлаждение	принудительное воздушное
Габаритные размеры:	
- длина, мм (in.)	364,5 (14.6)
- ширина, мм (in.)	259,1 (10.2)
- высота, мм (in.)	194,1 (7.6)
Вес, кг (lb), не более	15,6 (34.40)

Конструктивно приемопередатчик (рис. 2.20) представляет собой сборку электронных модулей, расположенных внутри цельнометаллического корпуса. Корпус имеет технологические отверстия для отвода тепла.

Приемопередатчик состоит из следующих составных частей:

- процессорного модуля, предназначенного для непрерывного контроля и управления модулями приемопередатчика;
- модуля процессора передачи данных. Модуль осуществляет управление всеми интерфейсами связи (Ethernet, ISDN, RS232 и RS422);

- модуля канальной платы. Модуль обеспечивает выполнение протоколов спутниковой связи с использованием принципа программно-определяемой радиосвязи. Модуль преобразовывает пользовательские данные ввода/вывода в сигналы передачи и приема в диапазоне сверхвысоких частот;
- усилителя мощности. Усилитель обеспечивает усиление слабых радиочастотных сигналов, получаемых из модуля управления системой связи, до уровня выходных сигналов высокой мощности;
- модуля питания. Модуль обеспечивает питанием остальные модули приемопередатчика.

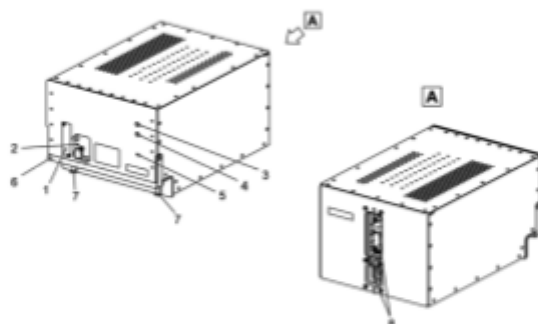


Рисунок 2.20 – Приемопередатчик системы спутниковой связи

На лицевой панели приемопередатчика расположены:

- электрический соединитель под защитной крышкой (1, рис 2.20);
- модуль конфигурации системы спутниковой связи Satellite data unit Configuration Module (SCM / модуль конфигурации системы спутниковой связи) под защитной крышкой (2, рис 2.20), внутри которого находятся четыре карты универсального модуля определения абонента, необходимые для поддержки доступа к службе Swift Broadband. Модуль обеспечивает считывание карт для предоставления информации о вызовах и времени разговора абонента в Inmarsat;
- светосигнализатор POWER (3, рис 2.20);
- светосигнализатор FAULT (4, рис 2.20);
- светосигнализатор TEST (5, рис 2.20);
- рукоятка (6, рис 2.20);
- прижимные планки (7, рис 2.20).

На задней панели приемопередатчика расположены электрические соединители (8, рис. 2.20).

Размещение. Схема размещения приемопередатчика на борту воздушного судна представлена на рисунке 2.21. ПП размещается в отсеках БРЭО (правая часть и левая части) № 128 и № 127. Конструктивно ПП устанавливается на монтажной раме (3, рис. 2.22), крепится замками (2, рис. 2.22). Электрическое соединение с другими элементами радиостанции и органами управления осуществляется посредством соединителя электрического (разъема) (4, рис. 2.22).

Доступ к зоне обслуживания осуществляется через люк № 815 (рис. 2.21).

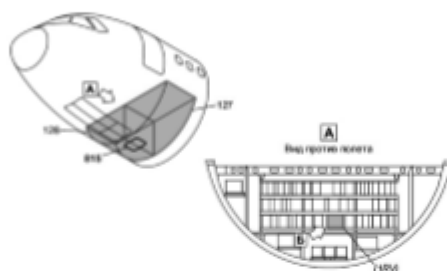


Рисунок 2.21 – Размещение приемопередатчика

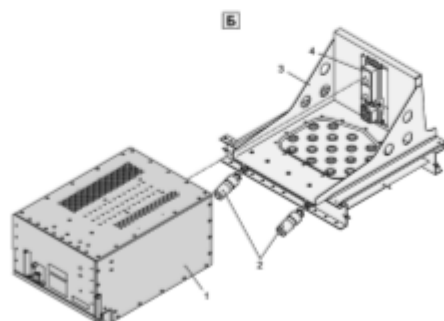


Рисунок 2.22 – Крепление приемопередатчика

Усилитель малошумящий. Малошумящий усилитель обеспечивает фильтрацию и усиление радиосигнала, принимаемого антенной спутниковой связи.

Основные технические характеристики усилителя приведены в таблице 2.10.

Таблица 2.10 – Технические характеристики малошумящего усилителя

Параметр	Значение
Напряжение электропитания переменного тока, В	115
Охлаждение	воздушное, естественной конвекцией
Габаритные размеры: - длина, мм (in.) - ширина, мм (in.) - высота, мм (in.)	283,1 (11.1) 197,9 (7.8) 50,5 (2.0)
Вес, кг (lb), не более	3,2 (7.0)

Усилитель включает в себя диплексор D-типа, состоящий из диплексного сочленения, соединенного с входом антенны и приемным трактом выполняющего согласование с радиочастотным входом приемопередатчика.

Усилитель (рис. 2.23) состоит из цельнометаллического корпуса, на котором расположены:

- электрический соединитель ANT (1, рис. 2.23);
- электрический соединитель T_2 (2, рис. 2.23);
- электрический соединитель R_c (3, рис. 2.23);
- электрический соединитель PWR (4, рис. 2.23).

На корпусе усилителя имеются четыре монтажных фланца (5, рис. 2.23) для крепления к монтажной раме.

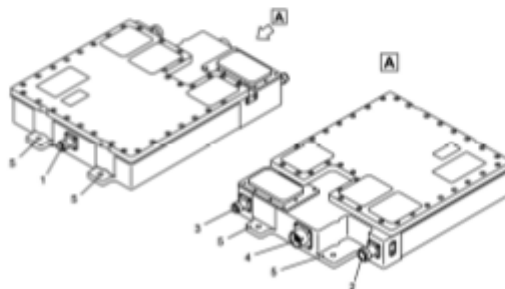


Рисунок 2.23 – Усилитель малошумящий

Усилитель размещается между 35 и 36 шпангоутами в зоне № 244 – Потолочное пространство средней части салона пассажиров (правая часть) (рис. 2.24).

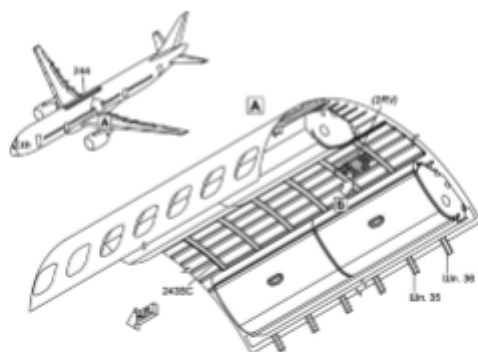


Рисунок 2.24 – Размещение усилителя малошумящего

Доступ к зоне обслуживания осуществляется через панель 243BC.

Антенна спутниковой связи. Антенна спутниковой связи обеспечивает радиосвязь самолета с группировками спутников Inmarsat-3 и Inmarsat-4.

Основные технические характеристики антенны приведены в таблице 2.11.

Таблица 2.11 – Технические характеристики антенны спутниковой связи

Параметр	Значение
Диапазон частот:	
- приема, МГц	1525,0 ÷ 1559,0
- передачи, МГц	1626,5 ÷ 1660,5
Габаритные размеры:	
- длина, мм (in.)	1092,0 (43.0)
- ширина, мм (in.)	365,8 (14.4)
- высота, мм (in.)	68,1 (2.7)
Вес, кг (lb), не более	9,0 (19.84)

Антенна (рис. 2.25) состоит из:

- корпуса (1, рис. 2.25А);
- переднего обтекателя (2, рис. 2.25А);
- заднего обтекателя (3, рис. 2.25А).

На задней стороне корпуса антенны расположены:

- электрический соединитель J1 (4, рис. 2.25Б);
- электрический соединитель J2 (5, рис. 2.25Б).

Корпус антенны закрыт передним и задним обтекателями.

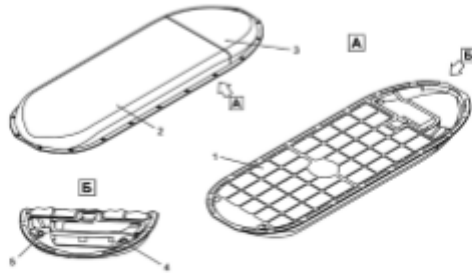


Рисунок 2.25 – Антенна спутниковой связи

Антенна размещается между 34 и 36 шпангоутами в зоне № 240 – Средняя часть салона пассажиров (рис. 2.26).

Доступ к зоне обслуживания осуществляется через панель 243ВС.

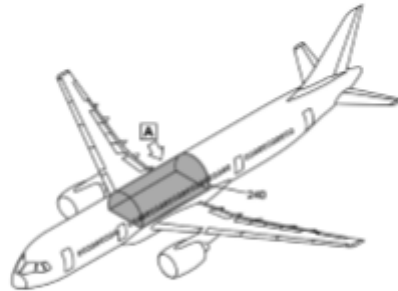


Рисунок 2.26 – Зона размещения антенны спутниковой связи

Техническое обслуживание радиостанции спутниковой связи включает в себя следующие виды работ:

- встроенный контроль,
- демонтажные и монтажные работы.

Предельный интервал между ТО для указанного вида работ в технической документации не определен. Работы выполняются по необходимости.

Встроенный контроль

Зоны обслуживания при проведении данного вида работ: №128 – Отсек БРЭО (правая часть, рис. 2.20) и № 211 и № 212 – Кабина экипажа (рис. 2.10). Точка доступа – люк № 815 (рис.2.20).

Требуемые условия:

- подключение бортовой сети к аэродромному источнику электропитания;
- открыть 815 люк.

Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы. Проверка радиостанции спутниковой связи встроенным контролем приведена в таблице 2.12.

Таблица 2.12 – Последовательность проверки радиостанции спутниковой связи встроенным контролем

Действие	Результат
<p>Включите электронный АЗС SDU FMRA в кадре СВРС.</p> <p><i>Примечания:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - время проверки встроенным контролем составляет приблизительно 1 мин; - работа выполняется с участием двух специалистов по ТО. 	<p>На передней панели приемопередатчика:</p> <ul style="list-style-type: none"> - кратковременно светится светосигнализатор POWER зеленым цветом; - светосигнализаторы FAULT и TEST светятся красным цветом.
<p>Убедитесь в том, что светосигнализаторы FAULT и TEST не светятся.</p>	<p>На передней панели приемопередатчика светосигнализаторы FAULT и TEST не светятся.</p>
<p>Убедитесь в том, что встроенный контроль радиостанции окончен.</p>	<p>На передней панели приемопередатчика светосигнализатор POWER постоянно светится зеленым цветом.</p>

2.7 Средства передачи данных и автоматического вызова

Средства передачи данных и автоматического вызова предназначены для выполнения следующих функций:

- передачи и обработки информации радиосигналов бедствия;
- передачи радиосигналов, по которым вычисляются координаты потерпевшего аварию или катастрофу самолёта.

Средства передачи данных и автоматического вызова состоят из:

- радиомаяка аварийного;
- персонального аварийного радиомаяка.

Аварийный радиомаяк (АРМ) используется в качестве штатного бортового оборудования воздушных судов и предназначен для оповещения соответствующих служб о возникновении на борту аварийной ситуации в автоматическом или ручном режиме с получением или идентификационной информации и определением координат ВС, а также привода к месту аварии подразделений поисково-спасательных служб.

Аварийный радиомаяк обеспечивает:

- формирование и передачу через систему "КОСПАС-САРСАТ" аварийных сигналов на частоте 406,037 МГц, включающих текущие координаты ВС, а также идентификационную информацию, для организации поиска и спасания;
- формирование и излучение радиосигналов на частоте 121,5 МГц для привода к месту аварии подразделений поисково-спасательных служб.

Технические характеристики аварийного радиомаяка приведены в таблице 2.13

Радиомаяк состоит из:

- передатчика радиомаяка аварийного,
- антенны радиомаяка аварийного,
- пульта дистанционного управления.

Таблица 2.13 – Технические характеристики аварийного радиомаяка

Параметр	Значение
Рабочая частота: поисково-спасательных служб, МГц аварийных сигналов, МГц	121,50 406,037
Время непрерывной работы на частоте 121,5 МГц, ч, не менее	48
Время непрерывной работы на частоте 406,037 МГц, ч, не менее	24
Мощность передатчика на частоте 121,5 МГц, мВт, не менее	75
Мощность передатчика на частоте 406,037 МГц, Вт	5

Работа. Принципиальная блок-схема радиомаяка представлена на рисунке 2.27. Электропитание АРМ и взаимодействие с бортовым оборудованием осуществляется через пульт дистанционного управления (ПДУ). Передатчик АРМ формирует сигналы 406 МГц и 121,5 МГц двумя отдельными передатчиками. При наличии бортового питания передатчик получает напряжение 12В от ПДУ. При отсутствии бортового питания, питание передатчика при включении АРМ на излучение обеспечивает встроенный блок автономного питания. Передатчик передает радиосигналы в антенну по

высокочастотному кабелю. ПДУ дополнительно обеспечивает возможность управления режимами работы АРМ с комплексного пульта управления (панели ELT).



Рисунок 2.27 – Принципиальная блок-схема радиомаяка аварийного

АРМ имеет следующие режимы работы:

- режим встроенного контроля "ВСК";
- дежурный режим;
- режим "АВАРИЯ".

Режим "ВСК" включается автоматически при подаче питания, или вручную при одновременном нажатии кнопки OFF SOUND (рис. 2.27) и кнопки-табло ARMED (рис. 2.27) на панели ELT КПП (рис.2.1 вид В), либо при нажатии кнопки "Дежур/Контр" ПДУ.

Длительность режима "ВСК" не превышает двух секунд. За это время в эфир излучаются две тестовые информационные посылки на частоте 406 МГц и 121,5 МГц и измеряются уровни мощности излучения радиопередатчиков 406,037 МГц и 121,5 МГц. При обнаружении неисправности выдается дискретный сигнал отказа АРМ. При успешном выполнении встроенного контроля АРМ переходит в основной режим работы – дежурный режим.

В дежурном режиме АРМ находится в готовности к переходу в режим "АВАРИЯ", при этом на кнопке ARMED (рис. 2.27) панели ELT КПП светится табло ON. В дежурном режиме в АРМ от системы самолетовождения поступают данные текущего местоположения по компьютерной линии связи ARINC 429. При включении режима "АВАРИЯ", в информационной посылке АРМ будут переданы последние полученные данные местоположения.

Режим "АВАРИЯ" включается:

- автоматически по сигналу датчика перегрузки передатчика АРМ;
- вручную при нажатии кнопки MAN ON (рис. 2.27) панели ELT КПП (кнопки "Авария/АРМ" ПДУ).

Датчик перегрузки автоматически включает АРМ в режим "АВАРИЯ" при воздействии на него перегрузки, вызванной изменением скорости ВС или ударной нагрузкой, величина и время воздействия, которых превышают установленный порог и однозначно характеризуют аварийную ситуацию. В режиме "АВАРИЯ" АРМ обеспечивает последовательную работу передатчиков на частотах 406,037 МГц и 121,5 МГц со случайным распределением периода излучения информационной посылки (среднее значение периода – 50с). На панели ELT ПП светосигнализатор EMER кнопки-табло MAN ON (рис. 2.27) – мигает янтарным цветом, звучит аварийный сигнал из громкоговорителей в кабине экипажа и динамика ПДУ в переднем бытовом отсеке. Для предотвращения непреднамеренного включения с панели ELT КПП режима "АВАРИЯ" кнопка-табло MAN ON имеет защитную крышку. Режим "АВАРИЯ" можно отключить нажатием кнопки-табло ARMED панели ELT КПП (на ПДУ – нажатием кнопки "ДЕЖУР/КОНТР"). При этом включается режим "ВСК" с последующим переходом в дежурный режим.

Управление АРМ осуществляется с панели ELT КПП (рис. 2.1 вид В) в кабине экипажа. Кнопки на панели ELT КПП и на пульте ПДУ имеют идентичное назначение (таб. 2.14).

Таблица 2.14 – Органы управления и сигнализации АРМ

Кнопка		Назначение	
Панель ELT	ПДУ	Дежурный режим	Режим "АВАРИЯ"
MAN ON	АВАРИЯ/АРМ	Включение режима "АВАРИЯ".	–
ARMED	ДЕЖУР/КОНТР	Включение режима "ВСК" (для кнопки-табло ARMED одновременно с нажатием кнопки OFF SOUND).	Выключение режима "АВАРИЯ", включение дежурного режима.
OFF SOUND	ОТКЛ ЗВУК	–	Выключение аварийного звукового сигнала.

Электропитание радиомаяка происходит как через встроенный блок автономного питания, расположенного в передатчике, так и через пульт дистанционного управления.

Передатчик аварийного радиомаяка предназначен для генерации радиосигналов бедствия и выдачи координат местоположения, полученные от бортовой вычислительной системы.

Технические характеристики передатчика приведены в таблице 2.15.

Таблица 2.15 – Технические характеристики передатчика радиомаяка аварийного

Параметр	Значение
Рабочая частота, МГц	406,037 и 121,5
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	108,0 (4.3)
– ширина, мм (in.)	130,0 (5.1)
– высота, мм (in.)	217,0 (8.5)
Вес, кг (lb), не более	2,4 (5.29)

Конструктивно передатчик (рис. 2.28) представляет собой сборный металлический корпус прямоугольной формы, внутри которого размещены: передающий модуль (ПМ), блок автономного питания и датчик перегрузки.

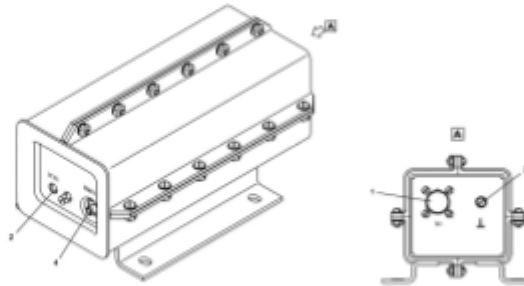


Рисунок 2.28 – Передатчик радиомаяка аварийного

Крепится передатчик четырьмя болтами за специальные фланцы.

На лицевой панели передатчика расположены:

- светосигнализатор ИЗЛ (2, рис. 2.28) для индикации о работе передатчика на излучение;
- радиочастотный соединитель (4, рис. 2.28) для подключения антенны.

На задней панели передатчика расположены электрический соединитель (1, рис. 2.28) для подключения кабеля электропитания и информационного обмена и клемма металлизации (3, рис. 2.28)

Размещение. Схема размещения передатчика на борту воздушного судна представлена на рисунке 2.29.

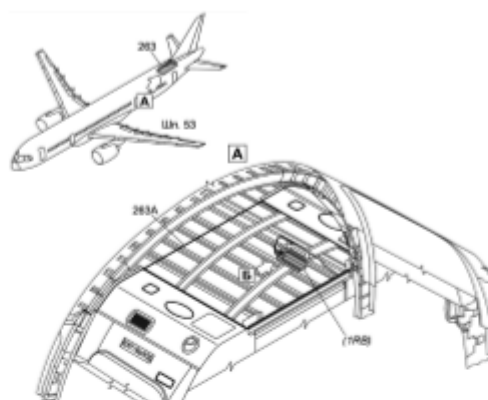


Рисунок 2.29 – Размещение передатчика радиомаяка аварийного

Антенна аварийного радиомаяка предназначена для передачи радиосигналов бедствия на частотах 121,5 МГц и 406,037 МГц.

Технические характеристики антенны приведены в таблице 2.16.

Таблица 2.16 – Технические характеристики антенны аварийного радиомаяка

Параметр	Значение
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	190,0 (7.5)
– ширина, мм (in.)	60,0 (2.4)
– высота, мм (in.)	240,0 (9.5)
Вес, кг (lb), не более	0,6 (1.3)

Расположение. Антенна расположена в зоне № 263 – Потолочное пространство заднего бытового отсека (левая часть).

Доступ в зону обслуживания осуществляется через люк № 811 и панель № 263А.

Двухдиапазонная передающая антенна (рис. 2.30) конструктивно представляет собой две самостоятельные антенны, имеющие общий вход и смонтированные в общий кожух (1, рис. 2.30). Антенна диапазона 406,037 МГц представляет собой штыревой четвертьволновый вибратор, антенна частоты 121,5 МГц выполнена в виде петлеобразного четвертьволнового вибратора. Основание антенны, выполненное из сплава алюминия, служит для крепления антенны к корпусу воздушного судна. В основании антенны смонтирован радиочастотный соединитель (2, рис. 2.30) для соединения антенны с выходом передатчика с помощью высокочастотного кабеля.

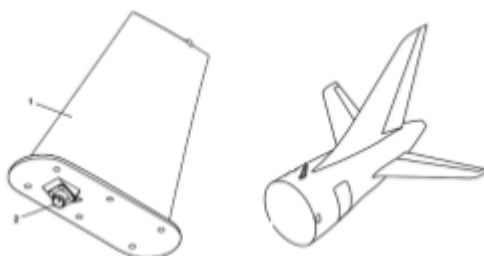


Рисунок 2.30 – Антенна радиомаяка аварийного

Функцию защиты антенны от воздействия молний выполняют металлический гребень и заземляющий стержень со сферическим наконечником.

Пульт дистанционного управления (ПДУ) предназначен для управления работой аварийного радиомаяка, визуального и звукового оповещения о режиме "АВАРИЯ" и электропитания передатчика.

ПДУ дополнительно обеспечивает возможность управления режимами работы АРМ с комплексного пульта управления (панели ELT).

Технические характеристики ПДУ приведены в таблице 2.17.

Таблица 2.17 – Технические характеристики антенны аварийного радиомаяка

Параметр	Значение
Напряжение электропитания постоянного тока, В	28
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	172,0 (6.8)
– ширина, мм (in.)	146,0 (5.8)
– высота, мм (in.)	48,0 (1.9)
Вес, кг (lb), не более	1,2 (2.64)

Расположение. ПДУ расположен в зоне № 224 – Потолочное пространство переднего бытового отсека (правая часть). Доступ в зону обслуживания осуществляется через люк № 811 и панель № 223В.

На передней панели ПДУ (рис. 2.31) расположены органы управления, сигнализации и контроля:

- кнопка-табло АВАРИЯ/АРМ (1, рис. 2.31) предназначена для ручного включения режима "АВАРИЯ". Для предотвращения непреднамеренного включения режима АВАРИЯ кнопка-табло АВАРИЯ/АРМ имеет защитную крышку;

- кнопка-табло ДЕЖУР/КОНТР (2, рис. 2.31) предназначена для включения режима ВСК, а также для перевода радиомаяка в дежурный режим при ложном срабатывании;
- кнопка ОТКЛ ЗВУК (3, рис. 2.31) предназначена для прерывания звуковой сигнализации;
- динамик звукового сигнала оповещения включения радиомаяка в рабочий режим (4, рис. 2.31);
- светосигнализатор ОТКАЗ (5, рис. 2.31).

На задней стенке ПДУ расположены электрические соединители (6, рис. 2.31).

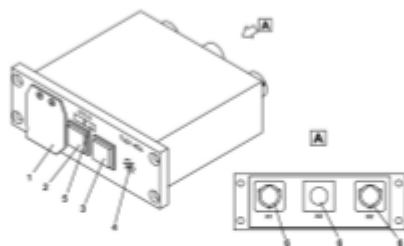


Рисунок 2.31 – Пульт дистанционного управления

Работа. При подаче электропитания от бортовой сети, ПДУ обеспечивает вторичным напряжением 12 В передатчик радиомаяка и запускает режим ВСК. В дежурном режиме ПДУ принимает РК от панели ELT КПИ и транслирует их передатчику радиомаяка. С помощью кнопок на передней панели, пульт обеспечивает ручное включение режима "ВСК" при работе в дежурном режиме, включение/отключение режима "АВАРИЯ", отключение звукового оповещения в режиме "АВАРИЯ".

Техническое обслуживание радиомаяка аварийного включает в себя следующие виды работ:

- испытания и проверки;
- встроенный контроль;
- демонтажные и монтажные работы.

Предельный интервал между ТО для указанного вида работ в технической документации определен, как задача MPD MT-232000-01, CR-232000-01.

А. Испытания и проверки

Предельный интервал между ТО для указанного вида работ в технической документации определен, как задача MPD MT-232000-01, CR-232000-01.

Зона обслуживания при проведении данного вида работ: № 263 – потолочное пространство заднего бытового отсека (левая часть) (рис. 2.29).

Точки доступа: панель № 263А (рис. 2.29).

Требуемые условия:

- установка подставки в зону обслуживания;
- снятие панели 263А.

Средства наземного обслуживания:

- подставка 0,35 м – 0,6 м (1.1 ft ÷ 2.0 ft);
- КС тестер YG0AA-103.

Расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы. Проверка технических параметров (Тест-1) радиомаяка аварийного в соответствии с ЦДКТ.462524.003 РЭ.

В. Встроенный контроль

Предельный интервал между ТО для указанного вида работ в технической документации не определен. Работы выполняются по необходимости.

Зона обслуживания при проведении данного вида работ: № 224 – потолочное пространство переднего бытового отсека (правая часть, рис. 2.10).

Точки доступа, средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Требуемые условия:

- подключение бортовой сети к аэродромному источнику электропитания.

Основные работы. Проверка аварийного радиомаяка встроенным контролем приведена в таблице 2.18.

Таблица 2.18 – Этапы проверки АРМ встроенным контролем.

Действие	Результат
Нажмите кнопку OFF SOUND на панели ELT КОП и удерживая ее, нажмите кнопку-табло ARMED. <i>Примечание</i> Длительность режима ВСК не превышает двух секунд.	Включается режим ВСК. Светосигнализатор ON на кнопке-табло ARMED панели ELT КПП светится белым цветом.
Отпустите кнопку OFF SOUND и кнопку-табло ARMED на панели ELT КПП.	–
Убедитесь в том, что на комплексном кадре EWD отсутствует сообщение COM ELT FAULT.	Аварийный радиомаяк перешел в основной режим работы – дежурный режим. <i>Примечание</i> В дежурном режиме АРМ находится в готовности к переходу в режим АВАРИЯ. Аварийный радиомаяк - исправен.

Раздел 3. Радиолокационное оборудование

3.1 Метеонавигационная радиолокационная система

Бортовые метеонавигационные радиолокационные системы (МНРЛС) воздушных судов предназначены для определения и анализа метеообразований, отображения рельефа местности, а также обнаружения сдвига ветра по курсу самолета. МНРЛС разделяют на следующие классы:

I класс – $PI = 119$ дБ, $D_{max} = 550$ км, предназначен для установки на сверхзвуковых, дальних и средних магистральных самолетах;

II класс – $PI = 111$ дБ, $D_{max} = 350$ км – ближние магистральные и тяжелые самолеты местных воздушных линий (МВЛ);

III класс – $PI = 101$ дБ, $D_{max} = 100$ км – легкие самолеты МВЛ и вертолеты;

IV класс – $PI = 90$ дБ, $D_{max} = 100$ км – вертолеты.

МНРЛС самолета МС-21 относится к I классу. Технические характеристики МНРЛС приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Технические характеристики МНРЛС

Параметр	Значения
Диапазон частот, МГц	9336 ÷ 9376
Дальность обнаружения метеообразований, км (n.mile)	593(320)
Высота обнаружения метеообразований, м (ft)	18288 (60000)
Высота обнаружения метеообразований относительно текущей высоты полета, м (ft)	±610 (±2000)
Дальность обнаружения турбулентности, км (n.mile)	74 (40)
Высота обнаружения турбулентности относительно текущей высоты полета, м (ft)	±1524 (± 5000)
Дальность обнаружения сдвига ветра, км (n.mile)	9 (5)
Высота обнаружения сдвига ветра, м (ft)	до 549 (1800)
Зона обнаружения сдвига ветра, град	±40
Зона обзора по азимуту, град	±80
Зона обзора по вертикали, град	±35
Вес, кг (lb)	18 (40)
Мощность излучения, Вт	35 ÷ 63
Тип охлаждения	пассивное
Напряжение электропитания переменного тока, В	115
Потребляемая мощность, Вт	220

МНРЛС представляет собой цифровую импульсную радиолокационную станцию со сканирующей антенной, которая состоит из:

- привода антенны метеолокатора;
- антенны метеолокатора;

- приемопередатчика метеолокатора;
- вычислителя метеолокатора.

Работа. Приемопередатчик метеолокатора формирует сверхвысокочастотные импульсы и передает их на антенну, которая излучает их в пространство перед самолетом. Антенна принимает отраженные от метеообразований или наземных объектов радиосигналы и передает их в приемопередатчик. После преобразований эти сигналы поступают в вычислитель, который анализирует его и формирует объемное изображение метеорологической обстановки и сохраняет его в своей трехмерной памяти.

Информация об азимуте, высоте, дальности и характере метеообразований хранится в памяти вычислителя в течение 5 минут, после чего перезаписывается вновь поступающей информацией с учетом движения самолета.

В памяти вычислителя так же хранится база данных рельефа местности, что позволяет учитывать особенности подстилающей поверхности, благодаря чему устраняются погрешности от переотражения радиоволн.

Вычислитель передает информацию из своей трехмерной памяти на МФИ, благодаря чему на экране МФИ могут отображаться метеообразования, в том числе находящиеся в текущий момент за пределами области сканирования антенны. Трехмерная память дает возможность отображать погоду на любой выбранной высоте и показывать вертикальный профиль погоды или местности.

Привод антенны метеолокатора снабжен двигателями, позволяющими отклонять зеркало антенны в азимутальной плоскости и по углу места, благодаря чему увеличивается область сканируемого пространства.

Работа МНРЛС является полностью автоматической для снижения загрузки пилотов.

Для обеспечения работоспособности метеолокатора получает информацию от следующих систем (рис. 3.1.):

- инерциальной навигационной системы (IRS1 и IRS3);
- системы измерения воздушно-скоростных параметров (МИВД2 и МИВД5);
- радиовысотомера;
- центральных вычислителей авионики (сигналы от БСТО, FMS и системы предупреждения экипажа);
- системы раннего предупреждения приближения к земле TAWS;
- системы управления общесамолетным оборудованием SYOCO;
- системы электронной индикации (сигналы управления, транслированные с МФПУ через МФИ).

Информация о метеообразованиях отображается на навигационных кадрах ND многофункциональных индикаторов. Данные МНРЛС отображаются только в режимах индикации ROSE и ARC. Включение отображения информации от метеолокатора на МФИ можно выполнить

нажатием кнопки WXR на пульте управления индикацией, отдельно для каждого члена экипажа. При этом кнопка WXR светится зеленым цветом. Повторное нажатие кнопки WXR выключает отображение метеообстановки на кадре ND.

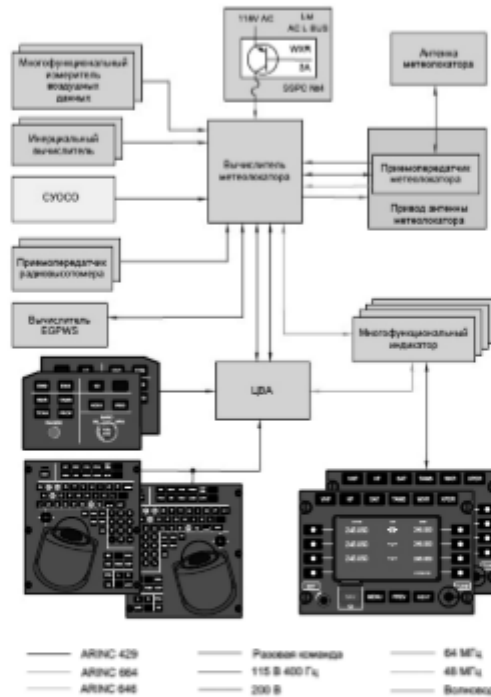


Рисунок 3.1 – Блок-схема МНРЛС

В случае срабатывания сигнализации от метеонавигационной РЛС, смена источника информации происходит автоматически.

Вычислитель передает данные о режиме работы и текущих настройках метеолокатора через МФИ в пульты МФПУ, а также данные в приложения ЦБА для формирования сообщений системы оповещения и голосовой сигнализации об обнаружении сдвига ветра.

МНРЛС работает в следующих режимах:

- обнаружение метеобразований "WEATHER";
- обзор земной поверхности "MAP";
- режим самоконтроля "TEST";
- режим ожидания "STBY".

В режиме обнаружения метеобразований МНРЛС обеспечивает сканирование пространства перед самолетом на дальности 592 км (320 n. mile) и в диапазоне высот от уровня земли до 18288 м (60000 ft). Режим "WEATHER" может быть включен отдельно для каждого пилота. Изображение метеобразований в зависимости от его интенсивности отображаются одним из четырех цветов: черный, зеленый, желтый и красный (рис. 3.2).

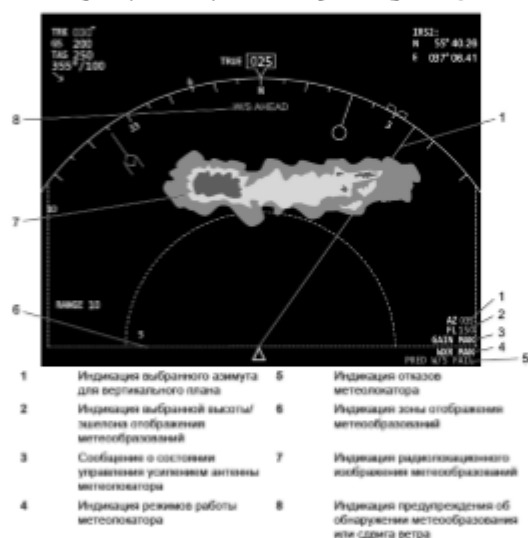


Рисунок 3.2 – Индикация в режиме "WEATHER"

МНРЛС также способен обнаруживать умеренную и сильную турбулентность перед самолетом на дальности до 74 км (40 n.mile) и в диапазоне высот ± 1524 м (± 5000 ft) относительно текущей высоты полета. Зоны потенциально опасной турбулентности отображаются пурпурным цветом.

Функция обнаружения сдвига ветра включается автоматически на высотах ниже 549 м (1800 ft) относительно подстилающей поверхности.

Уведомляющая сигнализация о наличии сдвига ветра будет отображаться с высоты 457 м (1500 ft) и ниже. Аварийная сигнализация с визуальными и звуковыми сигналами в дополнение к индикации зоны сдвига ветра будет отображаться с высоты 366 м (1200 ft) и ниже.

МНРЛС определяет наличие опасного сдвига ветра впереди самолета на расстоянии до 9 км (5 n.mile), выдавая предупреждения в интервале от 10с до 60с до попадания в зону со сдвигом ветра. Сообщение об обнаруженном сдвиге ветра отображается на кадре ND на курсовой шкале, а также на кадре PFD на сфере пространственного положения над символом самолета (рис. 3.3) в виде предупреждающего сообщения W/S AHEAD желтого или красного цвета в зависимости от уровня опасности.

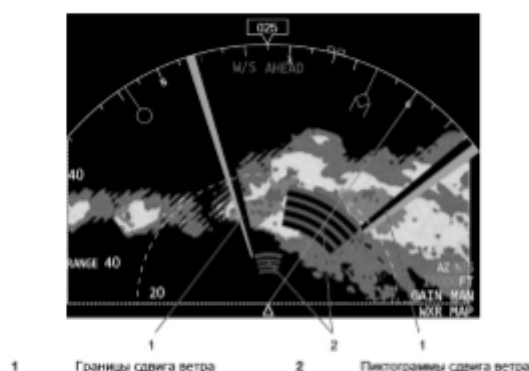


Рисунок 3.3 – Индикация сдвига ветра

Предупреждения отображается даже в случае, если информация от МНРЛС не выбрана на индикацию. Сдвиг ветра отображается пиктограммами только при активной индикации от метеолокатора и показывает сектор, дальность и глубину обнаруженного МНРЛС явления. Пиктограммы отображаются в виде сектора кольца, заполненного концентрическими дугами черного и красного цветов.

Границы сдвига ветра отображаются пиктограммами в виде черно-желтых полос только при активной индикации от метеолокатора.

Во время работы метеолокатор кроме визуальной предупредительной информации формирует речевые предупреждающие сообщения об опасной метеоситуации, сдвиге ветра. Перечень речевых сообщений экипажу с предупреждениями, выдаваемыми МНРЛС приведено в таблице 3.2. В режиме "WEATHER" предусмотрено два режима выбора высоты отображения

метеообразований. При выборе режима высоты "AUTO" (по умолчанию) на МФИ отображаются метеообразования, находящиеся в диапазоне высот ± 610 м (± 2000 ft) относительно текущей высоты полета.

Таблица 3.2 – Перечень речевых сообщений для экипажа

Описание	Речевое сообщение	Фаза полета
Обнаружены опасные метеообразования. Необходимо проверить дисплей радара	Monitor radar display	взлет
Обнаружен сдвиг ветра по курсу	Windshear ahead. Windshear ahead.	взлет
Обнаружен сдвиг ветра по курсу посадки. Необходимо уйти на второй круг	Go around. Windshear ahead	посадка

При выборе режима высоты "MAN" метеолокатор позволит оценить метеообстановку на выбранной высоте среза. Информация для отображения метеообстановки поступает в МФИ из трехмерной памяти вычислителя метеолокатора, что позволяет учитывать кривизну земной поверхности, благодаря чему обеспечивается постоянная высота над уровнем моря среза отображаемой метеообстановки.

МНРЛС также формирует и передает информацию на индикатор вертикального профиля полета кадра ND для отображения метеообразований по вертикальному профилю полета (рис. 3.4).

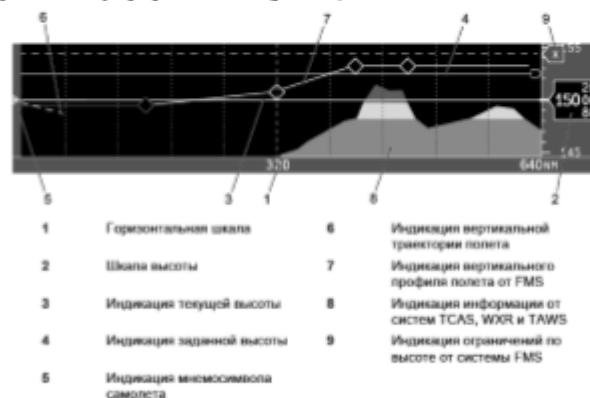


Рисунок 3.4 – Индикация вертикального профиля полета

Предусмотрены следующие режимы отображения:

- индикация метеообразований по текущему путевому углу "TRACK ANGLE";
- индикация метеообразований по заданному азимуту "MAN AZIMUTH";
- индикация метеообразований по плану полета "FLIGHT PLAN".

В режиме обзора земной поверхности "MAP" МНРЛС обеспечивает сканирование подстилающей поверхности и формирование изображения для отображения на МФИ радиолокационного изображения крупных объектов на земной поверхности (береговые линии, острова, городские районы, крупные реки, водоемы и т.д.).

Индикация в режиме "MAP" напоминает пилотажную карту и легко интерпретируется (рис. 3.5).

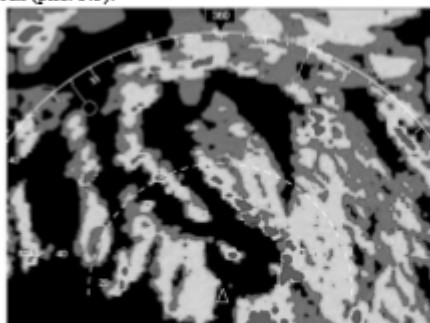


Рисунок 3.5 – Индикация в режиме "MAP"

Города обычно обеспечивают наиболее интенсивные отражения. Открытый грунт и водная поверхность обеспечивают менее интенсивные отражения.

Режим самоконтроля используется для проверки работоспособности системы и поиска отказов. При запуске теста на земле метеолокатор также проверяет звуковую и визуальную сигнализации (формируются соответствующие признаки, как в случае обнаружения сдвига ветра). При выборе режима "TEST" в полете система сформирует тестовое изображение (рис. 3.6, рис. 3.7), но звуковая и визуальная сигнализации активированы не будут. Если в процессе тестирования будет обнаружен сдвиг ветра, дисплей будет отображать изображение с метеолокатора с пиктограммой сдвига ветра, а выдаваемые предупреждения будут соответствовать уровню опасности.

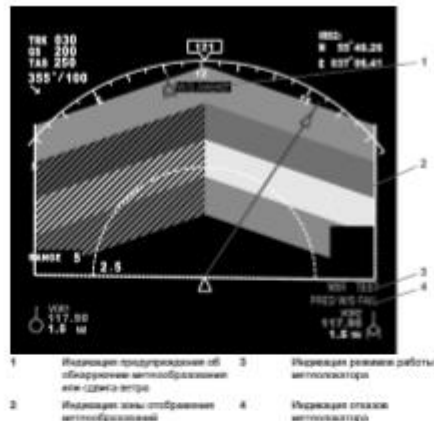


Рисунок 3.6 – Индикация в режиме "TEST" на кадре ND

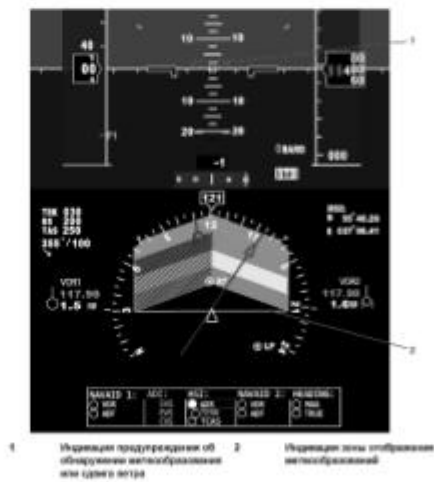


Рисунок 3.7 – Индикация в режиме "TEST" на кадре PFD

В режиме ожидания на все дисплеи посылается пустой информационный кадр. В этом состоянии система находится под напряжением, но не передает никаких высокочастотных импульсов и не управляет антенной. На земле после подачи электрического питания метеолокатор переходит в режим ожидания.

Настройка системы происходит с помощью пультов МФПУ (рис. 3.8).

Вызов страницы настройки на МФПУ происходит при нажатии на кнопку WXR. Настройка системы включает в себя:

- выбор режима работы МНРЛС (в поле кнопки 1L);
- выбор режима "TEST" (в поле кнопки 1R);
- выбор режима задания высоты отображаемых метеобразований (в поле кнопки 2L);
- ввод значения высоты (в поле кнопки 2R);
- выбор режима задания значения усиления приемного тракта антенны (в поле кнопки 3L);
- ввод значения усиления приемного тракта антенны (в поле кнопки 3R);
- выбор режима отображения вертикального профиля (в поле кнопки 4L);
- ввод значения азимута (в поле кнопки 4R).

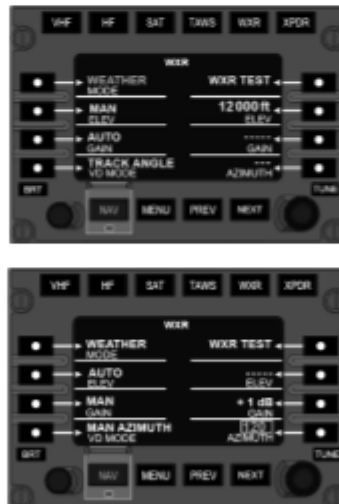


Рисунок 3.8 – Страницы настройки МНРЛС на МФПУ

Выбор режимов работы МНРЛС "WEATHER" и "MAP" происходит независимо на пульте МФПУ КВС и второго пилота. Выбор режимов работы метеолокатора "STBY" и "TEST" синхронизируется на пульте МФПУ КВС и второго пилота. При нажатии кнопки 1L, текущий режим работы отображается надписью голубого цвета. Повторное нажатие кнопки 1L изменяет режим работы метеолокатора по циклу: "STBY"→"WEATHER"→"MAP"→"STBY".

Через 3с после прекращения выбора режима работы МНРЛС или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 1L), выбранный режим работы сохраняется в памяти пульта МФПУ и отображается белым цветом.

При выборе режима "STBY" или "TEST", надписи верхних строк полей кнопок 2L, 3L, 4L, 2R, 3R, 4R отображаются серым цветом и недоступны для настройки. При выборе режима "WEATHER" или "MAP" на одном из пультов, после ранее выбранного режима "STBY" или "TEST", второй пульт принимает значение предыдущего режима, выбранного на нем (за исключением "TEST" и "STBY").

Режим "TEST" включается из любых режимов работы МНРЛС. При нажатии кнопки 1R, надпись WXR TEST окрашивается в голубой цвет и выделяется голубой рамкой, а режим в поле кнопки 1L отображается шрифтом белого цвета. Если в процессе выполнения режима самоконтроля нажать кнопку 1L, то режим "TEST" прекращается.

Выбор режима отображения вертикального профиля происходит независимо на пульте МФПУ КВС и второго пилота. При нажатии кнопки 4L, текущий режим отображается надписью голубого цвета. Повторное нажатие кнопки 4L изменяет режим отображения вертикального профиля по циклу: "FLIGHT PLAN"→"TRACK ANGLE"→"MAN AZIMUTH".

Через 3с после прекращения выбора режима отображения вертикального профиля или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 4L), выбранный режим сохраняется в памяти пульта МФПУ и отображается белым цветом. При выборе режима отображения вертикального профиля "MAN AZIMUTH", значение азимута в поле кнопки 4R выделяется рамкой голубого цвета и окрашивается в голубой цвет. При этом становится доступной функция задания значения азимута. Если выбраны режимы "FLIGHT PLAN" или "TRACK ANGLE", то в поле кнопки 4R отображаются три прочерка белого цвета.

При нажатии кнопки 4R режим отображения вертикального профиля в поле кнопки 4L меняется на "MAN AZIMUTH" (если ранее был выбран другой режим). При этом значение азимута выделяется рамкой голубого цвета и окрашивается в голубой цвет.

При вращении внешней кремальеры TUNE значение азимута меняется с шагом 10°, при вращении внутренней кремальеры TUNE значение азимута меняется с шагом 1°. Выделение снимается через 3с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 4R), значение введенного азимута сохраняется в памяти пульта МФПУ.

Выбор режима задания высоты отображаемых метеобразований происходит независимо на пульте МФПУ КВС и второго пилота. При нажатии кнопки 2L, текущий режим отображается надписью голубого цвета. Повторное нажатие кнопки 2L изменяет режим отображения вертикального профиля по циклу: "AUTO" → "MAN" → "AUTO". Через 3с после прекращения выбора режима задания высоты или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 2L), выбранный режим сохраняется в памяти пульта МФПУ и отображается белым цветом.

В режиме задания высоты "AUTO", в поле кнопки 2R отображаются пять прочерков белого цвета. При выборе режима "MAN", значение высоты среза в поле кнопки 2R выделяется рамкой голубого цвета и окрашивается в голубой цвет. При этом становится доступной функция задания высоты среза, на которой будет происходить оценка метеобразований.

При нажатии кнопки 2R режим задания высоты отображаемых метеобразований в поле кнопки 2L меняется на "MAN" (если ранее был выбран другой режим). При этом значение высоты выделяется рамкой голубого цвета и окрашивается в голубой цвет. При вращении внешней кремальеры TUNE значение высоты среза меняется с шагом 10000 ft, при вращении внутренней кремальеры TUNE значение высоты среза меняется с шагом 1000 ft. Выделение снимается через 3с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 2R), значение введенной высоты среза сохраняется в памяти пульта МФПУ.

Выбор режима задания значения усиления приемного тракта происходит независимо на пульте МФПУ КВС и второго пилота. При нажатии кнопки 3L, текущий режим отображается надписью голубого цвета. Повторное нажатие кнопки 3L изменяет режим задания значения усиления приемного тракта по циклу: "AUTO" → "MAN" → "AUTO". Через 3с после прекращения выбора режима или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 3R), выбранный режим сохраняется в памяти пульта МФПУ и отображается белым цветом.

В режиме значения усиления приемного тракта "AUTO", в поле кнопки 3R отображаются пять прочерков белого цвета. При выборе режима "MAN", значение усиления приемного тракта антенны в поле кнопки 3R выделяется рамкой голубого цвета и окрашивается в голубой цвет. При этом становится доступной функция задания значения усиления приемного тракта антенны.

При нажатии кнопки 3L режим задания значения усиления приемного тракта в поле кнопки 3L меняется на "MAN" (если ранее был выбран другой режим). При этом значение усиления выделяется рамкой голубого цвета и окрашивается в голубой цвет. При вращении внешней кремальеры TUNE значение усиления приемного тракта антенны меняется с шагом 5 дБ, при вращении внутренней кремальеры TUNE значение усиления меняется с шагом 1 дБ.

Выделение снимается через 3с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме ЗR), введенное значение усиления приемного тракта антенны сохраняется в памяти пульта МФПУ.

Размещение МНРЛС представлено на рисунках 3.9 – 3.11.

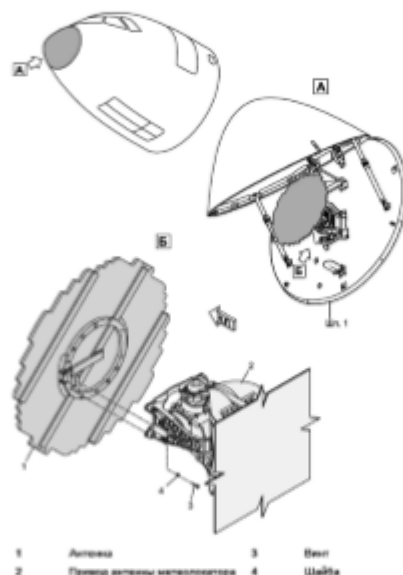


Рисунок 3.9 – Размещение антенны и антенного привода МНРЛС

Вычислитель представляет собой блок, на лицевой стороне которого расположена ручка для переноса, кнопки управления, информационный дисплей и защитные резиновые крышки. На тыльной стороне расположены электрические соединители.

Вычислитель состоит из внутренних печатных плат:

- процессор ввода-вывода;
- процессор цифровой обработки сигналов;
- блок питания.

Под защитной крышкой расположены Ethernet и USB соединители.

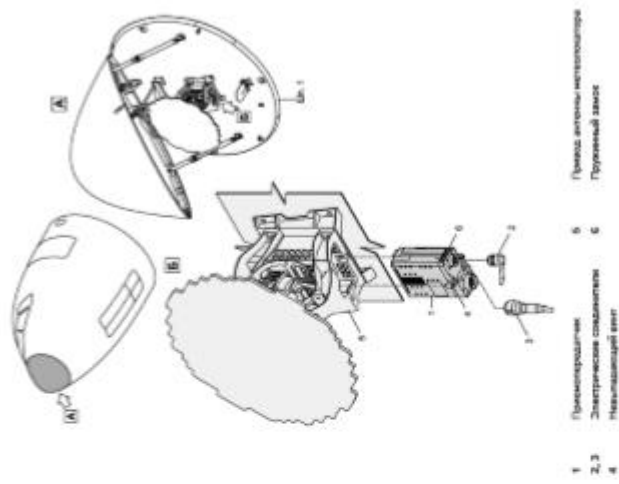


Рисунок 3.11 – Размещение приемопередатчика МНРЛС

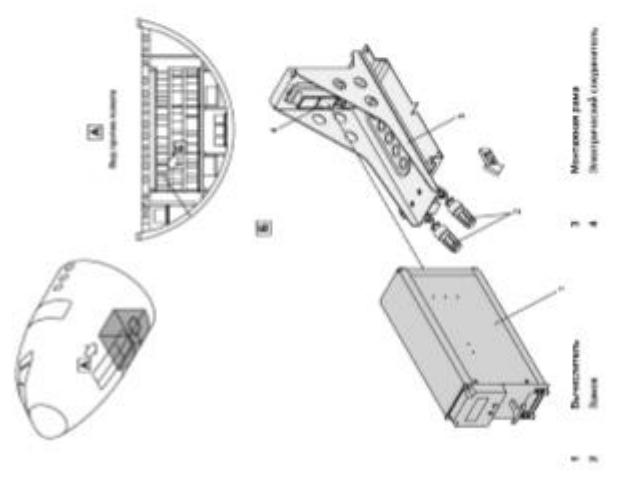


Рисунок 3.10 – Размещение вычислителя МНРЛС

3.2 Бортовой радиовысотомер

Радиовысотомер предназначен для:

- непрерывного измерения истинной высоты полета над подстилающей поверхностью во время взлета, посадки и захода на посадку в диапазоне высот от минус 6 м до 1524 м (от минус 20 ft до 5000 ft);
- оповещения экипажа об опасной высоте;
- выдачи параметров геометрической высоты полета для индикации на многофункциональных индикаторах;
- выдачи параметров геометрической высоты полета потребителям.

Принцип измерения высоты базируется на частотном методе измерения дальности и заключается в следующем. При определении высоты частотным методом в радиовысотомере (РВ) обычно применяются непрерывные частотно-модулированные сигналы. Определение высоты $h(t)$ сводится к измерению приращения частоты излучаемых колебаний за время распространения сигнала до объекта (поверхности Земли) и обратно.

Если частота излучаемых колебаний $f_{изл}(t)$ со временем нарастает, Принцип измерения высоты базируется на частотном методе измерения дальности и заключается в следующем. При определении высоты частотным методом в радиовысотомере (РВ) обычно применяются непрерывные частотно-модулированные сигналы. Определение высоты $h(t)$ сводится к измерению приращения частоты излучаемых колебаний за время распространения сигнала до объекта (поверхности Земли) и обратно.

Если частота излучаемых колебаний $f_{изл}(t)$ со временем нарастает, например, по линейному закону со скоростью $\beta = df_{изл}(t)/dt$, то приращение частоты излучаемых колебаний за время распространения $\tau = 2h(t)/c$ равно $\Delta f_{изл}(h) = \beta\tau = 2h\beta/c$. Измерив разность частот излучаемого и принимаемого сигналов (частоту биений) $F_b = \Delta f_{изл}$, можно вычислить высоту по формуле

$$h = \frac{c}{2\beta} \Delta f_{изл} = \frac{c}{2\beta} F_b.$$

На практике чаще всего применяются пилообразная или гармоническая частотная модуляция излучаемых сигналов. На рисунке 3.12 представлены зависимости изменения во времени частот излучаемого и принимаемого (штриховая линия) сигналов, а также частоты биений F_b при пилообразной модуляции частоты.

При выполнении условия $F_b \ll F_u = 1/T_u$, где F_u – частота (T_u – период) модуляции, можно записать

$$\begin{aligned}
 f_{\max}(t) &= f_0 + \beta t = f_0 + \frac{4\Delta f}{T_u} t, \\
 f_c(t) &= f_0 + \beta(t - \tau) = f_0 + \frac{4\Delta f}{T_u}(t - \tau), \\
 |F_c| &= |f_{\max}(t) - f_c(t)| = \frac{8\Delta f}{T_u} h,
 \end{aligned}
 \tag{3.1}$$

где f_0 – среднее значение частоты излучаемых колебаний; Δf – девиация частоты; $f_c(t)$ – частота принимаемых колебаний.

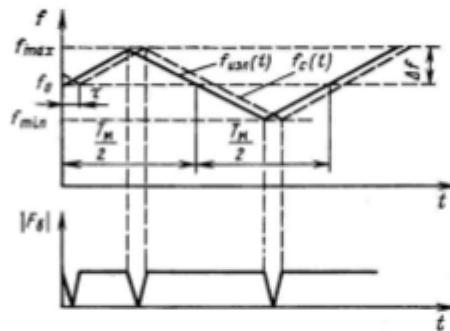


Рисунок 3.12 – Принцип частотного метода измерения высоты

Калибровочная формула для частотного радиовысотомера представляется в виде

$$h = \frac{c|F_c|}{8\Delta f F_u} \tag{3.2}$$

Среднеквадратическая погрешность измерения высоты в соответствии с (3.2) равна

$$\sigma_h = \frac{c}{8\Delta f F_u} \sigma_{F_c}$$

где σ_{F_c} – среднеквадратическая погрешность измерения частоты биений. Откуда следует, что погрешность измерения высоты частотным методом прямо пропорциональна погрешности измерения частоты биений и обратно пропорциональна девиации несущей частоты и частоте модуляции.

Радиовысотомер состоит из двух независимых каналов. Каждый канал состоит из приемопередатчика, монтажной рамы с вентилятором и двух антенн. Структурная схема радиовысотомера приведена на рисунке 3.13.

После подачи электропитания в радиовысотомер переходит в режим встроенного контроля. В режиме встроенного контроля определяется

правильность функционирования аппаратного и программного обеспечения приемопередатчика. После завершения режима стартового встроенного контроля радиовысотомер переключается в режим "Рабочий".

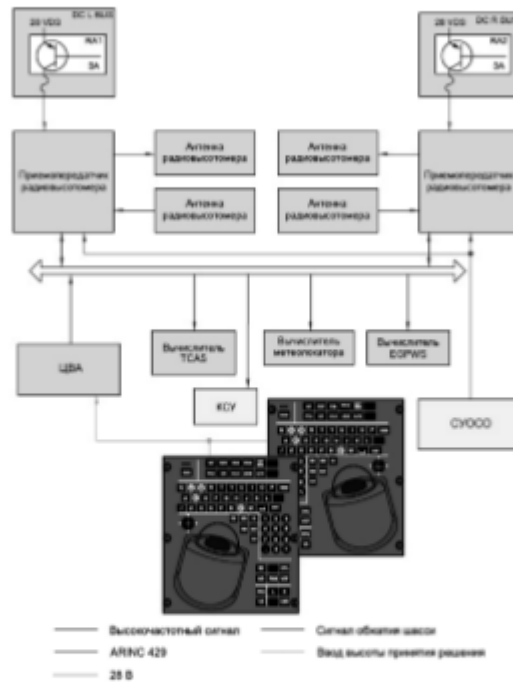


Рисунок 3.13 – Структурная схема радиовысотомера и взаимодействующих систем

В этом режиме радиовысотомер непрерывно излучает в сторону подстилающей поверхности частотно-модулированные сигналы и принимает отраженные. Приемопередатчик выполняет вычисление задержки между переданным и полученным сигналами с помощью двух микропроцессоров. Приемопередатчик выполняет усиление сигнала частоты биений и вычисляет значение высоты над поверхностью земли. Результаты вычислений усредняются и проверяются в микропроцессорах перед передачей на шину

данных высоты. В режиме "Рабочий" выполняет измерение, вычисление и выдачу данных об истинной высоте полета во все сопряженные системы.

В рабочем режиме контроль работоспособности проводится автоматически.

Размещение радиовысотомера на борту самолета представлено на рисунке 3.14 и рисунке 3.15.

3.3 Самолетный ответчик

Самолетный ответчик предназначен для работы с вторичными радиолокаторами (ВРЛ) УВД и обеспечения функционирования систем TCAS. Система принимает от ВРЛ и систем TCAS других самолетов запросы, декодирует их, обрабатывает и передает ответные кодированные сигналы.

Самолетный ответчик выполняет следующие функции:

- передача данных о самолете и параметрах полета в ответ на запросы в режиме "S";
- обслуживание запросов в режимах "A" и "C";
- широкоэшелонная передача данных о самолете и параметрах полета (ADS-B).

Самолетный ответчик представляет собой резервированную систему, состоящую из двух каналов. Каждый канал состоит из приемоответчика УВД, антенны УВД. Преобразователь статический 28V DC/115V AC через устройство защиты обеспечивает электропитание второго канала. Технические характеристики самолетного ответчика приведены в таблице 3.3.

Самолетный ответчик имеет два независимых канала (основной и резервный), из которых активно работает только один. Переключение между приемоответчиками системы, в случае отказа одного из них, происходит без потерь функции системы.

Таблица 3.3 – Технические характеристики самолетного ответчика

Параметр	Значение
Частота приемного тракта, МГц	1030
Частота передающего тракта, МГц	1090
Количество кодов для опознавания самолетов	4096

Работа самолетного ответчика основана на приеме запросных сигналов от наземных радиолокационных станций УВД и самолетов, оборудованных системой предупреждения столкновений, и автоматического излучения ответных кодированных сигналов. Для формирования ответных сигналов самолетный ответчик получает информацию от следующих систем (рис. 3.16):

- системы измерения высотно-скоростных параметров (данные барометрической высоты и воздушной скорости от МИВД всех каналов);
- интегрированной навигационной системы (параметры местоположения от приемников GPS обоих комплектов);

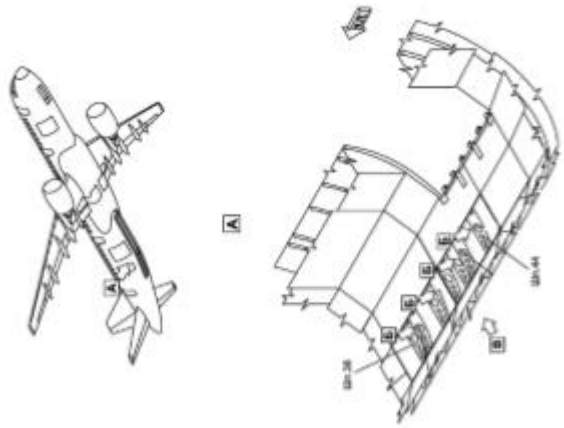
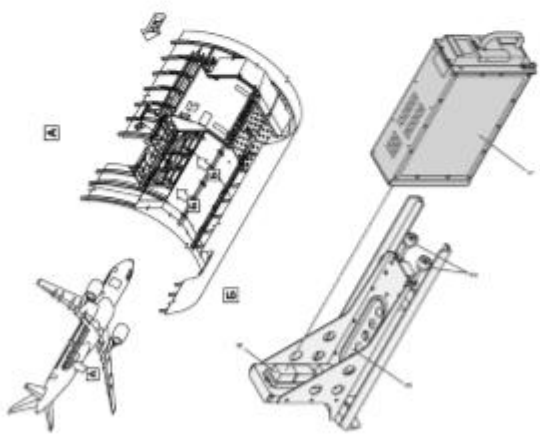


Рисунок 3.15 – Размещение антенн радиовысотомера



- 1 Приемник
- 2 Замки
- 3 Монтажная рама
- 4 Электрический соединитель

Рисунок 3.14 – Размещение приемопередатчика радиовысотомера

- центральных вычислителей авионики (от системы самолетовождения, включая данные инерциальной навигационной системы);
- системы TCAS;
- левого и правого пультов МФПУ;
- системы измерения дальности DME;
- блоков вычислителей-концентраторов СУОСО (ПК "Шасси обжато");
- МФИ 1, МФИ 4 (ПК "Выбран резервный 3 канал СВС").

Разовые команды с левого и правого пультов включения сигнала бедствия выдаются в левый и правый пульты МФПУ, соответственно.

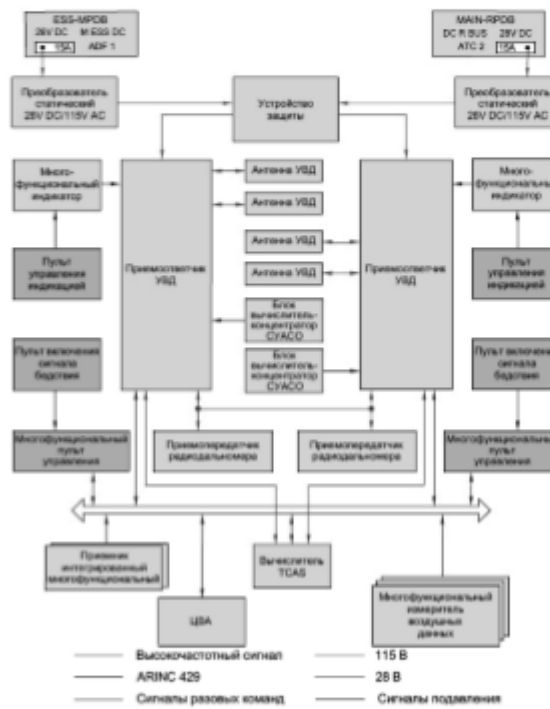


Рисунок 3.16 – Структурная схема самолетного ответчика и взаимодействующих систем

Характер информации, выдаваемой наземным станциям и другим участникам воздушного движения, зависит от режима работы приемоответчика. Самолетный ответчик имеет следующие режимы работы:

- режим "NORMAL";
- режим "ALT REP OFF";
- режим "STBY";
- режим "TEST".

Включение самолетного ответчика происходит автоматически после подачи электропитания на самолет. После загрузки программного обеспечения и выполнения встроенного контроля приемоответчика УВД переходят в режим "STBY". Этот режим включается на земле для исключения радиообмена. Самолетный ответчик не отвечает на запросные сигналы, функция ADS-B OUT также не активна.

В режиме "NORMAL" самолетный ответчик отвечает на запросные коды режимов "A", "C" и "S" в зависимости от типа полученного запроса. Режим "A" предназначен для выдачи только четырехзначного идентификационного кода самолета. Идентификационный код предварительно выдается диспетчером перед полетом и вводится с пультов МФПУ.

Режим "C" предназначен для передачи данных о идентификационном коде и барометрической высоте в соответствии со стандартным давлением без учета коррекции. Режим "S" (расширенное наблюдение) является основным и служит в качестве элемента системы предупреждения столкновений. Селективный запрос в режиме "S" может производиться как наземной радиолокационной станцией, так и другими самолетами, оборудованными системой TCAS. Каждый запрос содержит адресный код самолета. Ответные отклики самолетного ответчика также имеют адресный характер передачи данных на наземные радиолокационные станции и на другие самолеты. Адресность приема и передачи режима "S" обеспечивает возможность организации посредством самолетного ответчика канала обмена информацией с окружающими конфликтующими самолетами для обеспечения координации маневров уклонения при решении задач системы предупреждения о столкновении.

Режим "S" полностью совместим с режимами "A" и "C" и передает в эфир:

- бортовой номер;
- идентификационный номер;
- барометрическую высоту;
- путевую скорость;
- географические координаты и т.д.

В режиме "ALT REP OFF" самолетный ответчик отвечает на запросы в режимах "A", "C" и "S" в соответствии с запросными сигналами, но не передает данные о барометрической высоте. Этот режим используется, если наземная станция обнаруживает несоответствие между действительной и сообщенной высотой.

В режиме "TEST" самолетный ответчик проводит самоконтроль и выдает результаты в БСТО.

Автоматическое зависимое наблюдение в режиме радиовещания (ADS-B OUT) – это дополнительная функция приемоответчика УВД, предназначенная для передачи параметров полета самолета в эфир. Приемоответчик УВД, работающий в режиме усовершенствованного наблюдения с функцией ADS-B OUT, непрерывно передает данные о полете без предварительного запроса службы УВД. Функция ADS-B OUT обеспечивает автоматическую и непрерывную передачу следующих параметров:

- географические координаты GPS;
- барометрическую высоту;
- разницу между барометрической и геометрической (от GPS) высотой;
- путевую скорость;
- путевой угол;
- вертикальную скорость;
- номер рейса;
- сигнал аварийной ситуации.

В случае захвата самолета экипаж имеет возможность активизировать любой из пультов включения сигнала бедствия. При этом в ответах режима А будет передаваться код "7300", информирующий органы УВД о захвате самолета.

Для исключения одновременного излучения сигналов, бортовое оборудование, которое работает на частоте, близкой к частоте ответчика (радиодальномер и TCAS), отправляет ответчику сигнал подавления до передачи. Ответчик принимает этот сигнал подавления и приостанавливает работу на передачу/прием, пока внешнее оборудование работает на излучение. Кроме того, до момента передачи, ответчик посылает сигнал подавления внешнему оборудованию для прекращения им работы на передачу/прием.

Сообщения об отказах самолетного ответчика отображаются на сигнальном поле комплексного кадра EWD МФИ.

Настройка ответчика выполняется с помощью пультов МФПУ (рис. 3.17). Действия по настройке самолетного ответчика на одном из пультов МФПУ полностью автоматически дублируются на другом МФПУ. Вызов страницы управления XPDR/TCAS на МФПУ производится нажатием на кнопку XPDR. Настройка ответчика включает в себя:

- выбор режима работы самолетного ответчика и системы предупреждения;
- столкновений в воздухе (в поле кнопки 1L);
- ввод идентификационного номера самолета (в поле кнопки 3L);
- идентификацию воздушного судна (в поле кнопки 4L).

Нажатие кнопки 1R изменяет режимы работы самолетного ответчика и системы предупреждения столкновения в воздухе по циклу:

STBY→ALT_RPTG→XPDR→TA ONLY→TA/RA.



Рисунок 3.17 – Страницы настройки самолетного ответчика на МФПУ

При выборе в поле кнопки 1R режима:

- STBY – для самолетного ответчика задается режим "STBY", для TCAS – режим "STBY";
- ALT_RPTG – для самолетного ответчика задается режим "ALT REP OFF", для TCAS – режим "STBY";
- XPDR – для самолетного ответчика задается режим "NORMAL", для TCAS – режим "STBY";
- TA ONLY – для самолетного ответчика задается режим "NORMAL", для TCAS – режим "TA";
- TA/RA – для самолетного ответчика задается режим "NORMAL", для TCAS – режим "TA/RA".

Выбранный режим работы отображается надписью голубого цвета. Через 3с после прекращения выбора режима работы или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 1R), выбранный режим работы сохраняется в памяти пульта МФПУ и отображается надписью белого цвета.

Ввод идентификационного номера самолета выполняется со страницы SQUAWK.

Вызов страницы SQUAWK происходит при нажатии на кнопку 3L или кнопку MENU. Переход на страницу SQUAWK возможен только с страницы XPDR/TCAS. Боковые кнопки служат для ввода цифры в поле прямоугольника голубого цвета. После ввода первой цифры, поле циклично перемещается на следующую цифру идентификационного номера. Поле прямоугольника голубого цвета можно также перемещать с цифры на цифру с помощью кнопок PREV и NEXT. Возвращение на страницу XPDR/TCAS происходит после нажатия на кнопку MENU или кнопку XPDR. Набранный идентификационный номер самолета отображается в поле кнопки 3L на странице XPDR/TCAS и сохраняется в памяти пульта МФПУ. Кнопка 4L используется для идентификации воздушного судна. В поле кнопки размещается идентификатор вида IDT_1234_TA/RA, где цифры 1234 – идентификационный номер ВС (SQUAWK), "STBY", "TA/RA" или "TA ONLY" – режимы работы системы TCAS. Если выбран режим работы ответчика отличный от "STBY", то вне зависимости от режима работы TCAS, при нажатии кнопки 4L происходит выдача команды на идентификацию воздушного судна.

На период передачи сигнала "опознавания" идентификатор выделяется голубым цветом. В случае выбора режима работы ответчика "STBY" (режим работы TCAS при этом также "STBY"), идентификатор отображается серым цветом, идентификация воздушного судна при нажатии кнопки 4L становится недоступной.

Размещение приемопередатчика и антенн самолетного ответчика представлено на рисунке 3.18 и рисунка 3.19.

3.4 Система опознавания государственной принадлежности

Система опознавания государственной принадлежности предназначена для работы в системе государственного опознавания Российской Федерации и обеспечивает определение государственной принадлежности самолета, а также выдачу аварийных сигналов "Тревога" и "Бедствие".

Технические характеристики системы опознавания государственной принадлежности представлены в таблице 3.4

Таблица 3.4 – Технические характеристики системы опознавания государственной принадлежности

Параметр	Значение
Напряжение электропитания постоянного тока, В	27
Потребляемая мощность для цепи постоянного тока, Вт	120
Охлаждение	принудительное
Импульсная мощность ответного сигнала, Вт	240
Длительность импульса ответного сигнала, мкс	0,6 ± 0,1
Чувствительность приемных сигналов, дБ	-101 ± 4

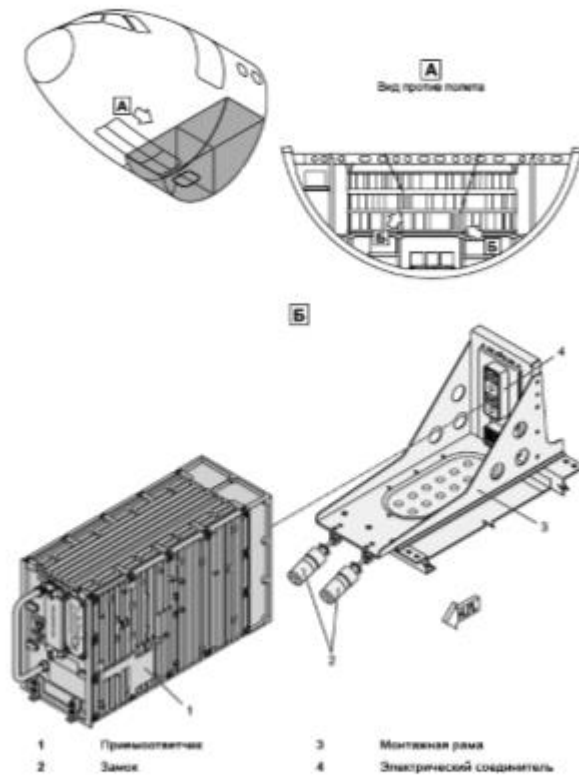


Рисунок 3.18 – Размещение приемопередатчика самолетного ответчика

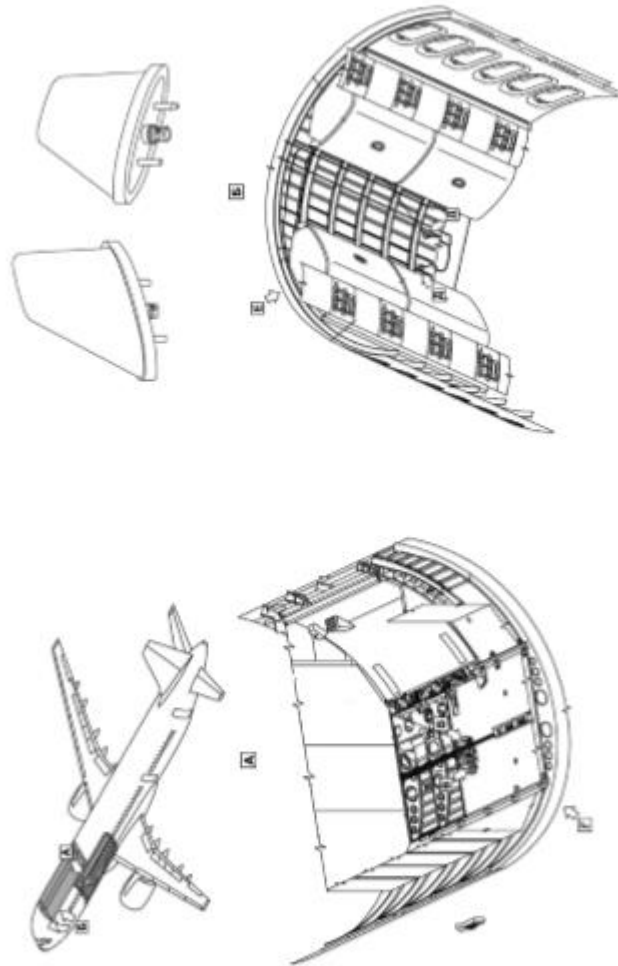


Рисунок 3.19 – Вид и размещение антенн самолётного ответчика

Система опознавания государственной принадлежности (СОГП) состоит из блока самолетного ответчика, двух антенн и блока согласования интерфейсов БСИ-8, и предназначена для работы с бортовыми, наземными и корабельными запросчиками государственного опознавания. Система принимает запросные сигналы на частотах с номинальным значением f4/f5, а также излучает ответные запроса. Структурная схема СОГП приведена на рисунке 3.20.

Система принимает от датчиков шасси сигнал обжатия в виде потенциала номинальным значением 27В при нахождении самолета на земле и в виде обрыва при нахождении самолета в воздухе. Сигнал обжатия шасси передается в блок самолетного ответчика для включения режима "Эквивалент".

СОГП принимает от МФПУ информацию об остатке топлива, высоте, бортовом номере, установленных кодах, режимах работы и команды управления, а также передает информацию о своем текущем состоянии.

Система работает в следующих режимах:

- "I" – общее неизмитостойкое опознавание;
- "III" – индивидуальное опознавание по принципу "Где ты?";
- "IV" – индивидуальное опознавание по принципу "Кто ты?";
- "VI" – индивидуальное опознавание по принципу "Кто ты?";
- "Тревога";
- "Бедствие I" (на запросы неизмитостойких режимов).

На запросы в "IV" режиме система излучает рабочий ответный код "I" режима, к которому добавляется группа импульсов, образующих кодированное сообщение о бортовом номере.

Диапазон передаваемых бортовых номеров от 00000 до 99999.

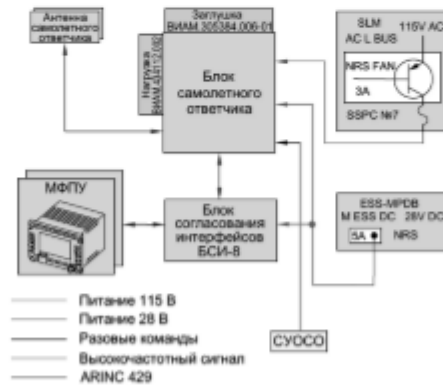


Рисунок 3.20 – Структурная схема самолетного ответчика и взаимодействующих систем

На запросы в "VI" режиме система излучает рабочий ответный код "I" режима, к которому добавляется группа импульсов, образующих кодированное сообщение о барометрической высоте (абсолютной или относительной) и остатке топлива (в %). Высота полета передается в диапазоне от минус 500 м до 15000 м с градацией 10 м. Признак высоты (относительной или абсолютной) определяется МФПУ автоматически, в зависимости от давления, установленного на МФПУ перед полетом или в полете. При давлении от 1010 гПа до 1016 гПа передается признак "Высота абсолютная". Информация о запасе топлива передается в диапазоне от 100 % до 50 % с шагом 10 % и от 50 % до 5 % с шагом 5 %.

Настройка системы происходит при помощи пультов МФПУ (рис. 3.21).

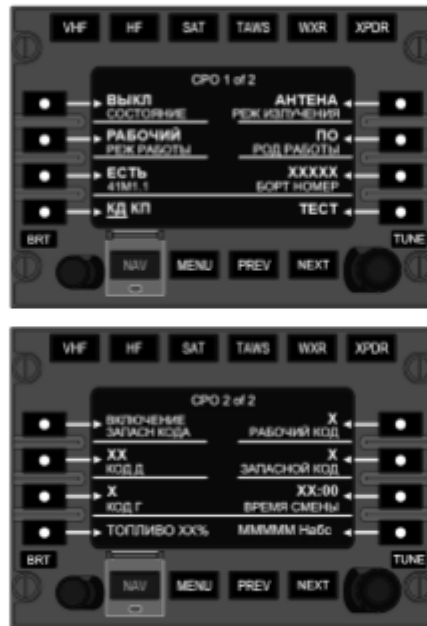


Рисунок 3.21 – Страницы настройки самолетного ответчика

Вызов страницы управления CPO 1 of 2 на МФПУ происходит при нажатии кнопок XPDR и NEXT. В поле 1L отображается информация о состоянии системы. В выключенном состоянии системы на дисплее МФПУ отображается надпись ВЫКЛ. Через 20 с после включения системы надпись

ВЫКЛ заменяется на сообщение ГОТОВ или ОТКАЗ (при наличии отказа). Надписи ТЕСТ и БЕДСТВИЕ отображаются в мигающем режиме при нажатии на кнопку ТЕСТ и наличии признака "Бедствие" соответственно.

В поле кнопки 1R отображаются надписи АНТЕННА или ЭКВИВАЛЕНТ для режимов излучения "Антенна" или "Эквивалент". При наличии сигнала "Шасси обжато" автоматически формируются режимы работы "Рабочий" и "Эквивалент". После взлета система автоматически переходит режим "Антенна" до момента посадки (обжатия шасси) с возвратом в режим "Эквивалент".

В поле кнопки 2L отображаются надписи РАБОЧИЙ или ДЕЖУРНЫЙ. В режиме "Дежурный" система принимает запросные сигналы без формирования ответов на них. В поле кнопки 3L отображается надпись о наличии/отсутствии в составе системы 41M1.1. При отсутствии изделия 41M1.1 МФПУ снимает признак наличия изделия 41M1.1.

В поле кнопки 3R отображается информация о введенном бортовом номере. Для ввода бортового номера необходимо нажать кнопку напротив строки 3R, при этом отображается бортовой номер, первая цифра которого (старшая), выделяется голубым прямоугольником.

Вращением внутренней кремальеры TUNE вводится значение первой цифры бортового номера от 0 до 9. Окончанием ввода первой цифры является время 1 с после прекращения изменения ввода цифр первого разряда, после этого голубой прямоугольник автоматически перемещается на вторую цифру бортового номера. Подобным образом вводятся остальные цифры бортового номера. После ввода последней цифры голубой прямоугольник возвращается на первую (старшую) цифру.

Нажатие на кнопку 4R приводит к запуску тестового режима системы.

Предполетная информация (рабочий и запасной коды режима "I", время смены рабочего кода режима "I" на запасной, запросный (код Д) и ответный (код Г) коды режима "III") для системы вводится со страницы CPO 2 of 2 МФПУ (рис.3.21). Страница CPO 2 of 2 вызывается повторным нажатием кнопки NEXT на МФПУ. В поле кнопки 1R и 2R отображается информация о введенном рабочем и запасном кодах "I". В поле кнопки 2L и 3 L отображается информация о введенных кодах Д и Г соответственно. В поле кнопки 3R отображается время смены рабочего кода на запасной. Введенная информация о рабочем и запасном кодах "I" режима и времени их смены, кодах Д и Г, наличии/отсутствии изделия 41M1.1, бортовом номере хранится в энергонезависимой памяти МФПУ. В поле кнопки 4L отображается надпись "ТОПЛИВО XX %", где XX – остаток топлива. В поле кнопки 4R отображается надпись "YMMMM H_{abs}" или "YMMMM H_{сrm}", где Y – знак передаваемой высоты, MMMMM – значение высоты в метрах, H_{abs} (H_{сrm}) – признак абсолютной/относительной высоты.

Информация об остатке топлива и высоте не редактируется.

На рисунках 3.22 – 3.24 представлено размещение самолетного ответчика, ВСИ-8 и антенн на борту самолета.

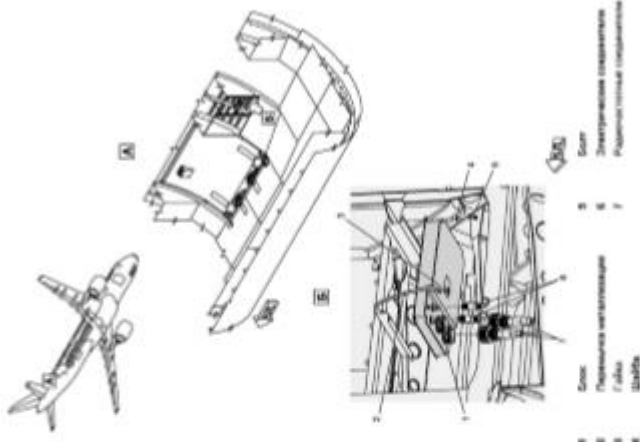


Рисунок 3.23 – Размещение блока согласования интерфейсов БСУ-8 СОПИ

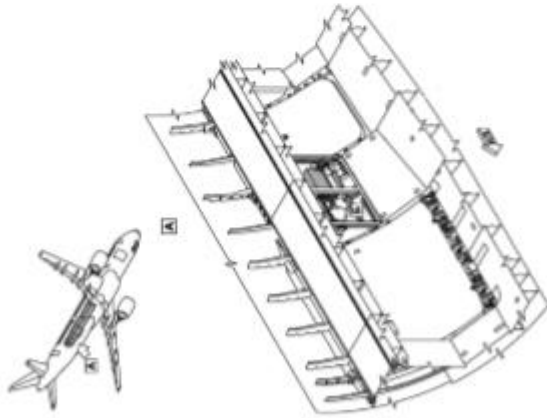


Рисунок 3.22 – Размещение блока самолётного ответчика СОПИ

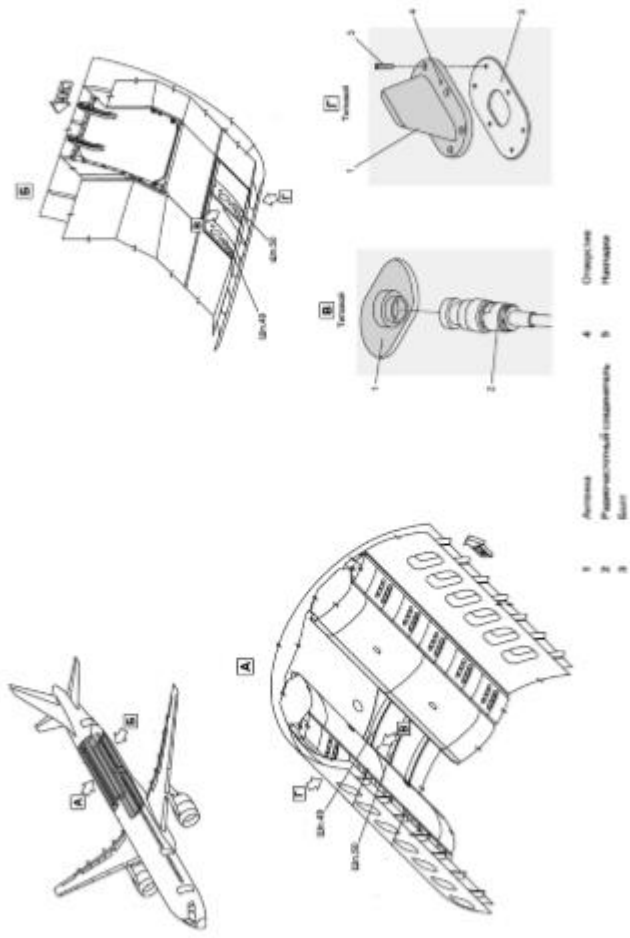


Рисунок 3.24 – Размещение антенны СОПТ на борту самолета

3.5 Радиодальномер

Радиодальномер предназначен для измерения наклонной дальности самолета относительно наземных радиомаяков VOR и радиомаяков тактической аэронавигационной системы, а также выдачи сигналов, пропорциональных дальности, в центральные вычислители.

Радиодальномер по принципу функционирования относится к радиолокационным системам, хотя участвует в решении бортовым комплексом навигационных задач.

Измерение наклонной дальности от самолета до наземных радиомаяков происходит импульсным методом локации с активным ответом. Приемопередатчик радиодальномера посылает на одной из рабочих частот кодированные пары импульсов сигнала запроса на радиомаяк и ждет ответа на частоте, смещенной на 63 МГц относительно частоты передачи. После декодирования сигнала радиомаяк формирует ответный сигнал с задержкой в 50 мкс.

После приема ответных сигналов в приемопередатчике радиодальномера измеряется время задержки на двустороннюю передачу от самолета до радиомаяка и после преобразования формируется сигнал, пропорциональный наклонной дальности до радиомаяка.

Радиодальномер способен одновременно отслеживать до 5 разных наземных станций, частоты которых заложены в систему самолетовождения.

В табл. 3.5 приведены основные технические характеристики радиодальномера.

Таблица 3.5 – Основные технические характеристики радиодальномера

Параметр	Значение
Диапазон частот, МГц	от 962 до 1213
Дальность измерения, км (n mile)	от 0 до 555 (от 0 до 300)
Количество рабочих каналов	252

Радиодальномер обеспечивает работу по двум независимым каналам. Каждый канал состоит из приемопередатчика радиодальномера и антенны радиодальномера.

Взаимодействие радиодальномера с другими системами показано на рисунке 3.25.

Информация от системы измерения дальности передается в самолетные системы:

- в ЦВА и транзитом в систему индикации на МФИ;
- в систему внутренней связи (звуковые сигналы опознавания наземных станций);
- в левый и правый пульты МФПУ.

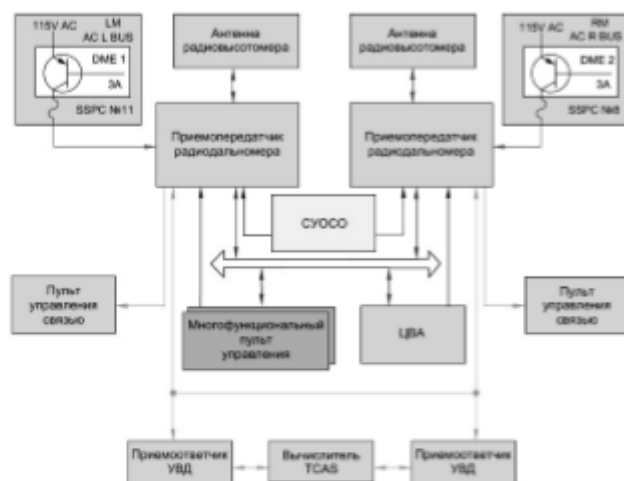


Рисунок 3.25. Схема взаимодействия радиодальномера с другими системами самолета

Включение радиодальномера происходит автоматически после подачи электропитания на самолет. После инициализации аппаратных средств приемопередатчиков радиодальномер готов к работе.

Управление системой измерения дальности происходит автоматически по сигналам от системы самолетовождения.

Выполняется настройка радиодальномера на частотно-кодированный канал в частотах системы посадки ILS или частотах наземных радиомаяков VOR. При изменении частоты ILS (при выключенном режиме HOLD), частота приемопередатчика DME1 и/или DME2 меняется в соответствии с частотой ILS. При изменении частоты VOR (при включенном режиме HOLD), частота приемопередатчика DME1 и/или DME2 меняется в соответствии с частотой VOR1 и/или VOR2.

Для исключения возможности одновременного излучения сигналов при передаче сигналов системой предупреждения столкновений в воздухе или самолетным ответчиком, внешнее оборудование отправляет радиодальномеру сигнал подавления до передачи.

Радиодальномер принимает этот сигнал подавления и приостанавливает работу на передачу/прием, пока внешнее оборудование работает на излучение. Кроме того, до момента передачи, радиодальномер посылает сигнал подавления внешнему оборудованию для прекращения их работы на передачу/прием.

Значение дальности, в виде трехзначного числа зеленого цвета с единицей измерения "NM", отображается под значением рабочей частоты радиомаяка VOR соответствующего комплекта на навигационном кадре ND и на индикаторе навигационной обстановки кадра PFD МФИ. Если данные о расстоянии до радиомаяка VOR недостоверны, вместо трехзначного числа дальности отображаются три прочерка янтарного цвета.

Сообщения об отказах радиодальномера отображаются на сигнальном поле комплексного кадра EWD многофункциональных индикаторов.

Размещение приемопередатчика и антенн радиодальномера показано на рисунке 3.26. и рисунке 3.27

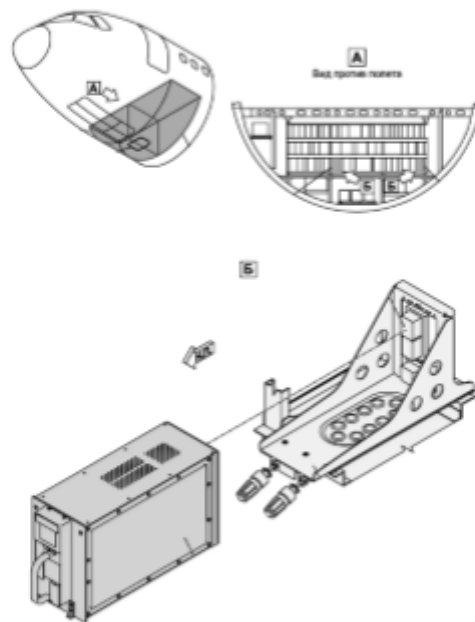


Рисунок 3.26. Размещение радиодальномера на борту самолета

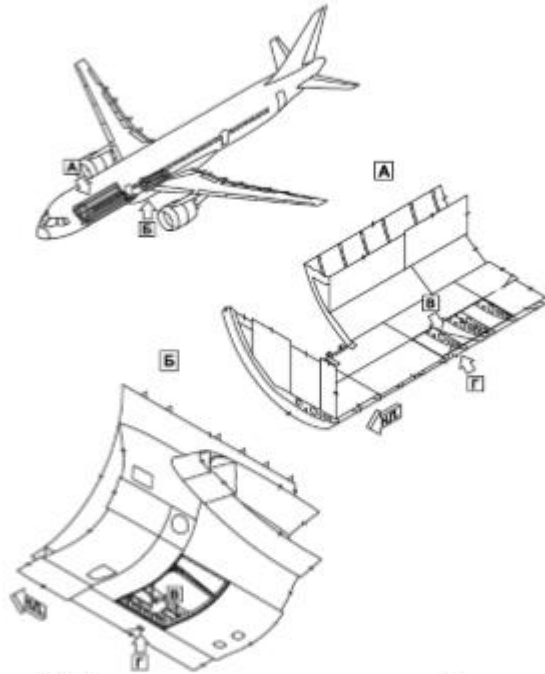


Рисунок 3.27. Размещение антенн радиодальномера на борту самолета

Раздел 4. Радионавигационное оборудование

Радионавигационное оборудование самолета МС-21 предназначено для:

- обеспечения навигации при полете по маршруту;
- выполнения предпосадочного маневра и захода на посадку;
- определения курсовых углов относительно приводных и широкоэшелонных станций;
- измерения и выдачи наклонной дальности самолета относительно радиомаяков VOR и радиомаяков тактической аэронавигационной системы;
- выдачи навигационных параметров, рассчитанных по сигналам спутников GPS и ГЛОНАСС, и скорректированных по данным GBAS/ЛККС.

Радионавигационное оборудование состоит из:

- интегрированной навигационной системы;
- спутниковой системы навигации ГЛОНАСС/GPS;
- автоматического радиокompаса.

4.1 Интегрированная навигационная система

Интегрированная навигационная система предназначена для обеспечения навигации при полете по маршруту, выполнения предпосадочного маневра и захода на посадку.

Интегрированная навигационная система решает следующие задачи:

- определение пеленга самолета относительно наземных станций VOR;
- прием сигналов от маркерных радиомаяков;
- выдача навигационных параметров, рассчитанных по сигналам спутниковой системы GPS;
- формирования аудиосигналов идентификации наземной станции.

Интегрированная навигационная система состоит из:

- двух интегрированных многофункциональных приемников;
- двух антенн GPS;
- антенны VOR;
- делителя сигналов маркерной антенны;
- антенны маркерной;
- антенны курсовой;
- антенны глассадной.

Работа. Интегрированная навигационная система представляет из себя интегрированные многофункциональные приёмники (Integrated multi-mode receiver – IMMR), сопряженные с курсовой, глассадной, маркерной антеннами, антеннами GPS и VOR. Принципиальная блок-схема интегрированной навигационной системы приведена на рисунке 4.1.

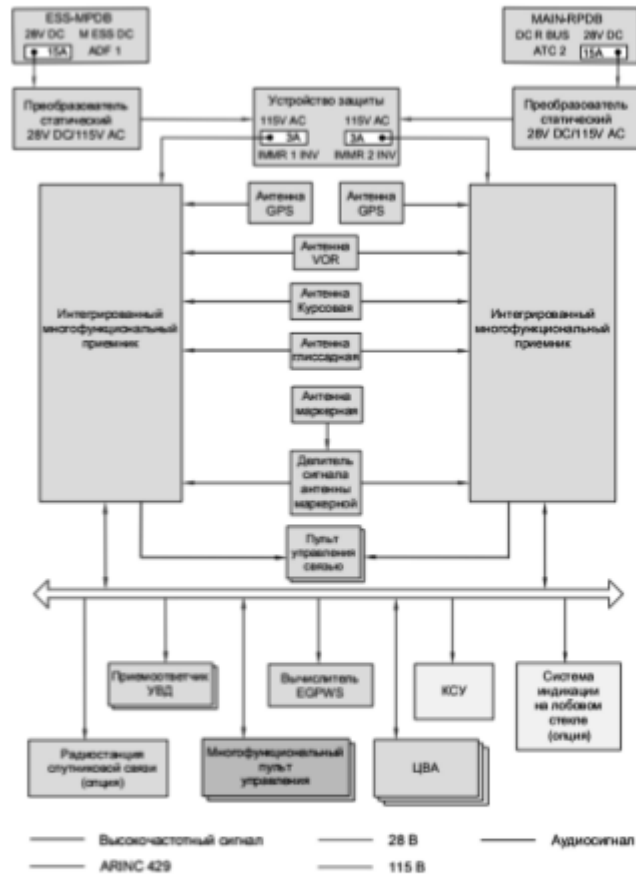


Рисунок 4.1 – Принципиальная блок-схема интегрированной навигационной системы

Информация от приемников IMMR передается в самолетные системы:

- в систему электронной индикации в кабине экипажа (через центральный вычислитель авионики ЦБА) – отображение на МФИ информации от приемников сигналов VOR и ILS и на индикаторе

- многофункциональном резервных приборов информации от приемников сигналов ILS;
- в аппаратуру внутренней связи – передача сигналов идентификации наземных станций системы посадки и оповещения экипажа о пролете маркерных маяков (от приемников VOR и ILS);
- в систему TAWS – сигналы о положении самолета в пространстве от приемников GPS;
- в КСУ – сигналы от приемников систем посадки ILS и GLS, данные от приемников GPS;
- в аварийный радиомаяк – данные от приемников GPS;
- в самолетный ответчик – данные от приемников GPS;
- в систему индикации на лобовом стекле (опция) – отображение информации от приемников сигналов VOR и ILS;
- в радиостанцию спутниковой связи (опция) – данные от приемников GPS.

При полете по маршруту, в зоне действия наземного всенаправленного УКВ радиомаяка, антенна VOR принимает его сигнал и передает его в приемники IMMR. Приемник IMMR декодирует и обрабатывает сигнал, определяют пеленг самолета относительно радиомаяка. Пеленг вычисляется по разности фаз между двумя составляющими входного сигнала: опорным колебанием (несет информацию о направлении на север магнитный) и колебанием переменной фазы (несет информацию о направлении на самолет). Принцип определения пеленга самолета приведен на рисунке 4.2. Информация о пеленге самолета передается в ЦВА, а оттуда в систему электронной индикации, а также в КСУ.

Инструментальная система посадки аэродрома при помощи курсового и глиссадного радиомаяков формирует в пространстве линию планирования в виде составной диаграммы направленности (рис. 4.3). Она имеет вид вытянутых вдоль оси ВПП четырех лепестков: двух в горизонтальной плоскости и двух в вертикальной. При этом в каждой плоскости один лепесток передается с частотой модуляции 90 Гц, а другой 150 Гц.

Курсовая антенна самолета принимает сигналы курсового радиомаяка аэродрома, глиссадная антенна – сигналы глиссадного радиомаяка аэродрома. Курсовая и глиссадная антенны передают принятые сигналы в приемники IMMR, которые выделяют из сигнала составляющие с частотами 90 Гц и 150 Гц. Разность амплитуд сигналов 90 Гц и 150 Гц определяет величину отклонения самолета от линии планирования, а частота преобладающего сигнала – направление отклонения от нее.

При выполнении захода на посадку приемники IMMR рассчитывают отклонение самолета от посадочного курса в горизонтальной плоскости и отклонение от глиссадной снижения в вертикальной плоскости и передают эту информацию для формирования рекомендаций экипажу на МФИ, в систему индикации на лобовом стекле и на экран индикатора резервных приборов.

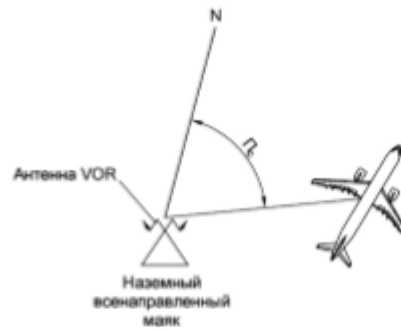


Рисунок 4.2 – Определение пеленга самолета

При заходе на посадку самолет последовательно пролетает над зонами действия дальнего, среднего и ближнего маркерных радиомаяков аэродрома (рис. 4.4). При пролете над маркерным радиомаяком, маркерная антенна самолета принимает его сигнал и передает его в приемники IММР. Приемник IММР разделяет сигналы, распознает аудиосигналы опознавания (код Морзе) и передает их в систему внутренней связи самолета для прослушивания пилотами, а сигнал прохождения маркерного радиомаяка передает для отображения на МФИ.

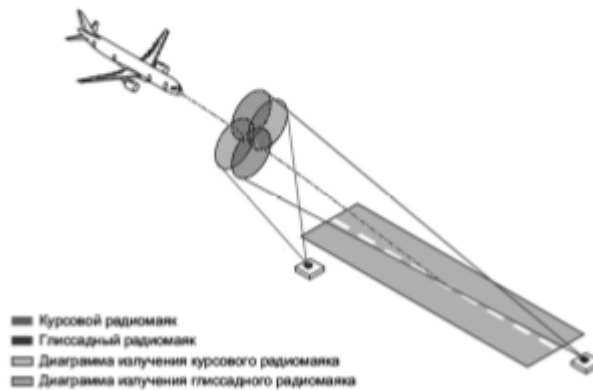


Рисунок 4.3 – Работа курсо-глиссадного приемника

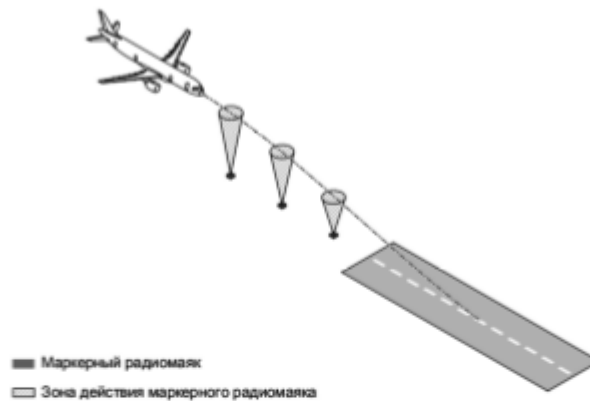


Рисунок 4.4 – Работа приемника маркерных маяков

В ходе полета по маршруту приемник IMMR через антенну GPS принимает сигналы от видимых спутников орбитальной группировки GPS и/или ГЛОНАСС (рис. 4.5), по которым вычисляются текущие координаты спутников и первичные навигационные параметры (дальность и ее производные), а затем рассчитываются вторичные параметры – координаты (географические широта, долгота, высота) и путевая скорость самолета.

Для вычисления трех координат самолета необходимо одновременное наблюдение созвездия как минимум из четырех навигационных искусственных спутников земли. В приемнике спутниковой навигации выбирается оптимальное созвездие, которое обеспечивает минимум погрешностей измерений. Рассчитанные данные выдаются в систему самолетовождения и другие системы самолета.

При выполнении захода на посадку и посадке по GLS приемники IMMR обрабатывают сигналы дальностей от спутников так же, как на маршруте, за исключением того, что приемники дополнительно получают и декодируют сигналы VDB от локальной контрольно-корректирующей станции, расположенной в аэропорту (наземное дополнение GBAS). VDB сигналы содержат информацию о целостности спутниковых данных, дифференциальных поправках и данных предпосадочной прямой. Эта информация обрабатывается вместе с данными о местоположении самолета для вычисления отклонения самолета от посадочного курса в горизонтальной плоскости и отклонение глиссады снижения в вертикальной плоскости (подобно ILS). Приемник IMMR передает вычисленное значение отклонения самолета от курса и глиссады в комплексную систему управления и в центральную систему индикации для

отображения экипажу. Процедуры захода на посадку по GLS позволяют выполнять сложные подходы к взлетно-посадочной полосе аэропорта.

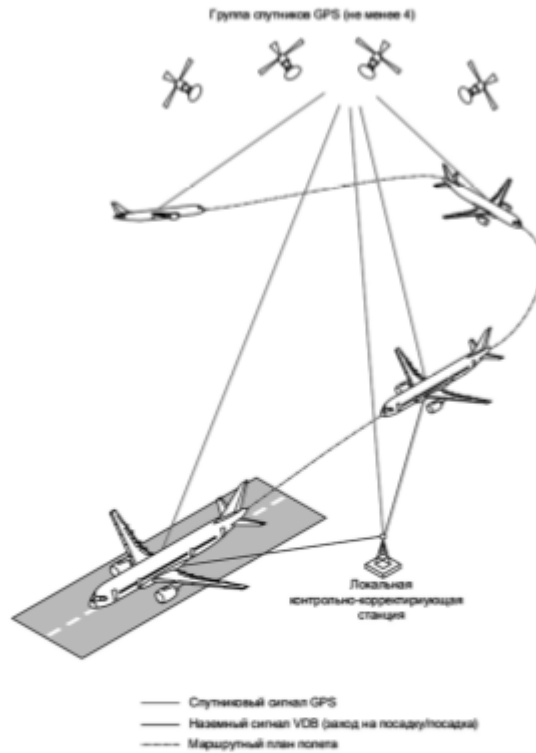


Рисунок 4.5 – Работа приемника GPS

Прием сигналов VDB в режиме GLS выполняется антенной VOR. В случае ее отказа для приема автоматически выбирается курсовая антенна. Навигационные приемники поддерживают посадку по GLS с дополнением SBAS.

Пеленг на выбранную наземную радиостанцию отображается на курсовой шкале навигационного кадра ND МФИ и/или на курсовой шкале индикатора горизонтальной обстановки основного пилотажного кадра PF МФИ

посредством указателя пеленга в виде мнемосимвола – линия с крутом – первый комплект, линия с ромбом – второй комплект. Тип и частота выбранного источником навигационной информации о пеленге радионавигационного средства, отображаются в нижней части навигационного кадра и/или индикатора горизонтальной обстановки рядом с мнемосимволом, совпадающим с видом указателя пеленга. Выбор источника навигационной информации вручную, на навигационном кадре ND можно выполнить в меню управления форматом ND, на индикаторе горизонтальной обстановки кадра PFD – в меню управления PFD.

Вычисленные числовые значения широты и долготы, выдаваемые на индикацию при отказе FMS, отображаются, вместе с указанием источника данных, на навигационных кадрах ND в правом верхнем углу.

Шкала и индекс отклонения по горизонтали/вертикали при посадке по ILS или GLS отображаются в зоне индикатора пространственного положения пилотажных кадров PFD МФИ и на экране индикатора резервных приборов. Положение индекса на шкале отклонения по горизонтали/вертикали позволяет определить величину отклонения самолета от курса и глиссады. Индикаторы прохождения маркерных радиомаяков отображаются под шкалой отклонения по вертикали в зоне индикатора пространственного положения пилотажных кадров PFD.

Сообщения об отказах интегрированной навигационной системы отображаются на сигнальном поле комплексного кадра EWD многофункциональных индикаторов и на сигнальном поле INOP SYS комплексного кадра STATUS.

После подачи электрического питания интегрированная навигационная система готова к работе и последующей настройке.

В автоматическом режиме настройки управления интегрированной навигационной системой происходит по сигналам от системы самолетовождения.

В ручном режиме оперативное задание частот настройки приемника ILS, канала настройки приемника VDB и частот настройки приемника VOR, а также выбор системы для выполнения посадки происходит с помощью многофункциональных пультов управления (МФПУ) на следующих страницах формата NAV:

- NAV ILS 1 of 4 (рис.4.6 и 4.7);
- NAV GLS/GLONASS 2 of 4 (рис. 4.8);
- NAV VOR 4 of 4 (рис. 4.9).

Для перехода на ручной режим настройки систем радионавигации необходимо нажать кнопку NAV. Происходит переход на формат NAV, над кнопкой NAV отображается зеленая полоса. Для перехода между страницами формата NAV используются кнопки NEXT и PREV.

Формат страницы NAV ILS 1 of 4 (рис.4.6) обеспечивает:

- ввод частот настройки приемника ILS в диапазоне частот 108,10 МГц ÷ 111,95 МГц (в полях кнопок 1L и 1R);

- ввод курса ВПП (в поле кнопки 2R);
- выбор системы для выполнения посадки (в поле кнопки 4R).



Рисунок 4.6 – Страница NAV ILS 1 of 4 (режим посадки по ILS)

При нажатии кнопки 4R происходит выбор системы для выполнения посадки. Выбранный режим отображается надписью голубого цвета. Повторное нажатие кнопки 4R изменит выбранный режим посадки по циклу: ILS→GLS→GLN. Выбранный режим работы сохраняется в памяти пульта МФПУ и будет отображаться на формате NAV GLS/GLONASS 2 of 4, при переходе на него. При выборе режимов посадки GLS или GLN, надписи в полях кнопок 1L, 1R и 2R на формате NAV ILS 1 of 4 отображаются серым цветом (кнопки недоступны для настройки) (рис. 4.7). При отсутствии приемника ГЛОНАСС/GPS (опция) в составе ВС, надпись GLN в поле кнопки 4R не отображается, и выбор системы для выполнения посадки будет только между ILS и GLS.



Рисунок 4.7 – Страница NAV ILS 1 of 4 (режим посадки по GLS)

При включении формата NAV ILS 1 of 4 на дисплее пульта МФПУ в поле кнопки 1R значение резервной частоты настройки приемника ILS окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение значения

частоты происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 1 МГц, и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 0,05 МГц (или 0,15 МГц – при быстром вращении). Введенное значение сохраняется в памяти пульта МФПУ через 1с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 1R). При нажатии кнопки 1L, значение резервной частоты STBY переходит на место текущей частоты ACTIVE, соответственно значение текущей частоты ACTIVE переходит на место резервной частоты STBY (меняются местами). При этом измененное значение текущей частоты ACTIVE выделяется голубым цветом. Выделение автоматически снимается через 3с после ввода текущей частоты, и начинается процесс постоянного сравнения текущей и рабочей частот. При несовпадении текущей и рабочей частоты хотя бы в одном канале, значение текущей частоты отображается янтарным цветом.

При нажатии кнопки 2R значение курса ВПП окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение значения курса происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 10°, и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 1°.

Выделение снимается через 3с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 2R), значение введенного курса ВПП сохраняется в памяти пульта МФПУ.

Формат страницы NAV GLS/GLONASS 2 of 4 (рис. 4.8) обеспечивает:

- оперативное задание канала настройки приемника VDB и приемника ГЛОНАСС/GPS (опция) в диапазоне от 20001 до 39999 (в полях кнопок 1L и 1R);
- ввод курса ВПП (в поле кнопки 2R);
- выбор системы для выполнения посадки (в поле кнопки 4R).



Рисунок 4.8 – Страница NAV GLS/GLONASS 2 of 4

При выборе режимов посадки GLS или GLN, в центре строки на уровне кнопки 1L отображается голубым цветом надпись GLS или GLONASS соответственно. При выборе режима посадки ILS, надписи в полях кнопок 1L, 1R и 2R формата NAV GLS/GLONASS 2 of 4 отображаются серым цветом

(кнопки недоступны для настройки). При наличии приемника ГЛОНАСС/GPS (опция), при переходе между посадочными системами GLS и GLONASS, значения каналов настройки в полях кнопок 1L и 1R не изменяются.

При включении формата NAV GLS/GLONASS 2 of 4 на дисплее пульта МФПУ, в поле кнопки 1R, номер канала настройки приемника VDB окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение номера канала происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 1000, и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 1 (или 10 – при быстром вращении). Введенное значение резервного канала сохраняется в памяти пульта МФПУ через 1с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 1R). При нажатии кнопки 1L, номер резервного канала STBY переходит на место текущего канала ACTIVE, соответственно номер текущего канала ACTIVE переходит на место резервного канала STBY (меняются местами). При этом измененное значение текущего канала ACTIVE выделяется голубым цветом. Выделение автоматически снимается через 3с после ввода номера текущего канала, и начинается процесс постоянного сравнения текущего и рабочего значения канала. При несовпадении номера текущего и рабочего канала, значение номера текущего канала отображается янтарным цветом.

Формат страницы NAV VOR 4 of 4 (рис.4.9) обеспечивает:

- ввод частот настройки приемников VOR в диапазоне частот 108,00 МГц ÷ 117,95 МГц (в полях кнопок 1L, 1R, 2L, 2R),
- ввод значения заданного направления VOR COURSE 1 и VOR COURSE 2 (в полях кнопок 3L и 3R),
- включение/выключение режимов VOR COURSE 1 и VOR COURSE 2 (в полях кнопок 4L и 4R).

При включении формата NAV VOR 4 of 4 на дисплее пульта МФПУ в поле кнопки 1R значение резервной частоты настройки приемника VOR1 окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. В случае необходимости изменения частоты настройки приемника VOR2, переход в режим настройки происходит при нажатии кнопки 2R, при этом значение резервной частоты настройки приемника VOR2 окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение значений частоты происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 1 МГц, и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 0,05 МГц (или 0,15 МГц – при быстром вращении). Введенное значение сохраняется в памяти пульта МФПУ через 1 с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки, кроме 1R (при настройке VOR1) или кроме 2R (при настройке VOR2). При нажатии кнопки 1L (для VOR1) или 2L (для VOR2), значение резервной частоты STBY переходит на место текущей частоты ACTIVE, соответственно значение текущей частоты ACTIVE переходит на место резервной частоты STBY (меняются местами). При этом значение измененной текущей частоты ACTIVE отображается голубым цветом. Выделение автоматически снимается через 3 с после ввода текущей частоты, и начинается процесс постоянного сравнения текущей и рабочей частот. При несовпадении текущей и рабочей

частоты хотя бы в одном канале, значение текущей частоты отображается янтарным цветом.



Рисунок 4.9 – Страница NAV VOR 4 of 4

Включение/выключение режимов пролета радиомаяков с заданного направления (VOR COURSE 1 или VOR COURSE 2), производится при последовательном нажатии кнопки 4L или 4R соответственно. При включении надпись ON отображается голубым цветом, а при выключении – надпись OFF. В положении OFF, надписи в полях кнопок 3L или 3R отображаются серым цветом (кнопки недоступны для настройки).

В случае необходимости изменения значения заданного направления VOR 1 Course (VOR 2 Course), переход в режим настройки происходит при нажатии кнопки 3L (3R), при этом значение заданного направления окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение значения заданного направления происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 10° , и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 1° . Выделение автоматически снимается через 3с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки, кроме 3L (при настройке VOR 1 Course) или кроме 3R (при настройке VOR 2 Course), значение введенного заданного направления сохраняется в памяти пульта МФПУ.

Электропитание приемника IMMR первого канала осуществляется стабилизированным напряжением 115 В частотой 400 Гц от преобразователя статического 28V DC/115V AC автоматического радиоконпаса, а приемника IMMR второго канала – стабилизированным напряжением 115 В частотой 400 Гц от преобразователя статического 28V DC/115V AC самолетного ответчика.

Приемник интегрированный многофункциональный предназначен для декодирования и обработки сигналов, принимаемых антеннами интегрированной навигационной системы, вычисления навигационных параметров при полете по маршруту и заходе на посадку, и выдачи этих параметров в сопряженные самолетные системы. Приемник IMMR также

выдает звуковые сигналы идентификации наземных станций и уведомления о пролете маркерных маяков.

Технические характеристики интегрированного многофункционального приемника приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Технические характеристики IMMR

Параметр	Значение
Диапазон частот:	
– ILS, МГц (по курсу)	от 108,10 до 111,95
– ILS, МГц (по глиссаде)	от 328,60 до 335,40
– GPS, МГц	1575 ± 10
– VOR, МГц	от 108,00 до 117,95
– VDB, МГц	от 108,00 до 117,975
– маркерный приемник, МГц	75
Напряжение электропитания переменного тока, В	115
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	355,0 (14.0)
– ширина, мм (in.)	94,0 (3.7)
– высота, мм (in.)	200,0 (7.9)
Вес, кг (lb), не более	198,0 (7.8)

Конструктивно интегрированный многофункциональный приемник (рис. 4.10) представляет собой моноблок с отверстиями для вентиляции на нижней и верхней панелях (1, рис. 4.10), на передней панели которого находятся:

- монтажная рукоятка (2, рис.4.10);
- светосигнализатор IMMR STATUS (3, рис.4.10);
- светосигнализатор CONTROL FAULT (4, рис.4.10);
- светосигнализатор ANTENNA FAULT (5, рис.4.10);
- кнопка TEST (6, рис.4.10);
- защитная крышка (7, рис.4.10);
- две прижимных планки (8, рис.4.10).

Под защитной крышкой находятся Ethernet и USB соединители. Ethernet-соединитель используется для загрузки данных ПО вне самолета. USB-соединитель используется для копирования истории об отказах на флэш-накопитель.

На задней панели приемника IMMR расположены три электрических соединителя (9, рис. 4.10) с гнездами для подключения:

- спутниковой антенны (верхний соединитель);
- маркерной антенны, антенны VOR и самолетного оборудования (средний соединитель);
- курсовой и глиссальной антенн, и подачи питания приемнику (нижний соединитель).

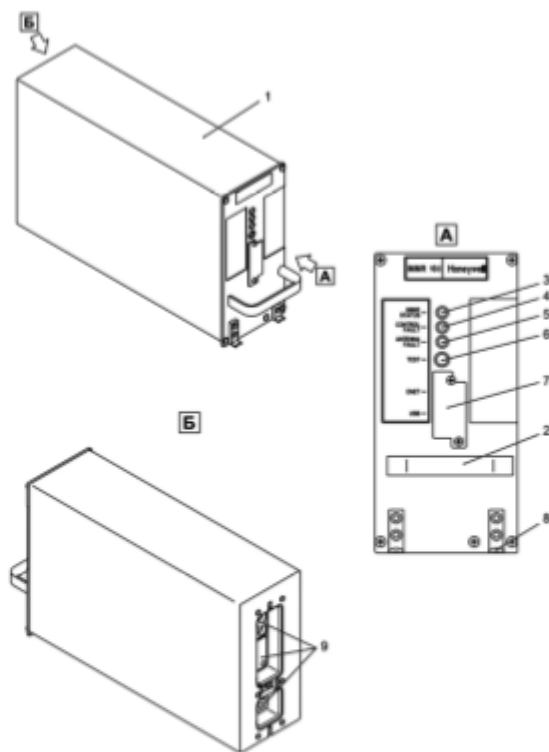


Рисунок 4.10 – Приемник интегрированный многофункциональный

Приемник IMMR состоит из следующих функционально независимых модулей:

- центральный процессор;
- плата заднего соединителя;
- модуль радиочастотный;
- плата приемника GNSS;
- плата электропитания.

Размещение. Схема размещения приемника интегрированного многофункционального на борту воздушного судна представлена на рисунке 4.11.

Приемник IMMR размещается в отсеке БРЭО (правая часть) № 128 (рис. 4.11А). Конструктивно IMMR (1, рис 4.11Б) устанавливается на монтажной раме (3, рис 4.11Б), крепится замками (2, рис 4.11Б). Электрическое соединение с другими элементами интегрированной навигационной системы и органами управления осуществляется посредством соединителя электрического (разъема) (4 рис 4.11Б).

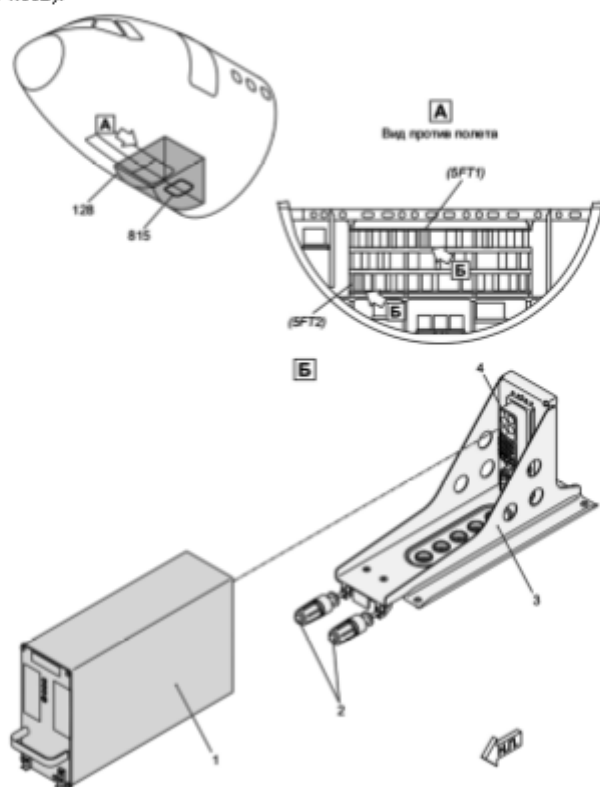


Рисунок 4.11 – Размещение приемника IMMR на борту ВС

Доступ к зоне обслуживания осуществляется через локи № 812 и № 815 (приложение В, рис. В.1).

Работа. Центральный процессор обрабатывает входные сигналы, вычисляет навигационные параметры, формирует аудиосигналы в соответствии с рабочей программой, и затем, выдает их в соответствующие бортовые системы самолета. Центральный процессор также выполняет функции самодиагностики интегрированного многофункционального приемника, управляет сигнализаторами, расположенными на лицевой панели приемника и выполняет функции тестирования, поиска неисправностей и загрузки ПО.

Плата заднего соединителя действует как объединительная плата, функционирующая как маршрутизатор для всех внутренних связей между платами, внешних интерфейсов и распределения питания на отдельные платы.

Модуль радиочастотный предназначен для приема сигналов наземных радиомаяков, для чего в составе модуля можно выделить следующие приемники:

- LOC/VDB приемник – принимает и обрабатывает радиочастотные сигналы от курсовых посадочных радиомаяков инструментальной системы посадки ILS или VDB сигналы локальных корректирующих станций;
- GS приемник – принимает и обрабатывает радиочастотные сигналы от глиссадных посадочных радиомаяков инструментальной системы посадки ILS;
- VOR/VDB приемник – принимает и обрабатывает радиочастотные сигналы от всенаправленных навигационных радиомаяков VOR и VDB сигналы локальных корректирующих станций;
- MB приемник – принимает и обрабатывает радиочастотные сигналы от наземных станций маркерного радиомаяка.

Приемник GNSS получает и декодирует сигналы от спутников орбитальной группировки (GPS и/или ГЛОНАСС), на основании которых выполняется вычисление координат самолета с высокой точностью.

Плата электропитания преобразует напряжение электропитания переменного тока 115В в электропитание внутренних цепей приемника, а также обеспечивает электропитание антенны GPS.

Средства встроенного контроля обеспечивают непрерывный контроль состояния аппаратно-программных средств интегрированного многофункционального приемника.

Светосигнализаторы, расположенные на передней панели, используются для информирования о состоянии блока, отказах антенн и сбоях управления. Возможные варианты состояния светосигнализаторов IMMR приведены в таблице 4.2.

При нескольких сбоях состояние светодиодной индикации устанавливается по следующему приоритету:

- ошибка несоответствия версии ПО;

- ошибка последовательного порта шины данных / программируемых контактов;
- ошибка конфигурации штатных программ;
- отказ блока;
- отказ управления;
- отказ антенны.

Таблица 4.2 – Возможные варианты состояния светосигнализаторов IMMR

Индикация статуса светодиодов	IMMR STATUS	CONTROL FAULT	ANTENNA FAULT
Нормальная работа	Зеленый	Не светится	Не светится
Тест при включении	Янтарный	Янтарный	Янтарный
Режим включения питания	Зеленый	Не светится	Не светится
Функциональный тест, инициированный пользователем	Янтарный	Янтарный	Янтарный
Отказ блока	Красный	Не светится	Не светится
Отказ антенны/фидера	Зеленый	Не светится	Янтарный
Отказ управления	Зеленый	Янтарный	Не светится
Ошибка несоответствия версии ПО	Красный	Янтарный в мигающем режиме	Янтарный в мигающем режиме
Режим начальной загрузки	Красный	Не светится	Не светится
Ошибка последовательного порта шины данных/ программируемых контактов	Красный	Красный	Не светится
Ошибка взаимодействия аппаратных средств	Красный	Красный в мигающем режиме	Янтарный в мигающем режиме
Ошибка конфигурации штатных программ	Красный	Янтарный в мигающем режиме	Янтарный

Антенна GPS предназначена для приема сигналов от спутников глобальной системы позиционирования и передачи этих сигналов в приемник интегрированный многофункциональный.

Технические характеристики антенны приведены в таблице 4.3 .

Конструктивно антенна GPS (рис. 4.12) состоит из:

- обтекаемого корпуса (1, рис. 4.12), в котором находятся приемный элемент, полосовые фильтры, ограничитель мощности, малошумящий усилитель, регулятор напряжения, ограничитель напряжения и схема защиты от электростатического разряда;
- радиочастотного соединителя (2, рис. 4.12).

Элементы антенны закрыты герметичным обтекателем. Поверхность антенны покрыта полиуретановой эмалью для защиты от воздействия окружающей среды.

Таблица 4.3 – Технические характеристики антенны GPS

Параметр	Значение
Тип антенны	Всенаправленная
Рабочая частота, МГц	1575 ± 10
Рабочий диапазон высот, м (ft)	от 0 до 16764 (от 0 до 55000)
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	120 (4.7)
– ширина, мм (in.)	76 (3.0)
– высота, мм (in.)	19 (0.7)
Вес, кг (lb), не более	0,2 (0.4)

Для правильной установки при монтаже на корпусе антенны имеется указатель направления полета (3, рис. 4.12).

Антенны GPS располагаются в зонах обслуживания № 233 – Потолочное пространство передней части салона пассажиров (левая часть) и № 234 – Потолочное пространство передней части салона пассажиров (правая часть).

Схема размещения антенн GPS представлена на рисунке 4.13.

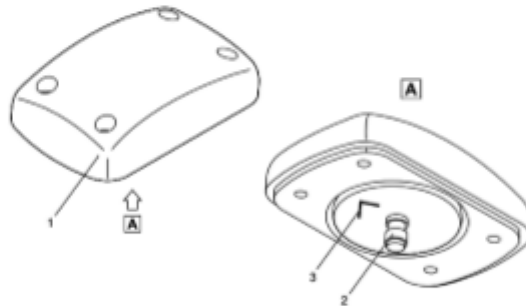


Рисунок 4.12 – Антенна GPS

Антенна VOR предназначена для приема УКВ сигналов от всенаправленных навигационных радиомаяков VOR и VDB сигналов локальных корректирующих станций в режиме GLS, которые одновременно передаются в два приемника интегрированных многофункциональных.

Технические характеристики антенны приведены в таблице 4.4.

Конструктивно антенна VOR (рис. 4.14) состоит из:

- корпуса;
- двух радиочастотных соединителей (1, рис. 4.14).

Корпус антенны представляет собой металлическую конструкцию.

Антенны VOR располагаются в зоне обслуживания № 327 – Законцовка кила (точка доступа № 327А – Законцовка) (рис. 4.15А).

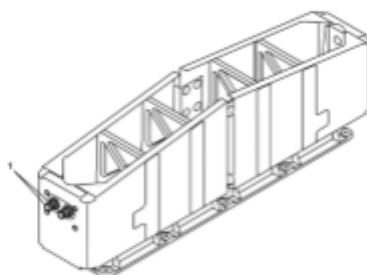


Рисунок 4.14 – Антенна VOR

Делитель сигнала антенны маркерной предназначен для передачи электрического сигнала от антенны маркерной в два приемника интегрированных многофункциональных.

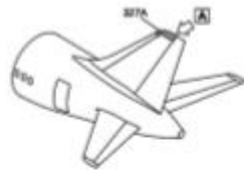
Технические характеристики делителя сигнала приведены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Технические характеристики делителя сигналов антенны маркерной

Параметр	Значение
Рабочая частота, МГц	75
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	61 (2.40)
– ширина, мм (in.)	44 (1.73)
– высота, мм (in.)	19 (0.75)
Вес, кг (lb), не более	0,08 (0.16)

Делитель (рис. 4.16) сигнала состоит из:

- корпуса (1, рис. 4.16);
- трех радиочастотных соединителей (2, рис. 4.16).



A

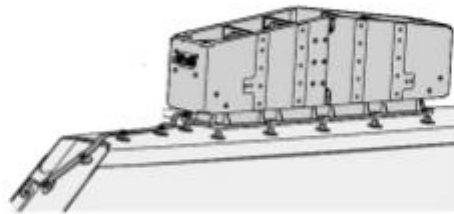


Рисунок 4.15 – Размещение антенны VOR



Рисунок 4.16 – Делитель сигнала антенны маркерной

Делитель сигнала антенны маркерной располагается в зоне обслуживания № 127 – отсек БРЭО (левая часть, рис. 4.17). Точками доступа к зоне обслуживания являются: люк № 812, люк № 815, дверь № 814, панель № 135BW (приложение В, рис. В.1).

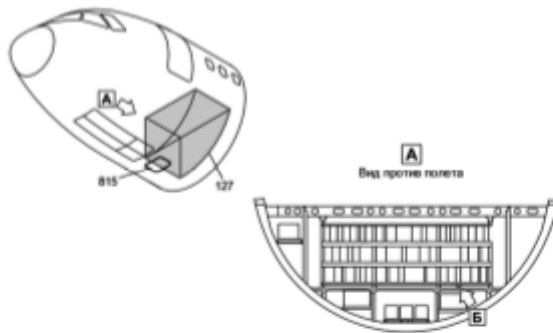


Рисунок 4.17 – Размещение делителя сигнала антенны маркерной

Антенна маркерная (рис. 4.18) предназначена для приема сигналов от наземных станций маркерного радиомаяка и передачи этих сигналов при помощи делителя сигнала антенны маркерной в два приемника интегрированных многофункциональных.

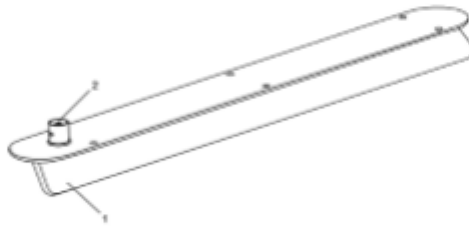


Рисунок 4.18 – Антенна маркерная

Антенна состоит из:

- корпуса (1, рис. 4.18),
- радиочастотного соединителя (2, рис. 4.18).

Антенна представляет собой неразъемное и неремонтируемое изделие. Поверхность антенны покрыта полиуретановой эмалью для защиты от воздействия окружающей среды.

Технические характеристики антенны маркерной приведены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Технические характеристики антенны маркерной

Параметр	Значение
Тип антенны, поляризация	Узконаправленная вдоль основной оси
Рабочая частота, МГц	75
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	406 (16)
– ширина, мм (in.)	48 (1.9)
– высота, мм (in.)	53 (2.1)
Вес, кг (lb), не более	1,0 (2.2)

Зона обслуживания антенны маркерной (рис. 4.19) – зона № 137 (между панелями пола БГО 1 и обшивкой фюзеляжа (левая часть)). Точками доступа к зоне обслуживания являются: люк № 812, дверь № 814, панель № 135BW(приложение В, рис. В.1).

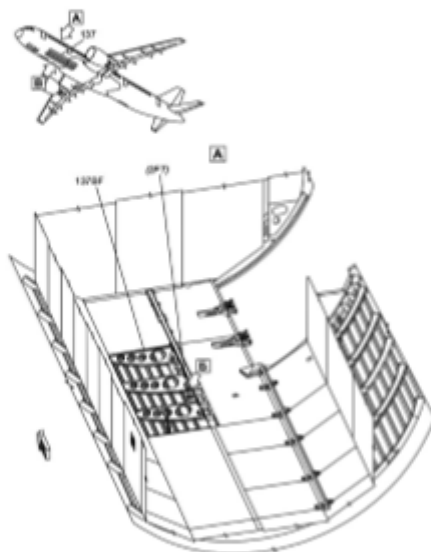


Рисунок 4.19 – Зона обслуживания антенны маркерной

Антенна курсовая (рис. 4.20) предназначена для приема УКВ сигналов от наземных курсовых посадочных радиомаяков инструментальных систем посадки ILS или приема VDB сигналов локальных корректирующих станций в

режиме GLS, которые одновременно передаются в два приемника интегрированных многофункциональных.

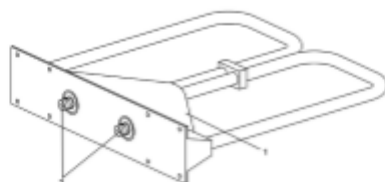


Рисунок 4.20 – Антенна курсовая

Антенна состоит из:

- корпуса (1),
- радиочастотного соединителя (2).

Технические характеристики антенны курсовой приведены в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Технические характеристики антенны курсовой

Параметр	Значение
Тип антенны, поляризация	Двухканальная антенна с горизонтальной поляризацией
Диапазон рабочих частот, МГц	от 108 до 112
Рабочий диапазон высот, м (ft)	от 0 до 24384 (от 0 до 80000)
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	389 (15.3)
– ширина, мм (in.)	356 (14.0)
– высота, мм (in.)	79 (3.1)
Вес, кг (lb), не более	1,0 (2.2)

Антенна размещается под радиопрозрачным обтекателем РЛС (зона обслуживания № 110). Точки доступа: №110А (рис.4.21) – обтекатель, люк № 812 (приложение В, рис. В.1).

Антенна глассадная (рис. 4.22) предназначена для приема УКВ сигналов от наземных глассадных посадочных радиомаяков инструментальных систем посадки ILS, которые одновременно передаются в два приемника интегрированных многофункциональных.

Антенна состоит из:

- корпуса (1, рис. 4.22);
- двух радиочастотных соединителей (2, рис. 4.22).

Технические характеристики антенны приведены в таблице 4.8.

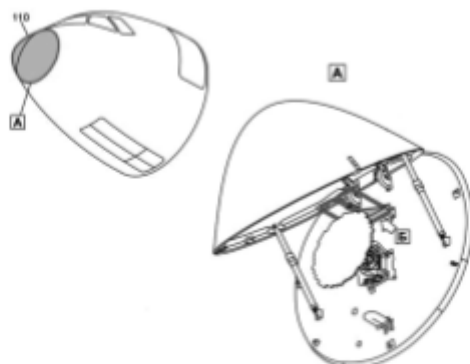


Рисунок 4.21 – Размещение антенны курсовой

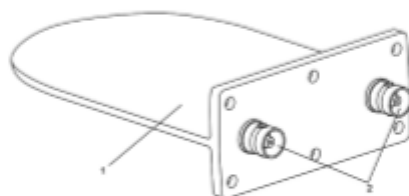


Рисунок 4.22– Антенна глицадная

Таблица 4.8 – Технические характеристики антенны глицадной

Параметр	Значение
Тип антенны	Двухканальная антенна с горизонтальной поляризацией
Диапазон рабочих частот, МГц	от 328,6 до 335,4
Рабочий диапазон высот, м (ft)	от 0 до 15240 (от 0 до 50000)
Габаритные размеры:	
– длина, мм (in.)	191 (7.5)
– ширина, мм (in.)	117 (4.6)
– высота, мм (in.)	51 (2.0)
Вес, кг (lb), не более	0,3 (0.6)

Антенна размещается под радиопрозрачным обтекателем РЛС (зона обслуживания № 110). Точки доступа: №110А (рис. 4.23)– обтекатель, люк № 812 (приложение В, рис. В.1).

Техническое обслуживание интегрированной навигационной системы включает в себя следующие виды работ:

- функциональная проверка;
- встроенный контроль;
- демонтажные и монтажные работы.

Предельный интервал между ТО для указанных видов работ в технической документации не определен. Работы выполняются по необходимости.

А. Функциональная проверка

Зона обслуживания при проведении данного вида работ: № 210 (рис. 2.10) – кабина экипажа.

Точка доступа – люк 812 (приложение В, рис. В.1).

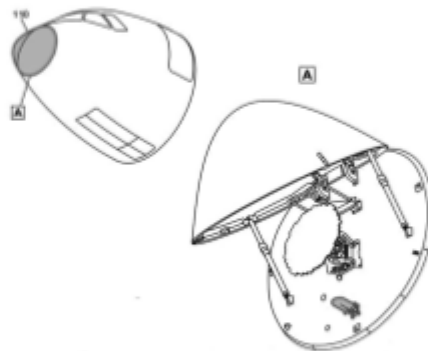


Рисунок 4.23 – Размещение антенны курсовой

Перед выполнением работ необходимо:

- открыть люк 812;
- подключить бортовую сеть к аэродромному источнику электропитания;
- выполнить выставку инерциальной навигационной системы.

Средства наземного обслуживания: контрольно-проверочная аппаратура IFR 4000.

Расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы. Функциональная проверка включает следующие виды работ:

1 – Проверку интегрированной навигационной системы встроенным контролем.

2 – Размещение пульта IFR перед носовым обтекателем самолета.

3 – Настройку комплекта IFR 4000.

4 – Проверку интегрированной навигационной системы в канале VOR.

5 – Проверку интегрированной навигационной системы в канале GPS на открытой площадке.

Примечание

Проверку работоспособности системы при работе со спутниками GPS можно проводить через 30 – 40 минут после первого включения в том районе земной поверхности, где в настоящее время находится ВС.

6 – Проверку интегрированной навигационной системы в канале ILS.

Примечание

Проверка первого комплекта (приемника IMMR 1) выполняется с рабочего места КВС, второго комплекта (приемника IMMR 2) с рабочего места второго пилота.

Б. Встроенный контроль

Зона обслуживания при проведении данного вида работ: № 127 – отсек БРЭО (левая часть, рис.4.17).

Точка доступа – люк № 815(рис. 4.17).

Перед выполнением работ необходимо:

- открыть люк 815 (рис. 4.17);
- подключить бортовую сеть к аэродромному источнику электропитания,

Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы. Проверка интегрированной навигационной системы встроенным контролем приведена в таблице 4.9.

Таблица 4.9 – Этапы проверки интегрированной навигационной системы встроенным контролем

Действие	Результат
<p>Нажмите кнопку TEST на передней панели приемника интегрированного многофункционального.</p> <p><u>Примечание</u> Время проверки встроенным контролем приблизительно 40 с.</p>	<p>На передней панели приемника светосигнализаторы IMMR STATUS, CONTROL FAULT, ANTENNA FAULT начинают светиться желтым цветом.</p>
<p>Убедитесь в том, что встроенный контроль системы окончен.</p>	<p>Светосигнализатор IMMR STATUS светится зеленым цветом. Светосигнализаторы CONTROL FAULT и ANTENNA FAULT не светятся.</p>

4.2 Автоматический радиокомпас

Радиокомпас автоматический является резервным средством навигации, по информации которого можно определить координаты самолета, навигационные параметры движения. Радиокомпас предназначен для непрерывного определения курсового угла радиостанции (КУР) приема и прослушивания сигналов опознавания наземных радиостанций. Радиокомпас работает по сигналам наземных средневолновых приводных и широкоэшелонных радиостанций.

Технические характеристики радиокompаса приведены в таблице 4.10.

Таблица 4.10 – Технические характеристики радиокompаса

Параметр	Значение
Диапазон частот, кГц	от 150 до 1799 от 2179 до 2185
Дискретность, кГц	0,5
Чувствительность режиме "Антенна", мкВ/м	30
Чувствительность режиме "Компас", мкВ/м	50

Радиокompас автоматический состоит из приемника автоматического радиокompаса, антенны автоматического радиокompаса и преобразователя статического.

Работа. Включение радиокompаса выполняется автоматически после подачи электропитания на самолет. После инициализации аппаратных средств приемника радиокompас готов к работе и последующей настройке.

Радиокompас работает в следующих режимах:

- ADF («Компас»);
- ANT («Антенна»);
- BFO («Телеграф»).

В режиме «Компас» выполняется непрерывное определение КУР – угла в горизонтальной плоскости между продольной осью самолета и направлением на пеленгуемую радиостанцию. Определение КУР выполняется с использованием амплитудного равносигнального метода. Для формирования равносигнального направления радиокompас использует антенну с коммутлируемой во времени диаграммой направленности. Сравнение двух значений принимаемых сигналов в приемнике автоматического радиокompаса обеспечивает однозначное определение направления приема радиоволны от пеленгуемой радиостанции и позволяет определить ее курсовой угол.

В режиме «Антенна» радиокompас используется в качестве средневолнового приемника, выполняется прием радиосигнала на ненаправленную антенну для обеспечения возможности прослушивания позывных радиостанций.

В режиме «Телеграф» выполняется прослушивание позывных сигналов радиостанций, работающих в телеграфном режиме. Выделение позывных (кода Морзе) пеленгуемой радиостанции происходит посредством амплитудного детектирования принимаемых сигналов.

Для обеспечения работоспособности радиокompас получает информацию от следующих систем (рис.4.24).

Пеленг на выбранную наземную радиостанцию отображается на навигационном кадре ND МФИ и/или в зоне индикатора горизонтальной обстановки основного пилотажного кадра PFD МФИ посредством указателя пеленга в виде мнемосимвола – линия с кругом белого цвета – первый комплект, линия с ромбом – второй комплект. Выбор радиокompаса ADF в качестве источника навигационной информации на навигационном кадре ND можно выполнить в меню управления форматом ND, на индикаторе горизонтальной обстановки кадра PFD – в меню управления PFD.

Сообщения об отказах радиокompаса автоматического отображаются на сигнальном поле комплексного кадра EWD многофункциональных индикаторов.

В автоматическом режиме настройки управление радиокompаса происходит по сигналам от системы самолетовождения. Ручное управление и настройка автоматического радиокompаса можно выполнить с помощью пультов МФПУ на странице формата NAV ADF 3 of 4. Для вызова на экран МФПУ страниц формата NAV используется кнопка NAV, для перехода между страницами – кнопки NEXT и PREV.

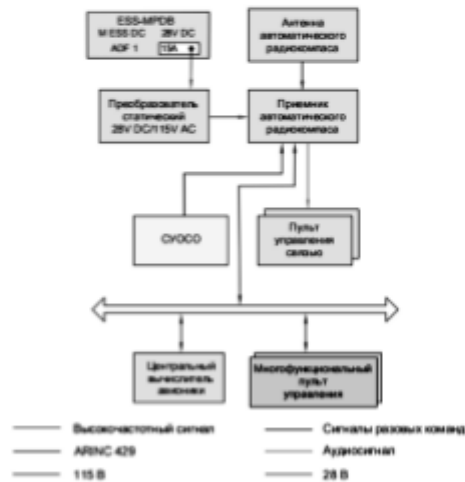


Рисунок 4.24 – Принципиальная блок-схема радиокompаса автоматического

Формат страницы NAV ADF 3 of 4 (рис. 4.25) обеспечивает:

- оперативное задание частот настройки автоматического радиокompаса в диапазоне частот 150 кГц – 1799 кГц (в полях кнопок 1L, 1R);
- активацию режима BFO (в поле кнопки 3L);
- выбор режима работы автоматического радиокompаса (в поле кнопки 4L).

При включении формата NAV ADF 3 of 4 на дисплее пульта МФПУ в поле кнопки 1R значение резервной частоты настройки радиокompаса окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение частоты происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 100 кГц, и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 0.5 кГц (или 10 кГц – при быстром вращении).

Введенное значение сохраняется в памяти пульта МФПУ через 1с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки, кроме 1R. При нажатии кнопки 1L, значение резервной частоты STBY переходит на место текущей частоты ACTIVE, соответственно значение текущей частоты ACTIVE переходит на место резервной частоты STBY (меняются местами). При этом значение текущей частоты ACTIVE выделяется голубым цветом. Выделение автоматически снимается через 3с после ввода текущей частоты, и начинается процесс постоянного сравнения текущей и рабочей частот. При несовпадении текущей и рабочей частоты хотя бы в одном канале, значение текущей частоты будет отображаться янтарным цветом.



Рисунок 4.25 – Страница NAV ADF 3 of 4

Включение/выключение режима прослушивания позывных сигналов радиостанций, работающих в телеграфном режиме происходит при нажатии на кнопку 3L. При этом при включении надпись ON отображается голубым цветом, а при выключении – надпись OFF.

Выборное состояние режима BFO сохраняется в памяти пульта МФПУ через 1с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки, кроме 3L.

Выбор режима работы радиокompаса происходит при нажатии на кнопку 4L. При этом текущий режим отображается голубым цветом. Повторное нажатие кнопки изменяет режим работы радиокompаса по циклу: ADF ("Компас")→ANT ("Антенна"). Через 1 с после прекращения выбора работы радиокompаса или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 4L), выбранный режим работы сохраняется в памяти пульта МФПУ.

Приемник автоматического радиокompаса предназначен для обработки сигналов наземных приводных и ширококвотательных радиостанций, принимаемых антенной автоматического радиокompаса, и выдачи курсового угла и позывных радиостанций.

Технические характеристики приемника автоматического радиокompаса приведены в таблице 4.11.

Конструктивно приемник автоматического радиокompаса (рис. 4.26) состоит из блока, на лицевой стороне которого расположены:

- ручка для переноса (1, рис. 4.26);
- кнопка TEST (2, рис. 4.26);
- светосигнализатор ADF STATUS (3, рис. 4.26);
- светосигнализатор CONTROL FAULT (4, рис. 4.26);
- светосигнализатор (5, рис. 4.26).

Таблица 4.11 – Технические характеристики автоматического радиокompаса

Параметр	Значение
Диапазон частот, кГц	от 150 до 1799
Напряжение электропитания переменного тока, В	115
Охлаждение	Принудительное
Вес, кг (lb), не более	3,6 (8.0)

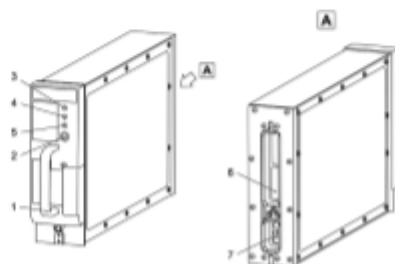


Рисунок 4.26 – Приемник автоматического радиокompаса

Связь со смежными системами и антенной обеспечивается с помощью электрического (6, рис. 4.26) и радиочастотного соединителей (7, рис. 4.26).

Размещение. Схема размещения приемника автоматического радиоконпаса на борту воздушного судна представлена на рисунке 4.27.

Приемник автоматического радиоконпаса размещается в отсеке БРЗО (правая часть, рис. 4.27А) номер 128. Конструктивно приемник (1, рис. 4.27Б) устанавливается на монтажной раме (3, рис. 4.27Б), крепится замком (2, рис. 4.27Б). Доступ к зоне обслуживания осуществляется через люки 812 и 815 (приложение В, рис. В.1).

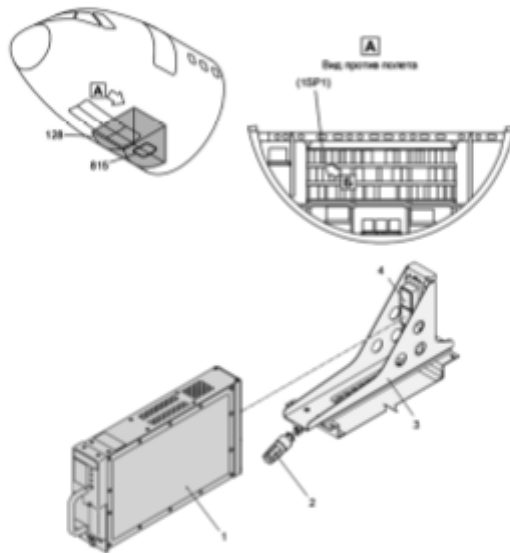


Рисунок 4.27 – Размещение приемника автоматического радиоконпаса

Работа. Включение приемника автоматического радиоконпаса происходит автоматически после подачи электропитания на самолет. После инициализации аппаратных средств и выбора режима работы приемник готов к работе.

На вход приемника радиоконпаса поступают сигналы от антенны. Аппаратные средства приемника обеспечивают усиление, модулирование и суммирование входных сигналов. Суммированные сигналы поступают на вход кварцевого фильтра. Фильтр обеспечивает избирательность и переключение диапазонов приемника. С выхода кварцевого фильтра сигнал поступает на вход

радиочастотного модуля. Радиочастотный модуль предназначен для усиления и преобразования спектра сигнала вниз до частоты 140 кГц. После радиочастотного модуля сигнал усиливается и выдается в главный процессор. Главный процессор управляет основными функциями приемника и выполняет коррекцию ошибки четвертной девиации перед выдачей данных в сопрягаемые бортовые системы.

Кнопка TEST (2, рис. 4.26) запускает самодиагностику приемника, а также контроль подключенных к нему электрических цепей, результат которой отображается на лицевой панели приемника при помощи светосигнализаторов.

Красный цвет свечения любого из светосигнализаторов сигнализирует о наличии неисправности:

- светосигнализатор ADF STATUS (3, рис. 4.26) – неисправность приемника;
- светосигнализатор CONTROL FAULT (4, рис. 4.26) – внешний отказ или интерфейса ARINC 429, или других линий связи,
- нижний светосигнализатор (5, рис. 4.26) – неисправность линии связи с антенной.

Антенна автоматического радиоконюаса предназначена для приема, предварительного усиления и фильтрации сигналов от средневолновых, длинных и широкодиапазонных радиостанций.

Технические характеристики антенны приведены в таблице 4.12.

Таблица 4.12 – Технические характеристики антенны АРК

Параметр	Значение
Тип антенны	3,9 (8.5)
Рабочая частота, КГц	от 190 до 1750
Рабочий диапазон высот, м (ft)	от 0 до 15 240 (от 0 до 50000)
Габаритные размеры:	
– высота, мм (in.)	45 (1.8)
– ширина, мм (in.)	270 (10.6)
– длина, мм (in.)	762 (30.0)
Вес, кг (lb), не более	3,6 (8.0)

Антенна (рис. 4.28) состоит из двух рамочных и одной ненаправленной антенны. Рамочные антенны расположены взаимноперпендикулярно друг относительно друга. Сигналы с рамочных и ненаправленной антенны поступают на усилители, расположенные в едином корпусе антенны радиоконюаса. Усилители запитываются напряжением 12В от приемника радиоконюаса. С тыльной части антенны расположен радиочастотный соединитель (1, рис. 4.28).

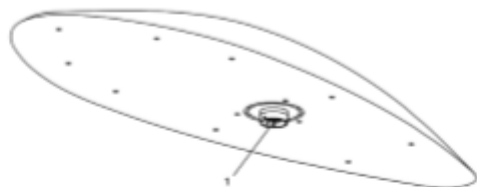


Рисунок 4.28 – Антенна автоматического радиоконюаса

Схема размещения антенны представлена на рисунке 4.29. Антенны АРК располагаются в зонах обслуживания № 243 – потолочное пространство средней части салона пассажиров (левая часть, рис.4.29).

Преобразователь статический 28V DC/115V AC предназначен для преобразования напряжения электропитания постоянного тока 28В в стабилизированное однофазное напряжение электропитания переменного тока 115 В и частотой 400 Гц.

Преобразователь (рис.4.30) состоит из моноблока. На лицевой стороне расположен электрический соединитель (2), а с тыльной – вентилятор (1).

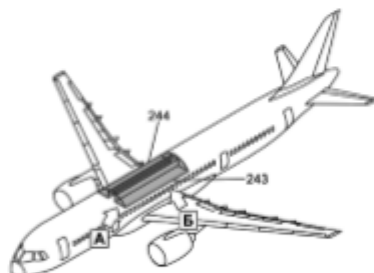


Рисунок 4.29 – Размещение антенны автоматического радиоконюаса

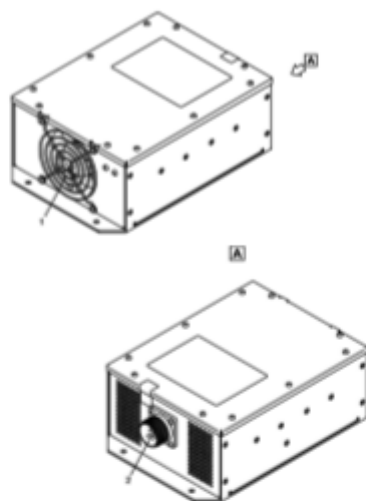


Рисунок 4.30 – Преобразователь статический 28V DC/115V AC

Технические характеристики преобразователя приведены в таблице 4.13.

Расположение. Схема размещения представлена на рисунке 4.31. Преобразователь располагается в зоне обслуживания №123 – Передний технический отсек, задняя часть (левая сторона). Доступ к зоне обслуживания осуществляется через люки №811 и №813(приложение В, рис. В.1).

Таблица 4.13 – Технические характеристики преобразователя 28V DC/115V AC

Параметр	Значение
Тип антенны	3,9 (8.5)
Рабочая частота, КГц	от 190 до 1750
Рабочий диапазон высот, м (ft)	от 0 до 15 240 (от 0 до 50000)
Габаритные размеры:	
– высота, мм (in.)	45 (1.8)
– ширина, мм (in.)	270 (10.6)
– длина, мм (in.)	762 (30.0)
Вес, кг (lb), не более	3,6 (8.0)

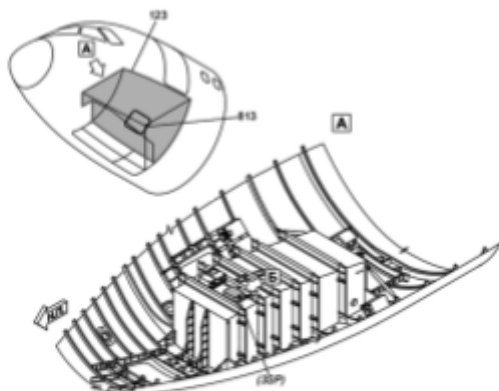


Рисунок 4.31 – Преобразователь статический 28V DC/115V AC

Техническое обслуживание автоматического радиоконпаса включает в себя следующие виды работ:

- функциональная проверка;
- встроенный контроль;
- демонтажные и монтажные работы.

Предельный интервал между ТО для указанных видов работ в технической документации не определен. Работы выполняются по необходимости.

А. Функциональная проверка

Зона обслуживания при проведении данного вида работ: № 210 – кабина экипажа (рис. 2.10).

Точка доступа не используется.

Перед выполнением работ необходимо:

- подключить бортовую сеть к аэродромному источнику электропитания;
- выполнить выставку инерциальной навигационной системы.

Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы. Функциональная проверка включает следующие виды работ:

Проверка работоспособности автоматического радиоконпаса с рабочего места КВС. Последовательность выполнения проверки изложена в Руководстве по технической эксплуатации – Пилотажно-навигационное оборудование 21000-AA62F-AMM34-0.

Б. Встроенный контроль

Зоны обслуживания при проведении данного вида работ: №127 – отсек БРЭО (левая часть, рис. 4.17А), №128 – отсек БРЭО (правая часть, рис. 4.11А).

Точка доступа – люк № 815(рис. 4.11А).

Перед выполнением работ необходимо:

- открыть люк 815,
 - подключить бортовую сеть к аэродромному источнику электропитания,
- Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы. Проверка первого комплекта автоматического радиоконпаса встроенным контролем для приемника (ISP1) приведена в таблице 4.14.

Таблица 4.14 – Этапы проверки первого комплекта автоматического радиоконпаса встроенным контролем.

Действие	Результат
Нажмите кнопку TEST на передней панели приемника автоматического радиоконпаса.	На передней панели приемника светосигнализаторы ADF STATUS, CONTROL FAULT и нижний светодиод светятся красным цветом <i>Примечание</i> Время свечения светосигнализаторов приблизительно 7 с.
Убедитесь в том, что встроенный контроль автоматического радиоконпаса окончен.	На передней панели приемника светосигнализатор ADF STATUS светится зеленым цветом. Светосигнализаторы CONTROL FAULT и нижний светодиод на лицевой панели приемопередатчика не светятся.

4.3 Система навигации спутниковая ГЛОНАСС/GPS

Система навигации спутниковая ГЛОНАСС/GPS предназначена для выдачи навигационных параметров, рассчитанных по сигналам спутников GPS и ГЛОНАСС, и скорректированных по данным GBAS/ЛККС. Спутниковая навигационная система обеспечивает:

- прием и обработку навигационных сигналов ГЛОНАСС/GPS с выполнением автономного контроля целостности, выдачей оповещающей и сигнальной информации в сопрягаемые системы;
- определение текущего местоположения самолета и коррекцию текущих координат по данным наземной системы функционального дополнения GBAS/ЛККС;
- решение задач захода на посадку по 1 категории ICAO при обслуживании аэродрома наземной системы функционального дополнения GBAS/ЛККС.

Технические характеристики спутниковой системы навигации приведены в таблице 4.15.

Таблица 4.15 – Технические характеристики спутниковой системы навигации

Параметр	Значение
Диапазон рабочих частот GBAS/ЛККС, МГц	от 108,00 до 117,975
Диапазон рабочих частот GPS/ГЛОНАСС, МГц	от 1565 до 1615
Погрешность определения координат, не более, м	
– в стандартном режиме	28
– с учетом дифференциальных поправок	1
Погрешность определения высоты полета, не более, м	
– в стандартном режиме	60
– с учетом дифференциальных поправок	1
Погрешность определения путевой скорости, не более, см/с	
– в стандартном режиме	30
– с учетом дифференциальных поправок	5
Количество независимых каналов приема спутниковых сигналов	216

Спутниковая навигационная система состоит из:

- приемника ГЛОНАСС/GPS – 2 шт;
- антенны ГЛОНАСС/GPS – 2 шт.;
- антенны курсо-навигационной.

Работа. Принципиальная блок-схема системы навигации спутниковой ГЛОНАСС/GPS представлена на рисунке 4.32. Спутниковая навигационная система ГЛОНАСС/GPS обеспечивает решение задач навигации на маршруте и в зоне аэродрома с использованием группировок спутников GPS/ ГЛОНАСС, а также захода на посадку и посадки по информации от обеих группировок с использованием функционального дополнения GBAS/ЛККС.

Спутниковая навигационная система выполняет свои функции в любом регионе земного шара на высотах до 18 км в любое время суток при одновременном наблюдении созвездия не менее четырех навигационных искусственных спутников земли любой из систем ГЛОНАСС или GPS, или созвездия из не менее чем пяти спутников от обеих систем (в последнем случае должно наблюдаться не менее двух спутников от любой из систем). Кроме того, при наличии подтвержденного сигнала подсистемы SBAS приемник ГЛОНАСС/ GPS использует дифференциальные поправки, передаваемые в сигнале SBAS.

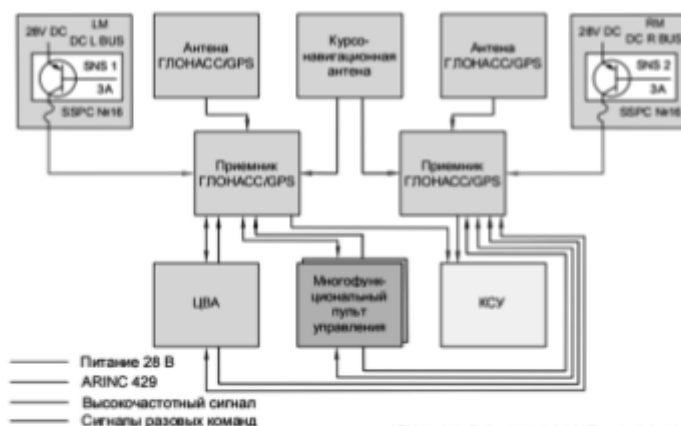


Рисунок 4.32 – Принципиальная блок-схема системы навигации спутниковой ГЛОНАСС/GPS

Приемник ГЛОНАСС/GPS через антенну ГЛОНАСС/GPS принимает сигналы от видимых спутников орбитальной группировки по которым вычисляются текущие координаты спутников и первичные навигационные параметры (дальность и ее производные), а затем рассчитываются вторичные параметры – координаты (географические широта, долгота, высота) и путевая скорость самолета. Рассчитанные данные выдаются в комплексную систему управления и другие системы самолета. При наличии сигналов от наземных станций GBAS/ЛККС, приемник ГЛОНАСС/GPS через курсо-навигационную антенну принимает дифференциальные поправки, передаваемые в сигнале GBAS/ЛККС. Эта информация обрабатывается вместе с данными о местоположении самолета для коррекции текущих координат. При выполнении захода на посадку по GLS вычисляются отклонение самолета от посадочного курса в горизонтальной плоскости и отклонение глиссады снижения в вертикальной плоскости. Приемник ГЛОНАСС/GPS передает вычисленные значения отклонения самолета от курса и глиссады в комплексную систему управления и через ЦВА в центральную систему индикации для отображения экипажу.

Вычисленные числовые значения широты и долготы вместе с указанием источника данных отображаются на навигационных кадрах ND многофункциональных индикаторов в правом верхнем углу. В зоне индикатора пространственного положения пилотажных кадров PFD многофункциональных индикаторов отображаются шкала и индекс отклонения по горизонтали/вертикали. Положение индекса на шкале отклонения по

горизонталь/вертикаль позволяет определить величину отклонения самолета от курса и глассады. Сообщения об отказах спутниковой системы навигации ГЛОНАСС/GPS отображаются на сигнальном поле комплексного кадра EWD многофункциональных индикаторов и на сигнальном поле INOP SYS комплексного кадра STATUS.

Приемник ГЛОНАСС/GPS имеет приемные каналы в диапазоне от 20001 до 39999. Каждый номер канала соответствует только одному единственному заходу с заданной частотой передачи GBAS/ЛККС и необходимым блоком данных конечного участка захода на посадку.

Включение/выключение отображения опционного оборудования спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС/GPS (в зависимости от его наличия в комплектации ВС) можно выполнить на странице TECH MENU 1 of 2 (рис. 4.33) МФПУ с помощью кнопки 3L. Вызов страницы можно выполнить при длительном нажатии (более 5с) кнопки MENU (необходимо наличие сигнала "Шасси обжато"). При нажатии кнопки 3L происходит включение/выключение отображения спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС/GPS. При этом при включении надпись ON отображается голубым цветом, а при выключении – надпись OFF. Выбранное состояние режима отображения сохраняется в памяти пульта МФПУ через 1 с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки, кроме 3L.



Рисунок 4.33 – Страница TECH MENU 1 of 2

Управление спутниковой навигационной системой происходит автоматически по сигналам от системы самолетовождения.

Ручную настройку приемника ГЛОНАСС/GPS на канал ЛККС аэродрома посадки, для обеспечения захода на посадку в режиме GBAS/ЛККС по I категории ICAO, можно выполнить на пульте МФПУ в формате страницы NAV GLS/GLONASS 2 of 4 (рисунок 4.34). Для перехода на ручной режим настройки необходимо нажать кнопку NAV. Происходит переход на формат NAV, над кнопкой NAV отображается зеленая полоса. Для перехода между страницами формата NAV используются кнопки NEXT и PREV. Формат страницы NAV GLS/GLONASS 2 of 4 обеспечивает:

- оперативное задание канала настройки приемника VDB и приемника ГЛОНАСС/GPS в диапазоне от 20001 до 39999 (в полях кнопок 1L и 1R);
- ввод курса ВПП (в поле кнопки 2R);
- выбор системы для выполнения посадки (в поле кнопки 4R).

При нажатии кнопки 4R происходит выбор системы для выполнения посадки. Выбранный режим отображается надписью голубого цвета. Повторное нажатие кнопки 4R изменяет выбранный режим посадки по циклу: ILS→GLS→GLN. Выбранный режим работы сохраняется в памяти пультa МФПУ и будет отображаться на формате NAV GLS/GLONASS 2 of 4, при переходе на него.

При выборе режимов посадки GLS или GLN, в центре строки на уровне кнопки 1L отображается голубым цветом надпись GLS или GLONASS соответственно. При переходе между посадочными системами GLS и GLONASS на пульте значения каналов настройки не изменяются. При выборе режима посадки ILS, параметры, находящиеся в полях кнопок 1L, 1R и 2R формата NAV GLS/GLONASS 2 of 4 отображаются серым цветом (кнопки недоступны для настройки).



Рисунок 4.34 – Страница NAV GLS/GLONASS 2 of 4

При включении формата NAV GLS/GLONASS 2 of 4 на дисплее пультa МФПУ, в поле кнопки 1R, номер канала настройки приемника VDB окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение номера канала происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 1000, и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 1 (или 10 – при быстром вращении). Введенное значение резервного канала сохраняется в памяти пультa МФПУ через 1 с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 1R). При нажатии кнопки 1L, номер резервного канала STBY переходит на место текущего канала ACTIVE, соответственно номер текущего канала ACTIVE переходит на место резервного канала STBY (меняются местами). При этом измененное значение текущего канала ACTIVE выделяется голубым цветом. Выделение автоматически

снимается через 3с после ввода номера текущего канала, и начинается процесс постоянного сравнения текущего и рабочего значения канала. При несовпадении номера текущего и рабочего канала, значение номера текущего канала отображается янтарным цветом.

При нажатии кнопки 2R значение курса ВПП окрашивается в голубой цвет и выделяется рамкой голубого цвета. Изменение значения курса происходит при вращении внешней кремальеры TUNE с шагом 10° , и внутренней кремальеры TUNE с шагом изменения 1° . Выделение снимается через 3с после прекращения ввода или при нажатии одной из кнопок выбора строки (кроме 2R), значение введенного курса ВПП сохраняется в памяти пульта МФПУ.

Приемник ГЛОНАСС/GPS предназначен для:

- приема и обработки навигационных сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS;
- формирования и выдачи соответствующих оповещений и сигнальной информации в сопрягаемые системы;
- определения текущего местоположения самолета;
- коррекции текущего местоположения самолета с использованием данных GBAS/ЛКСС;
- обеспечения приема сообщений для пилотажно-навигационного комплекса дифференциальными данными от наземных GBAS/ЛКСС и данными об отклонении от расчетной траектории посадки;
- приема дифференциальных данных и данных о конечном этапе захода на посадку от GBAS/ЛКСС;
- формирования и выдачи потребителю навигационной и посадочной информации;
- контроля собственной работоспособности с выдачей признака качества выдаваемой информации;
- поддержки точных заходов на посадку и категорированных посадок самолета на взлетно-посадочные полосы, не имеющие специализированного посадочного радиотехнического оборудования, а также для поддержки любых других приложений, требующих высокоточного определения местоположения объекта;
- устранения ошибок измерения псевдодальностей с помощью корректирующих сигналов (дифференциальных поправок), формируемых и передаваемых GBAS/ЛКСС для каждого из наблюдаемых спутников.

Технические характеристики приемника приведены в таблице 4.16.

Приемник ГЛОНАСС/GPS (рис. 4.35) состоит из:

- монтажной рукоятки (1, рис. 4.35);
- электрических соединителей (2,4, рис. 4.35);
- радиочастотного соединителя (3, рис. 4.35);
- светосигнализаторов 1, 2, 3 (5, рис. 4.35).

Таблица 4.16 – Технические характеристики приемника ГЛОНАСС/GPS

Параметр	Значение
Напряжение электропитания постоянного тока, В	28
Потребляемая мощность для цепи постоянного тока, Вт	30
Диапазон рабочих частот, МГц	от 108 до 118
Время готовности к работе после подачи электропитания, не более, мин	1
Габаритные размеры:	
– высота, мм (in.)	200 (8)
– ширина, мм (in.)	61 (2)
– длина, мм (in.)	360 (14)
Вес, кг (lb)	3 (6)

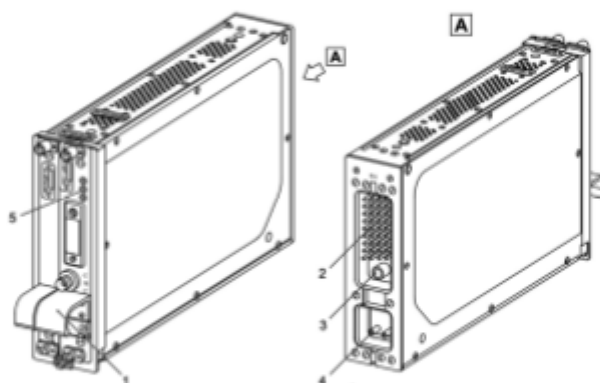


Рисунок 4.35 – Приемник ГЛОНАСС/GPS

Приемник является радиотехническим средством, состоящим из устройств приема, обработки и преобразования информации, получаемой от локальных контрольно-корректирующих станций по линии передачи данных УКВ диапазона. Приемник выполняет прием и обработку радиосигналов в диапазоне частот L1 открытого канала одновременно от всех видимых спутников систем ГЛОНАСС, находящихся в зоне радиовидимости антенны.

Включение и настройка приемника на требуемый канал происходит в соответствии с ARINC 429 и ARINC 755-2. Приемник состоит из устройств ввода, устройств вывода, устройств обработки, контрольного канала, канала выдачи отклонений по курсу и глиссаде, канала приема аналоговых сигналов, формирователя напряжения, вычислительного устройства. Вычислительное устройство выполнено на базе микропроцессора.

Приемник выполняет свои функции в любом регионе земного шара, в любое время суток.

Схема размещения приемника ГЛОНАСС/GPS представлена на рисунке 4.36. Преобразователь располагается в зонах обслуживания № 127 – Отсек БРЭО (левая часть, рис. 4.36А) и № 128 – Отсек БРЭО (правая часть, рис. 4.36А). Доступ к зоне обслуживания осуществляется через люк №815 (рис. 4.36А).

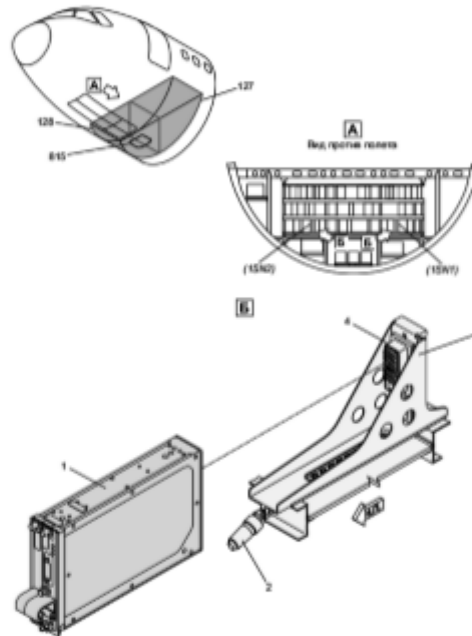


Рисунок 4.36 – Схема размещения приемника ГЛОНАСС/GPS

Конструктивно приемник ГЛОНАСС/GPS (1, рис.4.36Б) крепится замком (2, рис. 4.36Б) к монтажной раме (3, рис. 4.36Б). Электрический соединитель (4, рис. 4.36Б) обеспечивает коммутацию приемника с сопрягаемыми системами.

Антенна ГЛОНАСС/GPS предназначена для приема, усиления сигналов от спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS в диапазоне частот от 1565 МГц до 1615 МГц и выдачи их в приемники ГЛОНАСС/GPS.

Технические характеристики антенны ГЛОНАСС/GPS приведены в таблице 4.17.

Антенна (рис. 4.37) состоит из полосковой антенны, делителя мощности, основания, радиопрозрачного обтекателя и радиочастотного соединителя (1, рис. 4.37).

Таблица 4.17 – Технические характеристики антенны ГЛОНАСС/GPS

Параметр	Значение
Тип антенны	Всенаправленная
Поляризация	Круговая
Напряжение электропитания постоянного тока, В	от 4 до 18
Габаритные размеры:	
– высота, мм (in.)	18 (0.7)
– ширина, мм (in.)	118 (4.6)
– длина, мм (in.)	72 (2.8)
Вес, кг (lb)	0,2 (0.4)

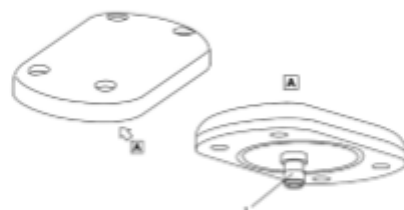


Рисунок 4.37 – Антенна ГЛОНАСС/GPS

Зоны обслуживания антенн ГЛОНАСС/GPS: № 233-потолочное пространство передней части салона пассажиров (левая часть) и № 234-потолочное пространство передней части салона пассажиров (правая часть) (рис. 4.38).

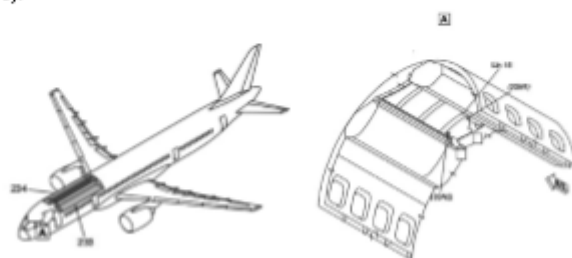


Рисунок 4.38 – Размещение антенны ГЛОНАСС/GPS

Антенна курсо-навигационная предназначена для приема сигналов от локальных контрольно-корректирующих станций в передней полусфере самолета. Антенна (рис. 4.39) состоит из возбуждителя с кожухом (2, рис. 4.39), симметрирующих устройств (3) и радиочастотных соединителей (1, рис. 4.39). Возбудитель с кожухом расположен на внутренней поверхности радиопрозрачного обтекателя и является неотъемлемой его частью.

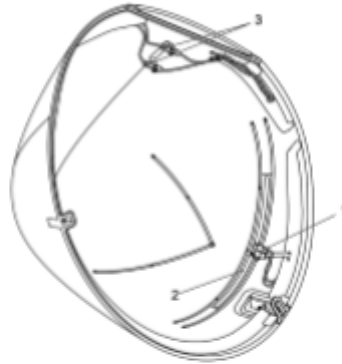


Рисунок 4.39 – Антенна курсо-навигационная

Технические характеристики антенны приведены в таблице 4.18.

Таблица 4.18 – Технические характеристики антенны курсо-навигационной

Параметр	Значение
Тип антенны	Направленная
Диапазон рабочих частот, МГц	от 108 до 118

Техническое обслуживание спутниковой системы навигации ГЛОНАСС/GPS включает в себя следующие виды работ:

- проверка работоспособности;
- демонтажные и монтажные работы.

Предельный интервал между ТО для указанных видов работ в технической документации не определен. Работы выполняются по необходимости.

Проверка работоспособности.

Зона обслуживания при проведении данного вида работ: № 210 - кабина экипажа (рис 2.10).

Точка доступа не используется.

Перед выполнением работ необходимо:

- подключить бортовую сеть к аэродромному источнику электропитания,

Средства наземного обслуживания, расходные материалы и запасные части не применяются.

Основные работы. Проверка работоспособности системы спутниковой навигации ГЛОНАСС/GPS (на любом частотном канале) выполняется следующим образом:

1. На МФПУ KBC в формате NAV GLS/GLONASS 2 of 4 установите режим посадки GLS, установите номер канала, нажмите и удерживайте кнопку "Тест". Убедитесь в том, что на МФИ 1 директорные планки отклоняются следующим образом:

- в первые две секунды проверки директорные планки находятся в нулевом положении;
- через три секунды директорная планка курса отклонится влево, а директорная планка глиссады останется в нулевом положении;
- через четыре секунды директорная планка глиссады отклонится вверх, а директорная планка курса останется в прежнем положении;
- через шесть секунд директорные планки находятся в нулевом положении, после чего, до конца проверки директорная планка курса отклоняется вправо, а директорная планка глиссады отклоняется вниз.

2. Убедитесь в том, что на МФИ 1 (формат PFD) отображается информация:

- код ИКАО (ID) аэропорта посадки GLS (часть 2) – UMO;
- выбранная ВПП GLS – 26;
- идентификатор ЛККС (ID GBAS)– M, J;
- код ИКАО (ID) аэропорта посадки GLS (часть 1), идентификатор ЛККС (ID GBAS)- C, U;
- идентификатор (ID) выбранного захода (часть 1) – MO;
- идентификатор (ID) выбранного захода (часть 2) – 26;
- источник данных (посадочных) - GLS (зеленого цвета).

3. Убедитесь в том, что на МФИ 2 (формат ND) отображается информация:

- путевой угол (истинный) – 90°;
- путевая скорость – 256 kt;
- географическая широта – 45°;
- географическая долгота – 45°;
- высота – 1024 ft.

4. Выполните работы с места второго пилота в соответствии с пунктами 1–3.

Раздел 5. Средства контроля технического состояния самолета МС-21

5.1. Бортовая система технического обслуживания

Бортовая система технического обслуживания (БСТО) самолета предназначена для выявления и локализации отказов компонентов систем самолета и двигателей; проведения наземных проверок систем самолета и двигателей; мониторинга конфигурации и настройки систем самолета и двигателей.

БСТО представляет собой распределенную структуру, включающую в свой состав следующие основные элементы (рис. 5.1):

- систему технического обслуживания центральную (СТОЦ);
- встроенные средства контроля (ВСК) систем, которые непосредственно связаны интерфейсами с БСТО (сопряженных систем) и систем и оборудования, которые связаны и контролируются системой СУОСО;
- бортовую электронную библиотеку вычислителя общих ресурсов.

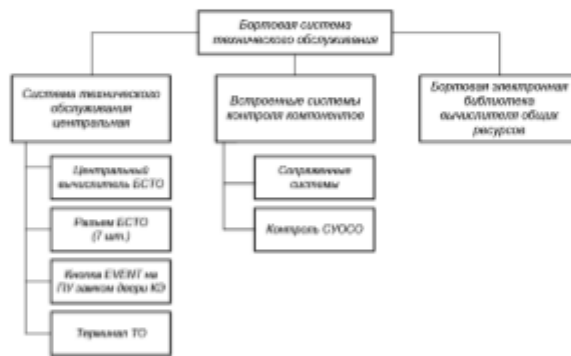


Рисунок 5.1 – Структура БСТО

СТОЦ предназначена для управления работой бортовой системы технического обслуживания, обработки информации, которая поступает в БСТО, а также для выдачи отчетов об отказах и о техническом обслуживании.

СТОЦ состоит из:

- центрального вычислителя БСТО (ЦВ БСТО);
- семи разъемов БСТО, расположенных в технологических отсеках фюзеляжа самолета;
- кнопки EVENT пульта управления замком двери кабины экипажа;
- терминала ТО (стационарного и портативного).

Размещение разъемов БСТО показано на рисунке 5.2, а на рисунке 5.3 показано место расположения кнопки EVANT.

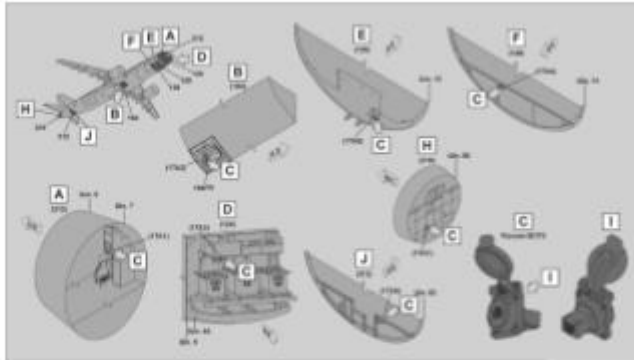


Рисунок 5.2 – Места размещения разъемов БСТО

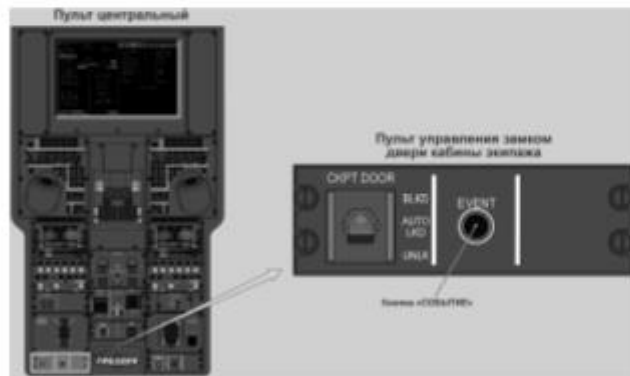


Рисунок 5.3 – Размещение кнопки «EVENT»

Центральный вычислитель БСТО представляет собой виртуальный вычислитель, который состоит из двух приложений функционального программного обеспечения (ФПО) CENTRAL MAINTENANCE SYSTEM SOFTWARE (CMSSW). Приложения ФПО CMSSW установлены в ЦВА.

В процессе функционирования ЦВ БСТО выполняет следующие задачи:

- управление взаимодействием БСТО с сопряженными системами;

- обработка собранной БСТО информации;
- формирование отчетов об отказах, конфигурации и результатах проверок (тестов) сопряженных систем;
- хранение данных БСТО в энергонезависимой памяти.

ЦВ БСТО взаимодействует с сопряженными системами через программное обеспечение платформы ЦВА по интерфейсам ARINC 429, ARINC 664, ARINC 825.

Кнопка EVENT предназначена для того, чтобы экипаж в ситуации, причины возникновения которой не представляется возможным определить средствами индикации и сигнализации, мог зафиксировать отметку о данной ситуации в памяти БСТО и памяти систем самолета.

Стационарный терминал технического обслуживания состоит из компонентов систем самолета.

Портативный терминал технического обслуживания PMAT не входит состав систем самолета и является наземным средством контроля. Мобильный терминал ТО предназначен для выполнения работ по обслуживанию самолетных систем непосредственно из мест их расположения. Он подключается к локальной бортовой сети БСТО и информационно связан с ЦВ БСТО по общесамолетным линиям связи AFDX ARINC 664. Основные технические характеристики БСТО приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Основные технические характеристики БСТО

Параметр	Значение
Напряжение питания, В	28
Число полетов, включая текущий, информация о которых должна храниться в памяти, шт.	64
Число отказов, сохраняемых в памяти, за один полет, шт.	256
Время штатной работы в полете, час, не менее	10
Время работы в полете, час, не менее	10
Время работы на земле, час, не менее	24
Время готовности к работе после подачи электропитания, мин., не более	1
Время формирования отчета об отказах, мин., не более	1

Органы управления БСТО (рис. 5.4) предназначены для управления режимами работы и индикации результатов. Они состоят из левого и правого пульта-трекбола (ПТ) в кабине экипажа, кнопки EVENT «Событие» на пульте управления замком двери кабины экипажа и виртуальных органов управления являющихся элементами графического интерфейса пользователя (ГИП).

Индикация БСТО отображается только в наземном интерактивном режиме работы БСТО на одном из многофункциональных индикаторов – МФИ 2, МФИ 3 или МФИ 5.

Отображаемая информация БСТО состоит из главного меню и основного меню БСТО (рис. 5.5).

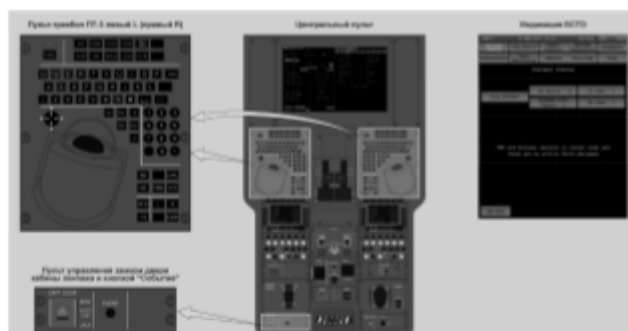


Рисунок 5.4 – Органы управления БСТО

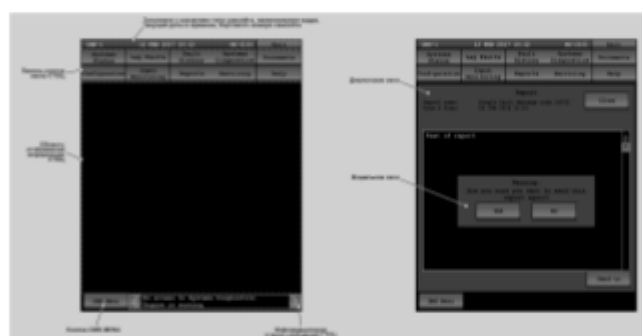


Рисунок 5.5 – Вид основного меню ГИП БСТО

ГИП состоит из элементов представления информации (меню, подменю, диалоговых и модальных окон, страниц, информационных полей и строк, статических и изменяемых текстовых полей и строк) и виртуальных органов управления. Диалоговые и модальные окна отображаются поверх других областей ГИП. Они используются для привлечения внимания специалиста по ТО к важным событиям или критическим ситуациям. Модальные окна блокируют работу с родительскими элементами ГИП, пока не будут закрыты.

5.2 Работа бортовой системы технического обслуживания

После обеспечения бортовой сети электропитанием и при готовности самолетных систем к работе БСТО осуществляет сбор информации о техническом

состоянии от ВСК систем. ВСК сопряженных систем выполняют встроенный контроль (ВК) и передают информацию об отказах в свои вычислители. Последние, в свою очередь, обрабатывают полученную от ВСК информацию и передают данные в БСТО напрямую по интерфейсам ARINC 429, ARINC 664, ARINC 825. Оборудование и системы, которые не имеют прямой связи с БСТО, передают информацию от ВСК своих компонентов через вычислители СУОСО следующим образом:

- те, которые связаны с СУОСО по интерфейсам дискретных сигналов, передают от ВСК информацию об исправном или неисправном (в зависимости от типа дискретного сигнала) состоянии в ВСК СУОСО. Полученные дискретные сигналы кодируются в ВСК СУОСО и сообщения передаются в БСТО по интерфейсу ARINC 429;
- те, которые связаны с СУОСО по интерфейсу ARINC 429, передают информацию от ВСК компонентов в ВСК СУОСО, где информация преобразуется, и сообщения передаются в БСТО по интерфейсу ARINC 825.

В процессе функционирования БСТО осуществляет:

- прием информации о кабинных эффектах (сигнализации в кабине экипажа и на пульте борпроводника) от центральной системы индикации и центральной системы оповещения и параметрической информации из бортовой сети передачи данных;
- проверку состояния кнопки отметки особых событий EVENT и передачу ее состояния в сопряженные системы;
- передачу самолетных параметров и вспомогательных данных в сопряженные системы;
- хранение информации в памяти БСТО;
- комплексную обработку информации в СТОЦ;
- передачу обработанной информации и управление взаимодействием СТОЦ с системами самолета.

Результаты ВК от вычислителей систем (включая ВСК БСТО), информация о кабинных эффектах, параметрическая информация из бортовой сети передачи данных и кнопки EVENT обрабатывается в СТОЦ и хранится в памяти СТОЦ и бортовой электронной библиотеке БСТО, пополняемой в процессе работы системы. Также, в памяти СТОЦ и бортовой электронной библиотеке БСТО, хранятся данные и функциональное программное обеспечение, необходимые для работы самой БСТО.

Из обработанной информации формируются отчеты, которые сохраняются в памяти БСТО и, в зависимости от режима работы БСТО, передаются:

- на землю через систему обмена данными ACARS;
- для печати на бортовом принтере;
- для сохранения на внешнем носителе информации;
- для отображения в ГИП СТОЦ;

- для отображения в портативном терминале технического обслуживания.

Сопряженная система при взаимодействии с БСТО работает в одном из трех режимов:

- «Тихом» – после включения электропитания, выполнения ВК при включении электропитания (PBIT - Power up Built-in Test), инициализации и передачи своего идентификационного номера (номера ВСК) в СТОЦ. В этом режиме выполняется синхронизация работы сопряженной системы и БСТО;
- «Нормальном» – при передаче сообщений об отказах. В этом режиме работы сопряженная система, после синхронизации с БСТО, передает информацию об отказах при непрерывном ВК и данные для дальнейшего технического обслуживания. Это основной режим работы сопряженной системы с БСТО;
- «Интерактивном» – при выполнении иницированного ВК, тестов расширенного контроля, передачи идентификационных данных и информации об отказах, хранящихся в памяти ВСК. Сопряженная система при взаимодействии с БСТО в интерактивном режиме вначале определяет возможность перехода и нахождения в данном режиме, а затем, при наличии такой возможности и только по запросу БСТО переходит в интерактивный режим, работает и выходит из интерактивного режима. В целях безопасности, системы блокируют в интерактивный режим полете.

Перевод системы из режима нормального в режим интерактивный режим выполняется через терминал ТО с помощью последовательных запросов-ответов. Вычислитель сопряженной системы выполняет собственный ВК и выдает в ВСК компонентом системы команды на выполнение иницированного ВК. Информация с результатами ВК передается в СТОЦ и система автоматически возвращается в. При установке блокировки интерактивного режима вычислитель системы прерывает встроенный контроль или тест и система переходит в нормальный режим. Сопряженная система, если для нее выполняются условия блокировки интерактивного режима, прекращает отвечать на любые интерактивные запросы БСТО.

Перечень сопряженных с БСТО систем приведен в Приложении А.

Сама БСТО работает в следующих трех режимах (рис. 5.6):

- «Инициализация»;
- «Полетный»;
- «Наземный».

В режиме "Инициализации" выполняется встроенный контроль при включении питания компонентов систем самолета, включая БСТО, и реализуется задержка информационного обмена между СТОЦ и вычислителями самолетных систем до момента полной готовности всех компонентов БСТО и систем. В «Полетном» режиме работа БСТО ограничена сбором и хранением информации, передачей самолетных параметров к сопряженным системам и

взаимодействием с системой обмена данными. В «Полетном» режиме работы любое интерактивное взаимодействие БСТО с сопряженными системами (перевод систем в режим IP) блокируется для обеспечения безопасности полета. В этом режиме работы БСТО СТОЦ работает только в «Рабочем» режиме.



Рисунок 5.6 – Алгоритм смены режимов работы БСТО

В «Наземном» режиме работы БСТО выполняет все задачи в полном объеме, специалист по ТО получает доступ к БСТО для проведения ТО систем самолета.

«Наземный» режим работы позволяет переводить системы в режим взаимодействия IP, получать доступ к информации о неисправностях, выполнять локализацию неисправностей при помощи интерактивных тестов расширенного контроля по системам и настройку процесса обработки сообщений об отказах. При интерактивном тестировании систем специалист по ТО инициирует проведение тестов расширенного контроля сопряженных систем. Тесты расширенного контроля используются для проверки работоспособности систем и компонентов. Дополнительно «Наземный» режим используется для контроля конфигурации бортового оборудования, программного обеспечения и баз данных, настройки систем и подсистем, управления памятью систем. Взаимодействие специалиста по ТО с БСТО в «Наземном» режиме работы происходит через ГИП СТОЦ на МФИ в кабине экипажа или портативном терминале ТО, который подключается к локальной бортовой сети БСТО в зонах обслуживания. В «Наземном» режиме, БСТО обеспечивает доступ к электронной эксплуатационной документации, хранящейся в бортовой системе электронной документации самолета.

БСТО блокирует включение «Наземного» режима при выполнении следующих условий:

- правый и левый двигатели МСУ запущены;

– носовая и основные опоры шасси не обжаты.

Центральный вычислитель СТОЦ как основа системы СТОЦ является приложением функционального программного обеспечения БСТО. Он предназначен для:

- управления взаимодействием БСТО с сопряженными системами;
- обработки собранной БСТО информации;
- формирования отчетов об отказах, конфигурации и проверках (тестах) сопряженных систем;
- хранения данных БСТО в энергонезависимой памяти.

В штатном режиме работы ЦВ БСТО одновременно функционируют два идентичных приложения ФПО CMSSW в ЦВА СРІОМ1А и СРІОМ2А, которые дублируют друг друга. Каждое приложение ФПО CMSSW использует вычислительные ресурсы и память своего ЦВА и функционирует обособленно, независимо, с полной изоляцией по времени и используемой памяти от любого другого ФПО ЦВА. Приложение ФПО CMSSW и база данных с перечнями компонентов, интерфейсов и отказов хранятся в статической памяти ЦВА. Информация, принятая приложением ФПО CMSSW в процессе работы, хранится в динамической памяти ЦВА. При отказе одного приложения ФПО CMSSW, ЦВ БСТО сохраняет работоспособное состояние, взаимодействие с сопряженными системами выполняется в полном объеме, без потери ранее обработанных и сохраненных данных. Отказ двух приложений ФПО CMSSW приводит к отказу ЦВ БСТО. При этом полученные и обработанные ранее данные сохраняются в памяти ЦВА, доступ к ним возможен после восстановления работы одного из приложений ФПО CMSSW. В случае отказа двух приложений ФПО CMSSW, в ИССКОР регистрируется сообщение об отказе всей системы БСТО.

Работа центрального вычислителя БСТО осуществляется в три этапа (рис. 4.7):

1. Обработка всех сообщений об отказах за определенный период времени и на участке полета для выделения групп отказов, связанных между собой.
2. Обработка отдельных групп сообщений об отказах, для определения перечня потенциально отказавших компонентов и интерфейсов для каждой группы.
3. Детальный анализ технического состояния потенциально отказавших компонентов с использованием дополнительной информации для формирования отчета с окончательными выводами об отказавших компонентах и интерфейсах.

На первом этапе все сообщения об отказах разделяются на группы сообщений, в состав которых входят связанные между собой компоненты и интерфейсы. В случае, если интерфейс, содержащийся в сообщении о каком-либо отказе, указывает на компонент из другого сообщения об отказе, зарегистрированном в один и тот же период времени, то эти отказы объединяются в одну группу.



Рисунок 5.7 – Схема, поясняющая взаимодействие этапов работы ЦВ БСТО.

На втором этапе в каждой группе сообщений об отказах ЦВ БСТО выявляет одиночные потенциальные отказы компонентов и цепочки отказов (каскады). В каждом каскаде определяются отказы, которые являются следствием каких-либо отказов группы (нижний уровень каскада) или могут быть причинами других отказов группы (верхний уровень каскада). Связи в каскадах отказов выстраиваются в соответствии с описаниями интерфейсов базы данных БСТО. На основании обработанной информации в каждом каскаде определяется единственный потенциальный отказ компонента верхнего уровня, который является причиной возникновения всех остальных отказов каскада.

На третьем этапе для каждого потенциально отказавшего компонента, проводится детальный анализ технического состояния с использованием информации о конфигурации самолета, о состоянии шин электропитания систем самолета и о признаках работоспособного состояния компонентов систем. Конфигурация самолета определяет перечень компонентов систем, установленных на самолет. ЦВ БСТО контролирует и фильтрует информацию об отказах неустановленных компонентов. Состояние шин электропитания контролирует система электроснабжения, которая передает информацию в ЦВ БСТО. Признаком работоспособного состояния компонента является наличие выходного сигнала в интерфейсе компонента или подтверждение корректной работы этого компонента со стороны взаимодействующих систем. Проверку признаков работоспособного состояния выполняют встроенные средства контроля вычислителей сопряженных систем, которые передают информацию в ЦВ БСТО. ЦВ БСТО использует собранную дополнительную информацию для достоверного определения отказавшего компонента или интерфейса. На основании собранной и обработанной информации, ЦВ БСТО формирует отчет об отказах компонентов с инструкциями по их устранению.

5.3. Описание мнемокадров основного меню

Мнемокарды, соответствующие различным пунктам основного меню интерфейса БСТО, представлены в Приложении Б.

Пункт меню «Systems Status» (рис. Б.1) предназначен для получения доступа к информации о состоянии систем самолета в реальном масштабе времени. На мнемокадре этого пункта меню отображаются:

- сообщения системы предупреждения экипажа;
- сообщения на пульте бортпроводника;
- сообщения об отказах, являющихся причиной вывода сообщений в кабине экипажа;
- сообщения об отказах, являющихся причиной вывода сообщений на пульте бортпроводника;
- сообщения об отказах, не предъявляемых экипажу и бортпроводнику.

Пункт меню «Leg Faults» (рис. Б.2) предназначен для получения доступа к информации о состоянии систем самолета, зарегистрированной во время крайнего участка полета. На мнемокадрах этого пункта меню отображаются:

- сообщения системы предупреждения экипажа;
- сообщения на пульте бортпроводника;
- сообщения об отказах, являющихся причиной вывода сообщений в кабине экипажа;
- сообщения об отказах, являющихся причиной вывода сообщений на пульте бортпроводника;
- сообщения об отказах, не предъявляемых экипажу и бортпроводнику;
- информация о времени и фазе полета, на которой зарегистрирован отказ.

Пункт меню «Systems Diagnostics» (рис. Б.3) предназначен для получения доступа к информации о состоянии систем самолета, зарегистрированной во время крайнего участка полета. На мнемокадрах этого пункта меню отображаются:

- сообщения системы предупреждения экипажа;
- сообщения на пульте бортпроводника;
- сообщения об отказах являющиеся причиной вывода сообщений в кабине экипажа;
- сообщения об отказах являющиеся причиной вывода сообщений на пульте бортпроводника;
- сообщения об отказах не предъявляемые экипажу и бортпроводнику;
- информация о времени и фазе полета, на которой зарегистрирован отказ.

Пункт меню «Documents» (рис. Б.4) предназначен для получения доступа к документации по поиску и устранению отказов. На мнемокадрах этого пункта меню отображаются:

- разделы бортовой электронной библиотеки;
- модули с описанием систем;

- документация по устранению отказов.

Пункт меню «Configuration» (рис.Б.5) предназначен для получения доступа к информации по конфигурации бортового оборудования. На мнемокадрах этого пункта меню отображается:

- перечень систем, транслирующих данные по конфигурации;
- перечень изделий системы;
- конфигурационные данные изделий систем.

Пункт меню «Servicing» предназначен для доступа к ACARS и к отчетам по техобслуживанию систем самолета. На мнемокадрах этого пункта меню отображаются:

- настройки передачи отчетов в ACARS;
- сервисы составления отчетов по техническому обслуживанию самолетных систем.

Пункт меню «Reports» (рисунок Б.6) предназначен для вывода на бортовой принтер информации из памяти БСТО, хранящейся в бортовых серверах данных. На мнемокадрах этого пункта меню отображаются разделы памяти БСТО, процесс передачи информации в бортовой принтер и в файл на внешнее устройство.

Пункт меню «Help» предназначен для вывода инструкций, поясняющих пользователю правила работы с СТОЦ.

Список принятых сокращений

ACARS	- Aircraft Communication Addressing and Reporting / система обмена данными
ADF	- Automatic Direction Finder / Радиолокатор автоматический
ANP	- Actual Navigation Performance / Текущие навигационные характеристики
BFO	- Beat Frequency Oscillator / Генератор биений, гетеродин
BIT	- Built-In Test / Встроенный контроль
BITE	- Built-In Test Equipment / Оборудование для встроенного контроля
CCP	- Communication Control Panel / Пульт управления связью
CMSSW	- Central Maintenance System Software / Программное обеспечение СТОЦ
DME	- Dimension Measurement Equipment / Система измерения дальности
EWD	- Engine Warning Display / Комплексный кадр отображения параметров двигателя, самолетных систем и предупредительной экипажа
ELT	- Emergency Locator Transmitter / Аварийный радиомаяк
FMS	- Flight Warning System / Система предупредительной экипажа
GBAS	- Ground Based Augmentation System / Расширенная система наземного базирования
GLN	- GLONASS Система спутниковой навигации ГЛОНАСС
GLS	- GPS Landing System / Спутниковая система посадки
GLONASS	- Global Navigation Satellite System / Глобальная навигационная спутниковая система
GNSS	- Global Navigation Satellite System / Глобальная навигационная спутниковая система
GMT	- Greenwich Mean Time / Обозначение времени по Гринвичу
GS	- Ground Speed / Путевая скорость
HF	- High Frequency / Высокая частота
HFDDL	- High Frequency Data Link / Высокочастотный канал передачи данных
iCCU	- Integrated Cockpit Control Unit / Пульт управления кабинный
ILS	- Instrument Landing System / Система посадки по приборам
IMMR	- Integrated Multi-Mode Receiver / Приемник интегрированный многофункциональный
iMPFR	- Imaging Multi-Purpose Flight Recorder / Многофункциональный защищенный бортовой накопитель
ND	- Navigation Display / Навигационный индикатор
OHCP/OV	- Overhead Control Panel / Комплексный потолочный пульт
HD PNL	- Primary Flight Display / Индикатор основной полетной информации / Основной пилотажный индикатор
PCMCIA	- Personal Computer Memory Card / Персональная карта памяти
PMAT	- Portable Multi-Purpose Access Terminal / Портативный терминал технического обслуживания
PTT	- Push to talk / Нажатие, чтобы говорить
RNP	- Required Navigation Performance / Требуемые навигационные характеристики
SATCOM	- Satellite communication / Спутниковая связь
SBAS	- Satellite Based Augmentation System / Спутниковая система функционального дополнения
SCM	- Satellite data unit Configuration Module / модуль конфигурации системы спутниковой связи
TAWS	- Terrain Awareness and Warning System / Система раннего предупреждения приближения к земле
TCAS	- Traffic collision avoidance system / Система предупреждения столкновения самолетов в воздухе
VDB	- VHF Data Broadcast / Передача данных в диапазоне УКВ
VDL	- VHF Data Link / Канал передачи данных УКВ
VOR	- VHF Omnidirectional Radio Range / УКВ всенаправленный радиомаяк

АРМ	- Аварийный радиомаяк
БРЭО	- Бортовое радиоэлектронное оборудование
БСТО	- Система бортовая техническое обслуживание
ВРЛ	- Вторичный радиолокатор
ВС	- Воздушное судно
ВСК	- Встроенные средства контроля
ВЧ	- Высокочастотный
ГИП	- Графический интерфейс пользователя
ГЛОНАСС	- Глобальная навигационная спутниковая система
ДКМВ	- Диапазон дециметровых волн
ИССКОР-21	- Интегрированная система сбора, контроля, обработки и регистрации полетных данных
КВ	- Короткие волны, коротковолновый
КВС	- Командир воздушного судна
КПП	- Комплексный потолочный пульт
КСУ	- Комплексная система управления
КУР	- Курсовой угол радиостанции
ЛККС	- Локальная контрольно-корректирующая станция
МВ	- Метровые волны
МВЛ	- Местные воздушные линии
МНРЛС	- Метеонавигационная радиолокационная система
МФИ	- Многофункциональный индикатор
МФПУ	- Многофункциональный пульт управления
НСК	- Наземные средства контроля
ЦДУ	- Пульт дистанционного управления
ПО	- Программное обеспечение
ПП	- Приемопередатчик
ПСС	- Продольная плоскость симметрии самолета
ПУИ	- Пульт управления индикацией
РВ	- Радиовысотомер
РК	- Разовые команды
РЛС	- Радиолокационная станция
СГФ	- Строительная горизонталь фюзеляжа
СНО	- Средства наземного обслуживания
СОГП	- Система опознавания государственной принадлежности
СПУ	- Самолетное переговорное устройство
СТОЦ	- Система технического обслуживания центральная
СУ	- Согласующее устройство
СУОСО	- Система управления общесамолетным оборудованием
ТКМС	- Текущие координаты местоположения самолета
ТО	- Техническое обслуживание
УБРУ	- Универсальная боковая ручка управления
УВД	- Управление воздушным движением
УКВ	- Ультракороткие волны/ультракоротковолновый функциональное программное обеспечение
ЦПО	- Центральный вычислитель авионики
ЦВА	- Центральный вычислитель авионики
ЦВ БСТО	- Центрального вычислителя БСТО

Приложение А

Перечень сопряженных (взаимодействующих) с БСТО систем

1. Система измерения высотно-скоростных параметров
2. Система индикации и сигнализации
3. Интегрированная вычислительная система
4. Система связи и видео
5. Интегрированная вычислительная система
6. Система управления общесамолетным оборудованием
7. Комплексная система управления
8. Маршевая силовая установка
9. Система управления и измерения топлива
10. Система противопожарной защиты
11. Вспомогательная силовая установка
12. Система торможения колес
13. Бортовая система энергоснабжения самолёта
14. Система энергоснабжения
15. Система управления поворотом колес
16. Интегрированная система сбора, контроля и регистрации полетной информации
17. Гидравлическая система
18. Комплексная система кондиционирования воздуха
19. Система нейтрального газа
20. Система управления уборкой-выпуском шасси
21. Кислородная система
22. Система автоматического регулирования давления
23. Система стояночного торможения колес
24. Система мониторинга температуры и давления колес
25. Система обогрева стекол
26. Топливная система
27. Система аварийного освещения
28. Система контроля положения дверей и люков
29. Система контроля доступа
30. Система управления оборудованием пассажирской кабины
31. Система освещения кабины экипажа
32. Комплексный потолочный гудьт
33. Система водоснабжения и удаления отходов
34. Система сервера данных
35. Система брандмура
36. Система обнаружения обледенения

Приложение Б

Мнемонадры главного основного меню

CMS-1	12 FEB 2013 10:12	MC-2101	Exit
Systems Status	Leg Faults	Fault History	Systems Diagnostics Documents
Configuration	Input Monitoring	Reports	Servicing Help

Systems Status

Stop Refresh Existing FDCE

Select System: < 14 >

23-12	VHF Communication System 2	In Test
28-40	Fuel System 1	Fault Messages-1
29-10	Hydraulic Power System 3	Fault Messages-1
34-21	Inertial Reference System 3	Fault Messages-2

Select Fault Message: < 2 >

34702	IRS3 FAULT
34709	CPIOM 1A INTERFACE FAULT

CMS Menu << CMS-1CPIOM1 abnormal >>

Рисунок Б.1 – Пункт меню «Systems Status»

CMS-1	12 FEB 2013 10:12	MC2101	Exit
Systems Status	Leg Faults	Fault History	Systems Diagnostics
Configuration	Input Monitoring	Reports	Serviceing
			Documents
			Help

Leg Faults: Flight

Leg Information: SU1403 / SVO-0 - SVX / 12 FEB 2013 05:45

Select by Systems

Flight Deck Effects	Cabin Effects	Faults without any Effects
---------------------	---------------	----------------------------

Select Flight Deck Effect: < 8 >

12 FEB 2013 06:23 Cruise	A
220010M - AIRCRAFT DIRC	
12 FEB 2013 09:27 Taxi in	
343090A - IRS 3	
12 FEB 2013 09:42 Taxi in	
3432500 - ENG SOURCE RA	

Select Fault Message: < 1 >

14702 IRS3 FAULT	A

OMS Menu

Рисунок Б.2 – Пункт меню «Leg Faults»

CMS-1		12 FEB 2013 10:12		MC-2101	Exit
Systems Status	Leg Faults	Fault History	Systems Diagnostics	Documents	
Configuration	Input Monitoring	Reports	Servicing	Help	

Fault History by Legs

Select by Systems

Select Leg: < 45 >

0	SU1403 / SVO-D - SVX / 12 FEB 2013 05:45
-1	SU1402 / SVX - SVO-D / 12 FEB 2013 00:45
-2	SU1403 / SVO-D - SVX / 11 FEB 2013 17:45
-3	SU1402 / SVX - SVO-D / 11 FEB 2013 12:45
-4	SU1403 / SVO-D - SVX / 11 FEB 2013 05:45

Flight Deck Effects	Cabin Effects	Faults without any Effects
---------------------	---------------	----------------------------

Select Flight Deck Effect: < 8 >

22001000	AUTOPILOT DISC
12 FEB 2013 06:23	Cruise
22101000	AUTOPILOT
12 FEB 2013 09:27	Taxi in
34309000	IRS 3

Select Fault Message: < 1 >

34702	IRS3 FAULT

CMS Menu

Рисунок Б.3 - Пункт меню «Fault History»



Рисунок Б.4 - Пункт меню «Documents»

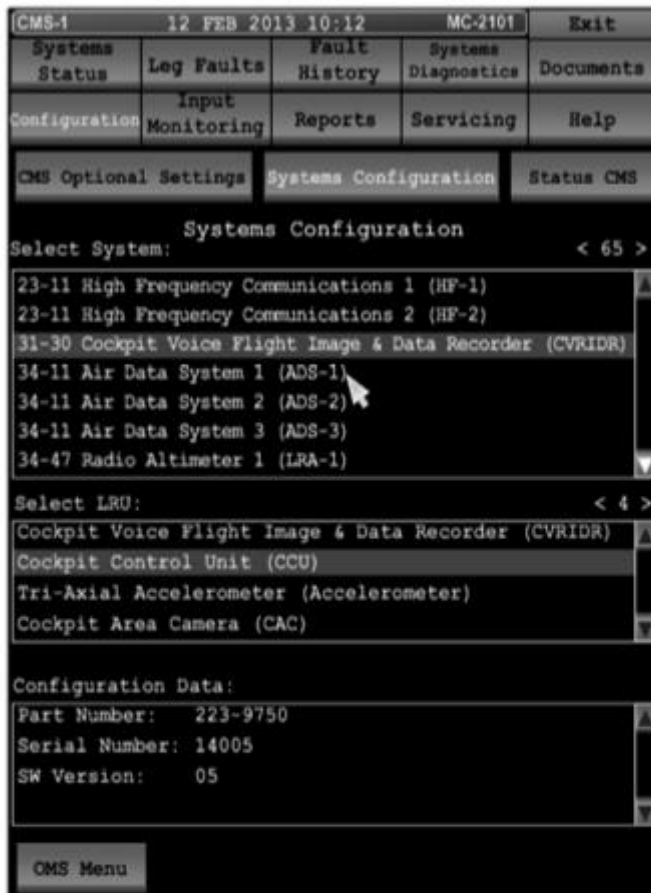


Рисунок Б.5 - Пункт меню «Configuration»

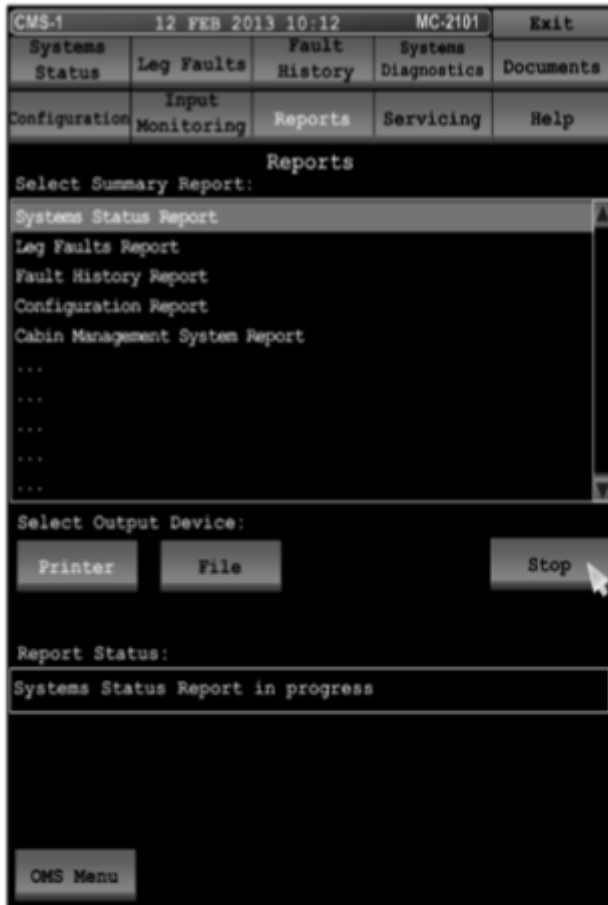


Рисунок Б.6 - Пункт меню «Reports»

Приложение В

Расположение точек доступа для обслуживания навигационных систем

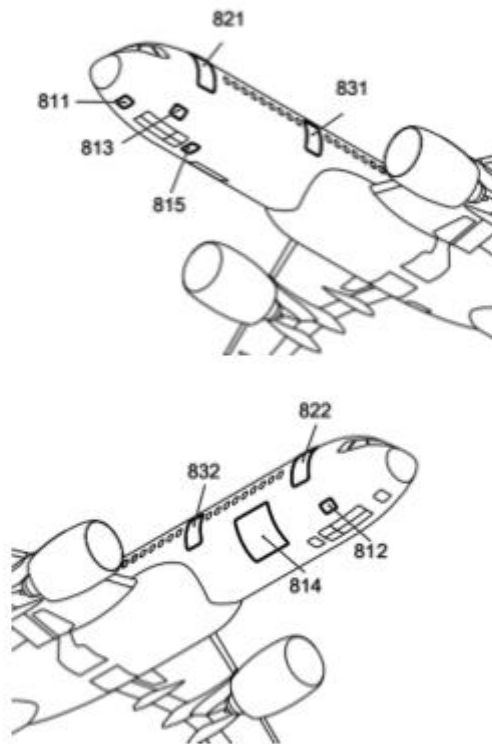


Рисунок В.1 – Расположение точек доступа для обслуживания навигационных систем

Под редакцией БОЛЕЛОВА Эдуарда Анатольевича

**БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
САМОЛЕТА МС-21
И ЕГО ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ**

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 21.11.2023 г.
Формат 60x84/16 Печ. л. 10 Усл. печ. л. 9,3
Заказ № 991/1020-У1105 Тираж 30 экз.
Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кроштинский бульвар, д. 20
Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А
Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru