

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 RRJ-95 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;
Шестаков И.И. (МГТУ им. Н.Э. Баумана) – д-р техн. наук, доцент
Авторский коллектив: д-р техн. наук Болелов Э.А.;
канд. техн. наук Стукалов С.Б.; канд. техн. наук Костенков В.А.;
д-р техн. наук Васильев О.В.; ст. преподаватель Адамов Д.С.;
д-р техн. наук Коротков С.С.

Б83 **Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета RRJ-95 и его
техническая эксплуатация** [Текст] : учебное пособие / под ред. Э.А. Болело-
ва. – М. : ИД Академии Жуковского, 2023. – 160 с.

ISBN 978-5-907699-88-5

В учебном пособии рассматриваются системы радиоэлектронного оборудова-
ния самолета RRJ-95, их назначение, принцип работы, конструктивные особеннос-
ти и размещение на борту самолета, а также техническое обслуживание и ремонт
радиоэлектронного оборудования самолета RRJ-95.

В учебном пособии для каждой главы приводятся контрольные вопросы по
изученному материалу для самопроверки, по всем темам приводятся поясняющие и
иллюстрирующие примеры. Материал изложен в логической последовательности,
понятным языком, содержит пояснительные иллюстрации, математические ша-
клядки сведены к разумным минимумам.

Учебное пособие предназначено для студентов по специальностям 25.05.03 и
25.05.05 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.
ноз. 23

Под редакцией БОЛЕЛОВА Эдуарда Анатольевича
БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА RRJ-95
И ЕГО ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 07.12.2023 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 10 Усл. печ. л. 9,3

Заказ № 992/1020-УП13 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский 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

ISBN 978-5-907699-88-5

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2023

РАЗДЕЛ I. РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**Глава 1****1.1. Состав радиосвязного оборудования самолета RRJ-95**

Радиосвязное оборудование (РСО) воздушных судов (ВС) гражданской авиации (ГА) предназначено для обеспечения:

- внутренней телефонной связи между членами экипажа, связи с бортпроводниками, связи с наземным обслуживающим персоналом (и персонала между собой), прослушивания членами экипажа радиосвязных и радионавигационных средств, а также воспроизведения служебной информации в кабине экипажа;
- двусторонней радиотелефонной связи в ДКМВ (ВЧ) диапазоне с наземными службами ГА;
- двусторонней радиотелефонной связи в МВ (ОВЧ) диапазоне экипажа самолета с диспетчерскими пунктами и экипажами других самолетов;
- защиты радиоаппаратуры от электростатических помех;
- громкоговорящего оповещения пассажиров пилотами и бортпроводниками, а также прослушивание пассажирами музыкальных программ;

- оповещения экипажа об аварийных и критических ситуациях в полете;
- записи служебных переговоров.

Связное оборудование самолета RRJ-95 включает в себя:

- радиоаппаратуру речевых сообщений,
- систему передачи данных и автоматического вызова,
- систему коммутации и автоматического регулирования уровня звука,
- статические разрядники,
- аппаратуру звукозаписи и видеонаблюдения,
- систему комплексной автоматической настройки.

Радиоаппаратура речевых сообщений предназначена для обеспечения двусторонней голосовой связи членов экипажа с наземными диспетчерскими службами и членами экипажа других самолётов и включает в себя:

- систему связи ВЧ,
- систему связи ОВЧ.

Система передачи данных и автоматического вызова включает в себя:

- систему обмена данными,
- систему избирательного вызова.

Система коммутации и автоматического регулирования уровня звука предназначена для централизованного управления звуковыми сигналами, переговорами внутри самолёта, а также, обеспечивает связь пассажиров с бортпроводниками и включает в себя:

- систему управления звуковой информацией и внутренней связью,
- систему связи с пассажирской кабиной.

Во время полёта самолёт накапливает на своей поверхности статический электрический заряд. Периодически происходит его разряд, который является причиной появления помех в системах радиосвязи и навигационных системах. Чтобы избежать такого рода эффектов используются статические разрядники, которые помогают сконцентрировать накопление заряда в определенных местах и способствуют его стеканию.

Аппаратура звукозаписи и видеонаблюдения обеспечивает запись переговоров членов экипажа и общую звуковую обстановку в кабине и включает в себя:

- систему регистрации звуковой информации,
- систему видеонаблюдения.

Система комплексной автоматической настройки включает в себя два пульта управления радиосредствами (RMP), предназначенных для централизованного управления ВЧ и ОВЧ связью. Данные пульты так же являются резервными для управления частотой радионавигации.

1.2. Радиоаппаратура речевых сообщений

Радиоаппаратура речевых сообщений предназначена для обеспечения двусторонней голосовой связи членов экипажа с наземными диспетчерскими службами и членами экипажа других самолётов.

Радиоаппаратура речевых сообщений включает в себя:

- систему связи ВЧ,
- систему связи ОВЧ,

Система ВЧ связи обеспечивает дальнюю голосовую связь членов экипажа с наземными диспетчерскими службами и членами экипажа других самолётов в диапазоне частот от 2,0 МГц до 29,9999 МГц с дискретностью 100 Гц. Система ВЧ связи состоит из двух независимых радиостанций (КВ1 и КВ2).

Система связи ОВЧ обеспечивает ближнюю голосовую связь членов экипажа с наземными диспетчерскими службами и членами экипажа других самолётов в диапазоне частот от 118 до 137 МГц с дискретностью 8,33 кГц или 25 кГц. Система ОВЧ связи состоит из трёх независимых радиостанций (УКВ1, УКВ2 и УКВ3).

На рис.1.1, представлено расположение органов управления и индикации радиоаппаратуры речевых сообщений, где:

- А – вычислитель системы самолетовождения;
- Б – пульт управления радиосредствами;
- В – пульт управления звуком.

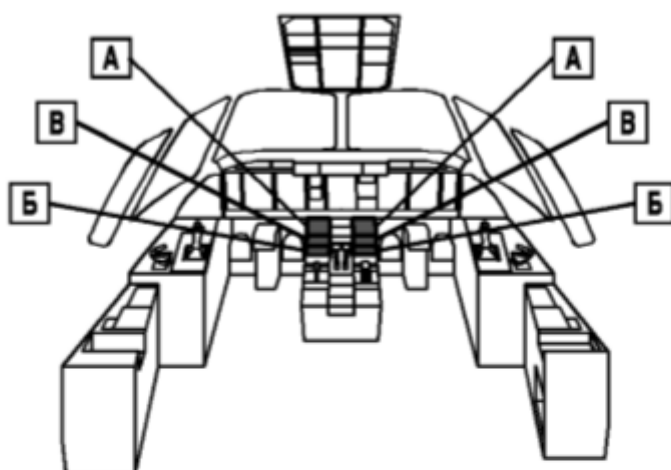


Рис.1.1. Органы управления и индикация

1.3. Радиостанции ОВЧ диапазона

Система ОВЧ связи предназначена для обеспечения двусторонней голосовой связи членов экипажа с наземными диспетчерскими службами и членами экипажа других самолётов. Расположение радиостанций ОВЧ диапазона представлено в табл.1.1. и на рис.1.2., 1.3.

Таблица 1.1. – Местоположение радиостанций ОВЧ диапазона и их антенны

СФ1	Наименование компонента	Пульт управления (ПУ)	Зона	Люк, панель доступа
7-R231	Приёмопередатчик УКВ связи (УКВ1)	ПУ радиосредствами, вычислитель системы самолётовождения, ПУ звуком	117	815
8-R231	Приёмопередатчик УКВ связи (УКВ2)		118	815
9-R231	Приёмопередатчик УКВ связи (УКВ3)		116	814
10-R231	Антенна УКВ связи (УКВ1)	-	223	-
11-R231	Антенна УКВ связи (УКВ2)	-	233	-
12-R231	Антенна УКВ связи (УКВ3)	-	157	-

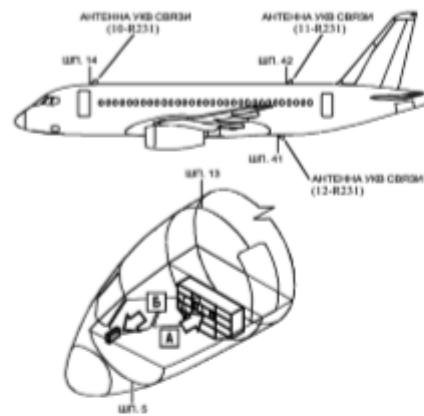


Рис.1.2. Расположение оборудования ОВЧ связи



Рис.1.3. Расположение приемопередатчиков ОВЧ связи в технических отсеках самолета

Система ОВЧ связи обеспечивает голосовую связь членов экипажа с наземными диспетчерскими службами и членами экипажа других самолётов в диапазоне частот от 118 МГц до 137 МГц с дискретностью 8,33 кГц или 25 кГц.

Система ОВЧ связи состоит из трёх независимых радиостанций УКВ1, УКВ2 и УКВ3. Каждая радиостанция состоит из приёмопередатчика (рис. 1.4.) и антенны.

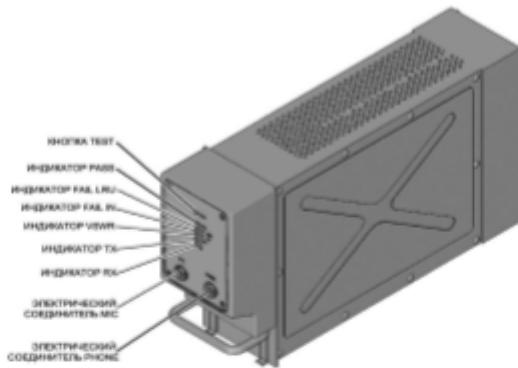


Рис. 1.4. Приемопередатчик ОВЧ связи

Радиостанция УКВ1 по умолчанию осуществляет радиосвязь командира ВС, УКВ2 — второго пилота. В случае выхода из строя радиостанций УКВ1 и УКВ2 радиосвязь может осуществляться с помощью радиостанции УКВ3.

Настройка частот осуществляется с помощью одного из двух пультов управления радиосредствами. В случае неисправности или выключения обоих пультов управления радиосредствами, настройка частот радиостанций УКВ1 и УКВ2 может осуществляться с помощью вычислителя системы самолетовождения. Выбор канала радиосвязи производится с помощью пульта управления звуком.

Система УКВ связи имеет встроенную автоматическую систему шумоподавления. Она позволяет в режиме голосовой связи выделить сигнал из шумов любого типа.

Приёмопередатчик обеспечивает приём и передачу речевых сигналов и данных в диапазоне частот от 118 МГц до 137 МГц.

Приёмопередатчик включает в себя следующие модули:

- приёмник, осуществляющий приём УКВ сигнала;
- передатчик, осуществляющий передачу УКВ сигнала;
- модуль обработки данных, выполняющий обработку сигналов и данных;
- модуль питания, обеспечивающий электропитание всех модулей;
- модуль защиты, обеспечивающий защиту от радиочастотного излучения высокой интенсивности и защиту от воздействия грозового разряда;
- модуль сохранения питания, защищающий приёмопередатчик от пропадания электропитания.

Приёмопередатчик имеет устройство встроенного контроля, позволяющее выявлять сбои в работе. Обнаруженные сбои заносятся в память

отказов и передаются в систему предупреждения экипажа. Контроль осуществляется с помощью двух тестов. Первый тест проводится постоянно при работе системы ОБЧ связи. Второй тест проводится специалистами наземной службы с помощью передней панели приёмопередатчика.

На передней панели приёмопередатчика расположены:

- кнопка TEST,
- индикатор PACC зелёного цвета,
- индикатор FAIL LRU красного цвета,
- индикатор FAIL IN красного цвета,
- индикатор VCWR красного цвета,
- индикатор TX зелёного цвета,
- индикатор RX зелёного цвета,
- электрический соединитель MIC для подключения микрофона,
- электрический соединитель PCHONE для подключения гарнитуры.

Электропитание приёмопередатчика осуществляется постоянным током напряжением 28 В.

К основным компонентам системы, также относится антенна ОБЧ связи, которая обеспечивает прием и передачу радиоволн в диапазоне частот от 118 МГц до 156 МГц. Она состоит из излучателя, заключённого в оболочку из термопластика в виде лопасти. Антенна является ненаправленной и имеет вертикальную поляризацию. Сопротивление антенны 50 Ом. Мощность 25 Вт.

Режим передачи и приема радиостанций

Для осуществления голосовой связи с наземной диспетчерской службой в первую очередь следует настроить рабочую частоту на пульте управления радиосредствами. Сначала необходимо выбрать настраиваемую радиостанцию с помощью кнопок VHF1, VHF2 или VHF3. Затем регулятором установить резервную частоту, отображающуюся на экране STBY/CRS. Для перевода резервной частоты в рабочую необходимо нажать кнопку переключения частоты. Командир настраивает радиостанции УКВ1 и УКВ3 с помощью пульта RMP1, второй пилот настраивает радиостанцию УКВ2 с помощью пульта RMP2. После установки рабочей частоты пульт управления радиосредствами передаёт данные настройки по шинам COM1 и COM2 вместе сигналом выбора COM-порта в приёмопередатчик настраиваемой радиостанции.

После настройки частоты необходимо на пульте управления звуком выбрать канал радиосвязи с помощью кнопок VHF1, VHF2 или VHF3. После этого для передачи голосового сообщения необходимо нажать и удерживать кнопку PTT на ручке управления самолётом. Аудио сигнал и сигнал PTT через блок усиления и коммутации поступают в приёмопередатчик выбранной радиостанции. Сигнал PTT активирует режим передачи, при котором приёмопередатчик преобразовывает аудио сигнал в ОБЧ сигнал и передаёт его на антенну. Антенна излучает ВЧ сигнал в пространство в виде радиоволн. Режим передачи длится не более 35 секунд. Через указанное время

приёмопередатчик автоматически прекращает передачу и переходит в режим приёма. Это предотвращает работу системы в режиме передачи с заклиненной кнопкой PTT. В случае выхода из строя радиостанции УКВ1 оба пилота могут осуществлять связь с помощью радиостанции УКВ2. Настройка УКВ2 производится с помощью пультов RMP1 или RMP2. При выходе из строя радиостанции УКВ2, пилоты также могут использовать радиостанцию УКВ1, настройка которого производится с помощью пультов RMP1 или RMP2.

В случае выхода из строя радиостанций УКВ1 и УКВ2 голосовая связь может осуществляться с помощью радиостанции УКВ3. Настройка УКВ3 производится с помощью пульта RMP1 или RMP2.

Для осуществления приёма необходимо на пульте управления звуком выбрать соответствующий канал радиосвязи. Приёмопередатчик ОБЧ связи принимает ОБЧ сигнал с антенны и преобразовывает его в аудио сигнал. Аудио сигнал поступает в блок усиления и коммутации, и далее на громкоговорители кабины экипажа или гарнитуры экипажа.

С помощью пульта управления радиосредствами осуществляется настройка приёмопередатчиков радиостанций ОБЧ связи.

Выбор радиостанции ОБЧ связи для последующей её настройки осуществляется с помощью соответствующих кнопок VHF1, VHF2 и VHF3. После выбора радиостанции над соответствующей кнопкой загорается индикатор в виде зелёной стрелки.

Частоты выбранной радиостанции отображаются на двух экранах. Экран STBY/CRS отображает резервную частоту. Экран ACTIVE отображает рабочую частоту.

Двойной регулятор осуществляет изменение резервной частоты радиостанции ОБЧ связи в диапазоне частот от 118 МГц до 137 МГц. Кнопка, расположенная между экранами, осуществляет переключение между резервной и рабочей частотой.

Индикатор SEL загорается на обоих пультах при выборе радиостанции, предназначенной для обеспечения радиосвязи другого пилота.

С помощью пульта управления звуком осуществляется выбор канала радиосвязи для приёма и передачи звукового сигнала. Кнопки передачи VHF1, VHF2 и VHF3 осуществляют активацию соответствующего канала ОБЧ связи для передачи звукового сигнала и приёма вызова. При выборе канала радиосвязи на соответствующей кнопке загораются три зелёные линии. Кнопки приёма VHF1, VHF2, и VHF3 осуществляют включение прослушивания соответствующей радиостанции ОБЧ связи и производят изменение уровня громкости. Кнопка приёма имеет световое поле, которое подсвечивается при отжатом положении. При нажатии на кнопку световое поле гаснет, а прослушивание канала радиостанции отключается. При вращении кнопки производится изменение уровня громкости. Переключатель INT/RAD имеет нажимное положение RAD для активации режима передачи по выбранному каналу (функция PTT).

Функциональная структура системы ОБЧ связи представлена на рис. 1.5.

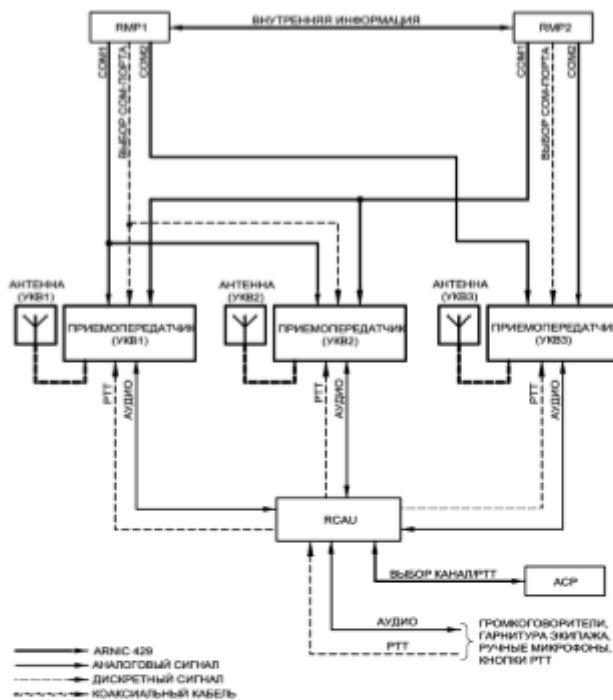


Рис.1.5. Функциональная структура системы ОВЧ связи

При неисправности или отказе оборудования предусмотрены аварийно-сигнальные оповещения (см. табл. 1.2.).

Таблица 1.2. - Аварийно-сигнальные сообщения

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
COM VHF 1 FAULT	Предупреждающая	Отказ системы УКВ1
COM VHF 2 FAULT	Предупреждающая	Отказ системы УКВ2
COM VHF 3 FAULT	Предупреждающая	Отказ системы УКВ3
COM VHF 1 EMISSION	Предупреждающая	Приёмопередатчик радиостанции УКВ1 находится в режиме передачи более 30 секунд
COM VHF 2 EMISSION	Предупреждающая	Приёмопередатчик радиостанции УКВ2 находится в режиме передачи более 30 секунд
COM VHF 3 EMISSION	Предупреждающая	Приёмопередатчик радиостанции УКВ3 находится в режиме передачи более 30 секунд

Контроль работоспособности системы ОБЧ связи

Процедура осуществления контроля работоспособности системы ОБЧ связи.

В соответствии с технологией работы перед проведением контроля работоспособности системы ОБЧ связи необходимо провести комплекс подготовительных работ:

1. Подключите к самолёту наземный источник электрического питания.
2. Убедитесь в том, что нижеуказанный АЗС включен.
3. Убедитесь в том, что каналы LMU 8-3, LMU 1-16 включены.
4. Убедитесь в том, что система электронной индикации кабины экипажа включена.
5. Подключите гарнитуру к соответствующему разъёму на рабочем месте командира.
6. Убедитесь в том, что переключатели NORMAL/BACKUP, расположенные на левой и правой частях потолочного пульта, установлены в положение NORMAL.
7. Установите переключатель ON/OFF, расположенный на пульте управления радиосредствами командира, в положение ON.
8. Убедитесь в том, что отсутствуют следующие аварийно-сигнальные сообщения:
 - COM VHF 1 FAULT,
 - COM VHF 2 FAULT,
 - COM VHF 3 FAULT,
 - COM VHF 1 EMITTING,
 - COM VHF 2 EMITTING,
 - COM VHF 3 EMITTING.

Далее провести контроль работоспособности по алгоритму, описанному в табл. 1.3, 1.4 и 1.5.

Таблица 1.3. – Контроль работоспособности радиостанции УКВ1

Действие	Результат
1. На пульте управления радиосредствами командира: – нажмите кнопку VHF1	Загорается индикатор зелёного цвета над кнопкой VHF1. На экране ACTIVE отображается частота предыдущего сеанса связи
2. На экране STBY/CRS с помощью двойного регулятора установите частоту работающей наземной радиостанции	На экране STBY/CRS отображается установленная частота
3. Нажмите кнопку перевода частоты	На экране ACTIVE отображается установленная частота
4. На пульте управления звуком КВС: – нажмите кнопку VHF1	Загораются три зелёные линии на кнопке VHF1
5. Нажмите регуляторы VHF2, VHF3, HF1, HF2, если они находятся в отжатом положении	Гаснут световые поля регуляторов VHF2, VHF3, HF1, HF2
6. Отожмите регулятор VHF1	Загорается световое поле регулятора VHF1
7. Вращая регулятор VHF1, установите требуемый уровень громкости	Через телефоны гарнитуры разборчиво слышится радиофон

8. Установите переключатель INT/RAD в положение RAD и, удерживая его в этом положении, говорите в микрофон гарнитуры (Вы можете нажать и удерживать кнопку PTT, расположенную на левой БРУС)	Через телефоны гарнитуры разборчиво слышится голос
9. Отпустите переключатель INT/RAD (или отпустите кнопку PTT, расположенную на левой БРУС)	Переключатель INT/RAD возвращается в среднее положение

Таблица 1.4. – Контроль работоспособности радиостанции УКВ2

Действие	Результат
1. На пульте управления радиосредствами КВС: – нажмите кнопку VHF2	Загорается индикатор зеленого цвета над кнопкой VHF2. Загорается индикатор SEL. На экране ACTIVE отображается частота предыдущего сеанса связи
2. На экране STBY/CRS с помощью двойного регулятора установите частоту рабочей наземной радиостанции	На экране STBY/CRS отображается установленная частота
3. Нажмите кнопку перевода частоты	На экране ACTIVE отображается установленная частота
4. На пульте управления звуком КВС: — нажмите кнопку VHF2	Загорается три зеленые линии на кнопке VHF2
5. Нажмите регуляторы VHF1, VHF3, HF1, HF2, если они находятся в отключенном положении	Гаснут световые поля регуляторов VHF1, VHF3, HF1, HF2
6. Отключите регулятор VHF2	Загорается световое поле регулятора VHF2
7. Вращая регулятор VHF2, установите требуемый уровень громкости	Через телефоны гарнитуры разборчиво слышится радиофон
8. Установите переключатель INT/RAD в положение RAD и, удерживая его в этом положении, говорите в микрофон гарнитуры (Вы можете нажать и удерживать кнопку PTT, расположенную на левой БРУС)	Через телефоны гарнитуры разборчиво слышится голос
9. Отпустите переключатель INT/RAD (или отпустите кнопку PTT, расположенную на левой БРУС)	Переключатель INT/RAD возвращается в среднее положение

Таблица 1.5. – Контроль работоспособности радиостанции УКВ3

Действие	Результат
1. На пульте управления радиосредствами КВС: – нажмите кнопку VHF3	Загорается индикатор зеленого цвета над кнопкой VHF3. Загорается индикатор SEL. На экране ACTIVE отображается частота предыдущего сеанса связи
2. На экране STBY/CRS с помощью двойного регулятора установите частоту рабочей наземной радиостанции	На экране STBY/CRS отображается установленная частота
3. Нажмите кнопку перевода частоты	На экране ACTIVE отображается установленная частота
4. На пульте управления звуком КВС: — нажмите кнопку VHF3	Загорается три зеленые линии на кнопке VHF3
5. Нажмите регуляторы VHF1, VHF2, HF1, HF2, если они находятся в отключенном положении	Гаснут световые поля регуляторов VHF1, VHF2, HF1, HF2

6. Отожмите регулятор VHF3	Загорается световое поле регулятора VHF3
7. Вращая регулятор VHF3, установите требуемый уровень громкости	Через телефоны гарнитуры разборчиво слышится радиофон
8. Установите переключатель INT/RAD в положение RAD и, удерживая его в этом положении, говорите в микрофон гарнитуры (Вы можете нажать и удерживать кнопку PTT, расположенную на левой БРУС)	Через телефоны гарнитуры разборчиво слышится голос
9. Отпустите переключатель INT/RAD (или отпустите кнопку PTT, расположенную на левой БРУС)	Переключатель INT/RAD возвращается в среднее положение

После проведения контроля необходимо выполнить заключительные работы:

1. Установите переключатель ON/OFF, расположенный на пульте управления радиосредствами командира, в положение OFF.
2. Отключите гарнитуру.
3. Отключите от самолёта наземный источник электрического питания.

Демонтаж и монтаж приёмопередатчика ОВЧ связи

В соответствии с технологией работы перед проведением демонтажа приёмопередатчика ОВЧ связи необходимо провести комплекс подготовительных работ:

1. Выключите нижеуказанный АЗС

Таблица 1.6 – АЗС

Распределительное устройство	Обозначение АЗС		Примечание
	на распределительном устройстве	на электросхеме	
DB 28V N1	VHF 1	F1-20	для 7-R231

2. Выключите канал LMU 8-3 (для 8-R231) или LMU 1-16 (для 9-R231)).
3. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую включение вышеуказанного АЗС (для 7-R231) или каналов выключателей-предохранителей (для 8-R231, 9-R231).
4. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую работу с системой ОВЧ связи, на пульт управления радиосредствами в кабине экипажа. Для непосредственного доступа к месту установки:
 1. Откройте люк 814 (для 9-R231) или 815 (для 7-R231, 8-R231).
 2. Установите стремянку под люком 814 (для 9-R231) или 815 (для 7-R231, 8-R231).

Далее провести демонтаж или монтаж приёмопередатчика ОВЧ связи.

ВНИМАНИЕ: ПРИЕМОПЕРЕДАТЧИК СОДЕРЖИТ ЭЛЕМЕНТЫ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ К СТАТИЧЕСКОМУ ЭЛЕКТРИЧЕСТВУ. ПРИ РАБОТЕ ИСПОЛЬЗУЙТЕ АНТИСТАТИЧЕСКИЙ БРАСЛЕТ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ДЕМОНТАЖЕ И МОНТАЖЕ ПЕРЕМЕЩАЙТЕ ПРИЕМОПЕРЕДАТЧИК ТОЛЬКО ГОРИЗОНТАЛЬНО ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ КОНТАКТОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СОЕДИНИТЕЛЕЙ.

Технология демонтажа приёмопередатчика ОБЧ связи:

1. Отверните гайки обоих зажимов (2, рис.1.6.).
2. Потяните фиксаторы зажимов на себя и опустите их вместе со шпильками вниз.
3. Потяните приёмопередатчик (1) за ручку (3) на себя до расстыковки электрических соединителей (4).
4. Снимите приёмопередатчик (1) с рамы (6).
5. Установите защитные колпачки на электрические соединители приёмопередатчика и рамы.

В соответствии с технологией работы перед проведением монтажа приёмопередатчика ОБЧ связи необходимо провести комплекс подготовительных работ:

1. Убедитесь в том, что нижеуказанный АЗС выключен.

Таблица 1.7 – АЗС

Распределительное устройство	Обозначение АЗС		Примечание
	на распределительном устройстве	на электросхеме	
ВН 28V NI	VNI-1	P1-20	для 7-R231

2. Убедитесь в том, что канал LMU 8-3 (для 8-R231) или LMU 1-16 (для 9-R231) выключен.

3. Убедитесь в том, что предупредительная табличка, запрещающая включение АЗС (для 7-R231) или каналов выключателей-предохранителей (для 8-R231, 9-R231), повешена.

4. Убедитесь в том, что предупредительная табличка, запрещающая работу с системой ОБЧ связи, повешена на пульт управления радиосредствами в кабине экипажа.

Технология монтажа приёмопередатчика ОБЧ связи:

1. Очистите посадочное место приёмопередатчика на раме безворсовой тканью, смоченной растворителем НЕФРАС-С2-80/120.
2. Снимите защитные колпачки с электрических соединителей приёмопередатчика и рамы.
3. Убедитесь в отсутствии загрязнений и механических повреждений на электрических соединителях приёмопередатчика и рамы.
4. Установите приёмопередатчик (1, рис.1.6.) в направляющие профили рамы (6) и плавно подайте его от себя до стыковки электрических соединителей. (5) Поднимите шпильки вверх и накиньте фиксаторы на упоры (5) приёмопередатчика (1).
5. Заверните от руки гайки обоих зажимов (2) до упора.

ПРИМЕЧАНИЕ: Гайки заворачивайте попеременно слева и справа во избежание перекоса.

После монтажа приемопередатчика ОВЧ связи необходимо осуществить контроль работоспособности устройства. Перед проведением контроля работоспособности провести подготовительные работы:

1. Снимите предупредительную табличку и включите: автомат защиты сети VHF 1 (для 7-R231) или канал LMU 8-3 (для 8-R231) или LMU 1-16 (для 9-R231).

2. Снимите предупредительную табличку с пульта управления радиосредствами в кабине экипажа.

Далее проведите контроль работоспособности устройства в соответствии с указаниями в табл. 1.3, 1.4, 1.5.

Выполните заключительные работы:

1. Очистите зону выполнения работы, уберите инструменты и убедитесь в отсутствии посторонних предметов.

2. Уберите стремянку.

3. Закройте люк 814 (для 7-R231) или 815 (для 8-R231, 9-R231).

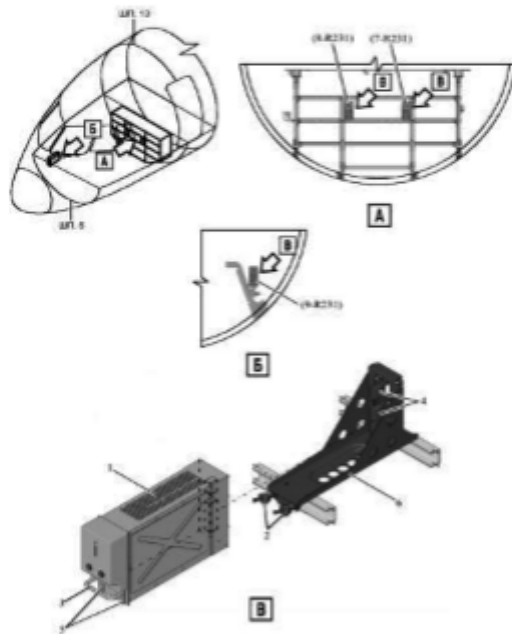


Рис. 1.6. Демонтаж и монтаж приемопередатчика ОВЧ связи

1.4. Радиостанции ВЧ диапазона

Система ВЧ связи предназначена для обеспечения дальней двусторонней голосовой связи членов экипажа с наземными диспетчерскими службами и членами экипажа других самолётов при полётах над океанами и малонаселёнными районами.

Таблица 1.8. – Местоположение компонентов системы ВЧ связи

СРЧ	Наименование компонента	Пульт управления (ПУ)	Зона	Люк, панель доступа
1-R231	Приёмопередатчик связи КВ 1	ПУ радиосредствами, вычислителя системы самолётководения, ПУ звуком	311	311AB
3-R231	Усилитель мощности связи КВ 1	-	311	311AB
6-R231	Согласующее устройство связи КВ 1	-	311	311AB

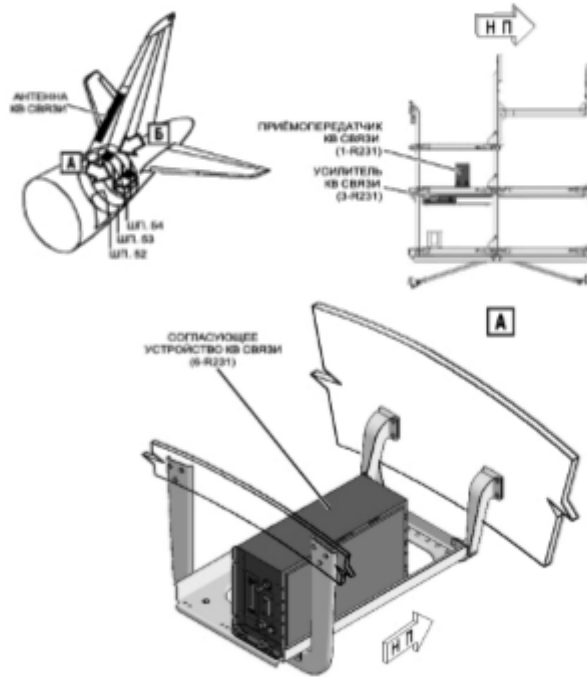


Рис.1.7. Местоположение компонентов системы ВЧ связи

В системе ВЧ связи используются стандартные режимы излучения: режим USB-модуляции и амплитудной модуляции. Режим USB-модуляции по сравнению с другими режимами является более мощным, и всё управление воздушным движением в режиме голосовой связи осуществляется с помощью USB-модуляции. Данный режим на самолёте используется по умолчанию.

Система ВЧ связи имеет встроенную стандартную систему шумоподавления SBL. Данная система шумоподавления является слоговой, и используется для голосовой связи при очень слабом уровне сигнала и высоком уровне помех.

Оборудование системы ВЧ связи имеет встроенный контроль работоспособности. Контроль осуществляется с помощью двух тестов. Первый тест проводится при включении системы ВЧ и длится 3–5 с. Второй тест выполняется постоянно во время работы системы ВЧ связи. Каждый тест контролирует различные параметры. Обнаруженные сбои заносятся в память отказов и передаются в систему предупреждения экипажа.

Приёмопередатчик (рис.1.8.) обеспечивает приём и передачу речевых сигналов в диапазоне частот от 2,0 Гц до 29,9999 МГц с дискретностью 100 Гц. Усилитель (рис.1.9.) мощности обеспечивает усиление мощности сигнала от 1 мВт до 200 Вт в диапазоне частот от 2,0 Гц до 29,9999 МГц при входном и выходном сопротивлении 50 Ом. Согласующее устройство (рис.1.10.) с помощью микропроцессорного управления обеспечивает согласование характеристик антенны с входными параметрами приёмопередатчика ВЧ связи в зависимости от выбранной частоты.

На передней панели приёмопередатчика расположены:

- электрический соединитель CONTROL для подключения питания и цифрового ввода/вывода,
- электрический соединитель EXCITER OUTPUT для подключения усилителя мощности ВЧ связи.

Усилитель мощности обеспечивает усиление мощности сигнала от 1 мВт до 200 Вт в диапазоне частот от 2,0 Гц до 29,9999 МГц при входном и выходном сопротивлении 50 Ом.

На передней панели усилителя мощности расположены:

- электрический соединитель CONTROL для подключения питания и цифрового ввода/вывода,
- электрический соединитель TRANSMITTER INPUT для подключения приёмопередатчика ВЧ связи,
- электрический соединитель TRANSMITTER OUTPUT для подключения согласующего устройства ВЧ связи.

Согласующее устройство с помощью микропроцессорного управления обеспечивает согласование характеристик антенны с входными параметрами приёмопередатчика ВЧ связи в зависимости от выбранной частоты.

На передней панели согласующего устройства расположены:

- электрический соединитель COUPLER INPUT для подключения усилителя КВ связи,

- электрический соединитель CONTROL для подключения питания и цифрового ввода/вывода,
- клапан сброса давления,
- воздушный штуцер.

На задней панели согласующего устройства расположены:

- электрический соединитель ANTENNA для подключения антенны ВЧ связи,
- заглушка вентиляционного отверстия,
- точка металлизации.

В качестве антенны ВЧ используется обшивка носовой части киля, изготовленная из алюминиевого листа.

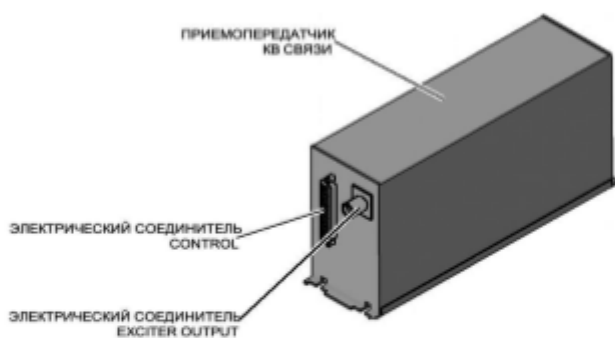


Рис. 1.8. Приёмопередатчик ВЧ связи



Рис. 1.9. Усилитель мощности ВЧ связи

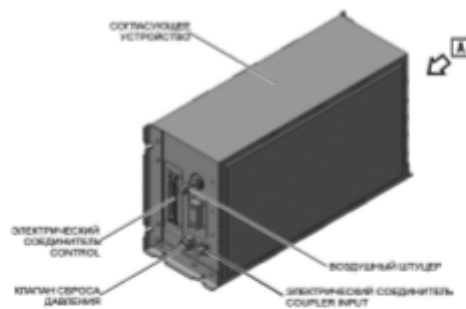


Рис.1.10. Согласующее устройство ВЧ связи

Режим передачи и приема радиостанций

Для осуществления голосовой связи с наземной диспетчерской службой в первую очередь следует настроить рабочую частоту на пульте управления радиосредствами. Сначала необходимо выбрать систему ВЧ связи кнопкой HF1. Затем регулятором установить резервную частоту, отображающуюся на экране STBY/CRS. Для перевода резервной частоты в рабочую необходимо нажать кнопку переключения частоты. После этого заданная частота отобразится на экране ACTIVE. Для переключения режима передачи используется кнопка AM.

Пульт управления радиосредствами является несовместимым с системой ВЧ связи относительно ARINC 429 label 37, поэтому для их совмещения на самолёте применена специальная конфигурация с использованием программных приложений центрального вычислителя. Центральный вычислитель запрашивает с шины пульта данные, которые необходимо корректировать, и передаёт их в обе системы ВЧ связи для приведения в соответствие с необходимыми характеристиками согласования.

Для повышения надежности функции связи центрального вычислителя DCA2.1 дублируется DCA1.1 со стороны командира, и DCA2.2 дублируется DCA1.2 со стороны второго пилота. Каждое устройство центрального вычислителя соединено со всеми шинами связи COM (1 и 2) и с дискретной компонентой выбора COM-порта, которая определяет порт приёма ВЧ-настройки.

После настройки частоты необходимо на пульте управления звуком выбрать канал передачи кнопкой HF1. После этого для передачи голосового сообщения необходимо нажать и удерживать кнопку PTT на боковой ручке управления самолётом. Аудио сигнал и сигнал PTT через блок усиления и коммутации поступают в приёмопередатчик ВЧ связи. Сигнал PTT активирует режим передачи, при котором приёмопередатчик преобразовывает аудио сигнал в ВЧ сигнал. ВЧ сигнал вместе с информацией о настройке поступает

в усилитель мощности и далее в согласующее устройство. Согласующее устройство производит настройку антенны на выбранную частоту.

В случае если согласующее устройство ранее было настроено на рабочую частоту, то оно использует сохраненную в памяти информацию о настройке и согласовывает антенну менее чем за 50 мс. Согласующее устройство передает ВЧ сигнал на антенну, которая излучает его в пространство в виде радиоволн.

В случае потери возможности получить данные настройки, например при отказе обоих пультов управления радиосредствами и обоих вычислителей системы самолётовождения, система ВЧ связи через 30 с автоматически переходит на резервную частоту 2182 кГц.

Для осуществления приёма необходимо на пульте управления звуком выбрать канал приёма кнопкой HF1. Принятый ВЧ сигнал поступает из антенны в согласующее устройство, затем в усилитель мощности, и далее в приёмопередатчик. Приёмопередатчик передает аудио сигнал в блок усиления и коммутации, который далее передает его на громкоговорители кабины экипажа или гарнитуру экипажа.

С помощью пульта управления радиосредствами осуществляется настройка приёмопередатчика ВЧ связи. Выбор необходимой радиостанции для последующей его настройки осуществляется с помощью кнопки HF1. После выбора радиостанции над кнопкой загорается индикатор в виде зелёной стрелки. Частоты выбранной радиостанции отображаются на двух экранах. Экран STBY/CRS отображает резервную частоту. Экран ACTIVE отображает рабочую частоту.

Двойной регулятор осуществляет изменение резервной частоты радиостанции ВЧ связи в диапазоне частот от 2,0 до 29,9999 МГц. Кнопка, расположенная между экранами, осуществляет переключение между резервной и рабочей частотой.

Кнопка AM осуществляет переключение между режимами излучения системы ВЧ связи. При нажатии на кнопку система ВЧ связи переключается из режима USB-модуляции в режим амплитудной модуляции.

Индикатор SEL загорается на обоих пультах при выборе радиостанции, предназначенной для обеспечения радиосвязи другого пилота.

В случае неисправности или выключения обоих пультов управления радиосредствами, настройка частот может осуществляться с помощью вычислителя системы самолётовождения.

С помощью пульта управления звуком осуществляется выбор канала радиосвязи для приёма и передачи звукового сигнала.

Кнопка передачи HF1 осуществляет активацию соответствующего канала ВЧ связи для передачи звукового сигнала и приёма вызова. При выборе канала радиосвязи на соответствующей кнопке загораются три зелёные линии.

Кнопка приёма HF1 осуществляет включение прослушивания соответствующей радиостанции ВЧ связи и производит изменение уровня громкости. Кнопка приёма имеет световое поле, которое подсвечивается при отжатом положении. При нажатии на кнопку световое поле гаснет, а

прослушивание канала радиостанции отключается. При вращении кнопки производится изменение уровня громкости. Переключатель INT/RAD имеет нажимное положение RAD для активации режима передачи по выбранному каналу (функция PTT).

При неисправности или отказе оборудования предусмотрены аварийно-сигнальные оповещения (см. табл. 1.9).

Таблица 1.9. - Аварийно-сигнальные сообщения

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
COM HF 1 FAULT	Предупреждающая	Отказ радиостанции KB1
COM HF 1 EMER	Предупреждающая	Радиостанция KB1 находится в режиме EMER

Таблица 1.10. – Контроль работоспособности радиостанции ОБЧ

Действие	Результат
1. На пульте управления радиосредствами КВС: – нажмите кнопку HF1	Загорается индикатор зеленого цвета над кнопкой HF1. На экране ACTIVE отображается частота принимающего сеанса связи.
2. На экране STBY/CRS с помощью двойного регулятора установите частоту работающей наземной радиостанции	На экране STBY/CRS отображается установленная частота.
3. Нажмите кнопку перевода частоты	На экране ACTIVE отображается установленная частота.
4. На пульте управления звуком командира: – нажмите кнопку HF1	Загораются три зеленые линии на кнопке HF1
5. Нажмите регуляторы VHF1, VHF2, VHF3, HF2, если они находятся в отключенном положении	Гаснут световые поля регуляторов VHF1, VHF2, VHF3, HF2
6. Отключите регулятор HF1	Загорается световое поле регулятора HF1
7. Вращая регулятор HF1, установите требуемый уровень громкости	Через телефон гарнитур разборчиво слышится радиосвязь
8. Установите переключатель INT/RAD в положение RAD и, удерживая его в этом положении, говорите в микрофон гарнитур (Вы можете нажать и удерживать кнопку PTT, расположенную на левой боковой ручке управления самолетом)	Через телефон гарнитур разборчиво слышится голос
9. Отпустите переключатель INT/RAD (или отпустите кнопку PTT, расположенную на левой боковой ручке управления самолетом)	Переключатель INT/RAD возвращается в среднее положение.

После проведения контроля необходимо выполнить заключительные работы:

1. Установите переключатель ON/OFF, расположенный на пульте управления радиосредствами командира, в положение OFF.
2. Отключите гарнитуру.
3. Отключите от самолета наземный источник электрического питания

Демонтаж и монтаж приёмопередатчика ВЧ связи

Технология демонтажа и монтажа приёмопередатчика ВЧ связи:

В соответствии с технологией работы перед проведением демонтажа антенны ОБЧ связи необходимо провести комплекс подготовительных работ:

1. Выключите канал LMU 9-1.
 2. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую включение вышеуказанного канала выключателей-предохранителей.
 3. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую работу с системой электроснабжения, на пульт управления ELEC.
 4. Откройте люк 311AB.
 5. Установите стремлянку под люком 311AB
- Технология демонтажа приёмопередатчика ВЧ связи:
1. Удалите контрольную проволоку с гаек обоих зажимов (4, см. Рисунок 1.11).
 2. Отсоедините электрические соединители (2) и (5) от приёмопередатчика (1).
 3. Установите защитные колпачки на электрические соединители (2), (5) и их ответные части на приёмопередатчике.
 4. Отверните гайки обоих зажимов (4).
 5. Потяните фиксаторы зажимов на себя и опустите их вместе со шпильками вниз.
 6. Снимите приёмопередатчик (1) с рамы (3).
- Технология монтажа приёмопередатчика ВЧ связи:
1. Убедитесь в том, что канал LMU 9-1 выключен.
 2. Убедитесь в том, что предупредительная табличка, запрещающая включение канала выключателя-предохранителя, повешена.
 3. Убедитесь в том, что предупредительная табличка, запрещающая работу с системой электроснабжения, повешена на пульт управления ELEC. В. Монтаж приёмопередатчика ВЧ связи (1, см. Рисунок 1.11). Очистите посадочное место приёмопередатчика на раме безворсовой тканью, смоченной растворителем НЕФРАС-С2-80/120.
 4. Установите приёмопередатчик (1) в направляющие профили рамы (3) и плавно подайте его от себя до упора.
 5. Поднимите шпильки вверх и накиньте фиксаторы на упоры приёмопередатчика (1).
 6. Заверните от руки гайки обоих зажимов (4) до упора. ПРИМЕЧАНИЕ: Гайки заворачивайте попеременно слева и справа во избежание перекоса. (5) Снимите защитные колпачки с электрических соединителей.
 7. Убедитесь в отсутствии загрязнений и механических повреждений на электрических соединителях.
 8. Подсоедините электрические соединители (2) и (5) к приёмопередатчику (1).
 9. Законтрите гайки обоих зажимов (4).
 10. Произведите подготовку к контролю работоспособности (1).
 11. Снимите предупредительную табличку и включите канал LMU 9-1.

12. Снимите предупредительную табличку с пульта управления системы электроснабжения ELEC.

Далее проведите контроль работоспособности устройства в соответствии с указаниями в табл. 1.10.

Выполните заключительные работы:

1. Очистите зону выполнения работы, уберите инструменты и убедитесь в отсутствии посторонних предметов.

2. Уберите стремянку.

3. Закройте люк 311AB.

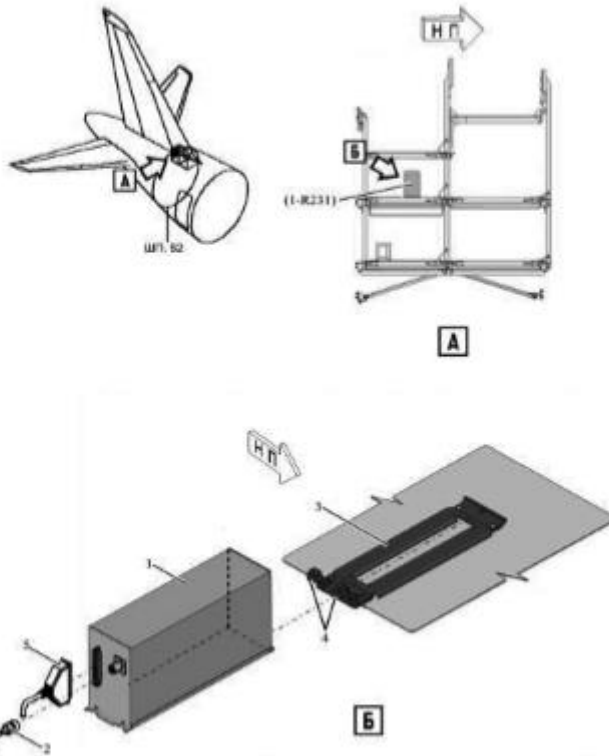


Рис. 1.11. Демонтаж и монтаж приёмопередатчика ВЧ связи

Демонтаж и монтаж согласующего устройства ВЧ связи

В соответствии с технологией работы перед проведением демонтажа антенны ВЧ связи необходимо провести комплекс подготовительных работ:

1. Выключите канал LMU 10-2.
2. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую включение вышеуказанного канала выключателя-предохранителя.
3. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую работу с системой электроснабжения, на пульт управления ELEC.
4. Откройте люк 311AB.
5. Установите стремянку под люком 311AB.

ВНИМАНИЕ: СОГЛАСУЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО СОДЕРЖИТ ЭЛЕМЕНТЫ, ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ К СТАТИЧЕСКОМУ ЭЛЕКТРИЧЕСТВУ. ПРИ РАБОТЕ ИСПОЛЬЗУЙТЕ АНТИСТАТИЧЕСКИЙ БРАСЛЕТ.

Технология демонтажа согласующего устройства ВЧ связи:

1. Удалите контровочную проволоку с гаек обоих зажимов (3).
2. Отсоедините электрические соединители (1), (4), (7) от согласующего устройства (2).
3. Установите защитные колпачки на электрические соединители (1), (4), (7) и их ответные части на согласующем устройстве.
4. Снимите гайку (5), шайбу (6), и перемычку металлизации (8).
5. Отверните гайки обоих зажимов (3).
6. Потяните фиксаторы зажимов на себя и опустите их вместе со шпильками вниз.
7. Снимите согласующее устройство (2) с рамы.

В соответствии с технологией работы перед проведением монтажа антенны ВЧ связи необходимо провести комплекс подготовительных работ:

1. Убедитесь в том, что канал LMU 10-2 выключен.
2. Убедитесь в том, что предупредительная табличка, запрещающая включение канала выключателя-предохранителя, повешена.
3. Убедитесь в том, что предупредительная табличка, запрещающая работу с системой электроснабжения, повешена на пульт управления ELEC.

Технология монтажа согласующего устройства ВЧ связи:

1. Очистите посадочное место согласующего устройства на раме безворсовой тканью, смоченной растворителем НЕФРАС-С2-80/120.
2. Установите согласующее устройство (2) в направляющие профили рамы и плавно подайте его от себя до упора.
3. Поднимите шпильки вверх и накиньте фиксаторы на упоры согласующего устройства (2).
4. Заверните от руки гайки обоих зажимов (3) до упора. **ПРИМЕЧАНИЕ:** Гайки заворачивайте попеременно слева и справа во избежание перекоса.
5. Установите перемычку металлизации (8), шайбу (6) и гайку (5).

6. Снимите защитные колпачки с электрических соединителей.
 7. Убедитесь в отсутствии загрязнений и механических повреждений на электрических соединителях.
 8. Подсоедините электрические соединители (1), (4), (7) к согласующему устройству (2).
 9. Законтрите гайки обоих зажимов (3).
- Выполните контроль работоспособности:
1. Снимите предупредительную табличку и включите канал LMU 10-2.
 2. Снимите предупредительную табличку с пульта управления системы электроснабжения ELEC.
 3. Произведите контроль работоспособности системы ВЧ связи в соответствии с табл. 1.10.
- Выполните заключительные работы:
1. Очистите зону выполнения работы, уберите инструменты и убедитесь в отсутствии посторонних предметов.
 2. Уберите стремянку.
 3. Закройте люк 311AB.

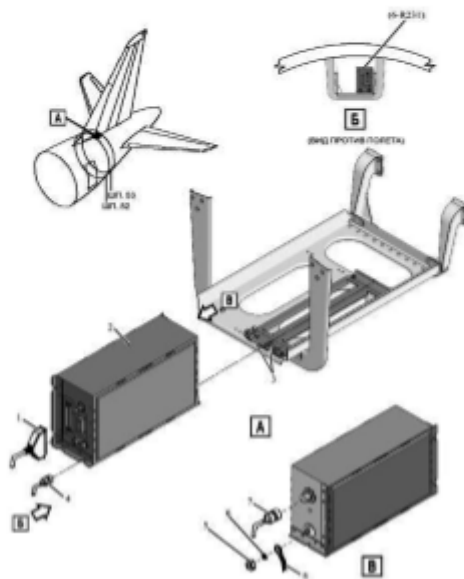


Рис.1.12. Демонтаж и монтаж согласующего устройства ВЧ связи

1.5. Система передачи данных и автоматического вызова

Система передачи данных и автоматического вызова включает в себя:

- систему обмена данными,
- систему избирательного вызова.

Система обмена данными (Aircraft Communications and Reporting System далее по тексту «ACARS») предназначена для обеспечения автоматизированного информационного обмена между самолётом и наземными службами обеспечения полётов, снижения нагрузки на пилотов и уменьшения загруженности радиозфира.

Таблица 1.11. – Местоположение компонентов системы обмена данными

CFI	Наименование компонента	Путь управления (ПУ)	Зона	Лок. память доступа
1-R232	Блок управления системы обмена данными	1. Пульт управления радиосредствами. 2. Вычислитель системы самолётовождения	117	815
2-R232	Модуль конфигурации системы обмена данными		117	121

Система ACARS обеспечивает связь членов экипажа с наземными диспетчерскими службами (далее по тексту «наземные службы») в диапазоне частот от 118 МГц до 136,975 МГц с дискретностью 25 кГц. Связь осуществляется в виде сообщений по линии «борт-земля-борт».

Система ACARS обеспечивает следующие функции:

- функция передачи данных. Данную функцию на самолёте выполняет приёмопередатчик ОБЧ связи (УКВЗ). Сигналы от УКВЗ поступают в блок управления системы обмена данными (далее по тексту «блок управления») в виде сообщений от наземных служб. После получения сообщения с земли блок управления обрабатывает его и направляет на страницы полученных сообщений на вычислители системы самолётовождения (ВСС) с заметкой в строке сообщений. Экипаж также может отправлять сообщения наземным службам.

- функция маршрутизатора. С помощью данной функции назначается приоритет сообщений по линии «борт-земля».

- функция цифровой связи по каналу «диспетчер – пилот» (Controller Pilot Data Link Communication далее по тексту «функция CPDLC»). Функция CPDLC реализует связь между наземными службами и экипажем в целях управления воздушным движением (УВД) с использованием линии передачи данных DATALINK и позволяет обмениваться запросами, отчётами, текстовыми или другими видами сообщений, согласно спецификации FANC I/A.

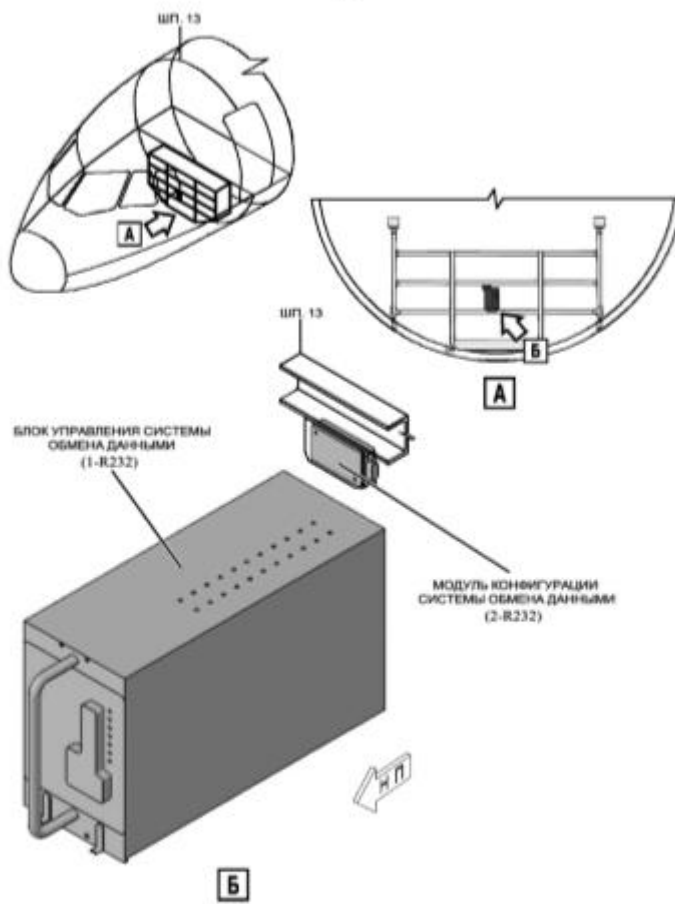


Рис.1.13. Местоположение компонентов системы обмена данными

Дополнительно функция CPDLC обеспечивает:

- прием, отображение, распечатку и хранение сообщений;

- возможность экипажу отвечать на сообщения, запрашивать диспетчерские разрешения и информацию, предоставлять информацию и объявлять о возникновении или аннулировании аварийной ситуации;
- информирование экипажа об успешной передаче или о нарушении доставки сообщения наземным службам;
- информирование экипажа о готовности использования функции CPDLC;
- распознавание экипажем наземной службы УВД;
- автоматическое уведомление диспетчера УВД о готовности использования функции CPDLC;
- выдачу сообщений экипажу о причине отказа в случае отклонения запроса функции CPDLC;
- использование специальных меток в сообщениях (метки СРОЧНОСТЬ и СТАДИЯ ТРЕВОГИ);
- набор сообщений с использованием предустановленного перечня сообщений, или сообщений, содержащих произвольный текст, или посредством сочетания обоих методов;
- выдачу предупреждающей сигнализации экипажу в случае невозможности дальнейшего функционирования.

Блок управления является основным элементом системы (рис.1.14). На передней стороне блока расположена ручка для переноски, кнопка запуска встроенного контроля, слот для установки программного обеспечения (ПО) с карты памяти, электрический соединитель для установки ПО при использовании кабель переходника (слот и электрический соединитель закрыты защитной крышкой) и семь индикаторов:

- CMU PASS. Индикатор горит зелёным цветом при работоспособном блоке;
- HW FAIL. Индикатор горит красным цветом при отказавшем блоке или после нажатия кнопки запуска встроенного контроля;
- LOAD SW. Индикатор горит жёлтым цветом, когда требуется обновления ПО или базы данных;
- XFER BUSY. Индикатор мигает жёлтым цветом во время загрузки ПО;
- XFER COMP. Индикатор горит зелёным цветом, если загрузка ПО завершилась успешно;
- XFER FAIL. Индикатор горит красным цветом, если во время загрузки ПО блок управления обнаружил ошибку. Индикатор продолжает гореть до тех пор, пока загрузка ПО не возобновится;
- APM FAIL. Индикатор горит красным цветом при отказе модуля конфигурации системы обмена данными.

Блок управления состоит из:

- модуля питания, который преобразует входное однофазное напряжение 115 В частотой 400 Гц в напряжения постоянного тока 12 В, 15 В и 5 В, необходимые для работы блока управления;
- модуля главного процессора, выполняющего основные вычислительные операции и обработку информации;

- модуля ввода/вывода, необходимого для согласованной работы между модулями блока управления;
- модуля дискретных сигналов, который преобразует дискретные сигналы, поступающие на вход блока управления;
- модульной платы, имеющей гнезда для установки в неё других модулей.

Для реализации функций информационного обмена по линии «борт-земля», «земля-борт» в блок управления должно быть загружено ПО. ПО включает в себя системное ПО (базовое ПО и прикладное ПО) и базы данных.

ПРИМЕЧАНИЕ: Блок управления поставляется изготовителем без установленного ПО. При установке на самолёт нового блока, или блока, ранее эксплуатировавшегося на другом типе самолета, должна быть произведена загрузка требуемых версий ПО. В процессе загрузки ПО в первую очередь загружаются базовое и прикладное ПО, а потом базы данных. Если сначала будут загружены базы данных, то невозможно будет потом загрузить системное ПО. Загрузка ПО в блок управления производится посредством БСТО.

Блок управления является самолётным маршрутизатором для вычислительной системы самолётовождения, БСТО, системы регистрации параметрической информации. Блок управления получает от этих систем в последовательном коде данные, необходимые для функционирования системы ACARS.

Для обеспечения передачи и приёма информации по радиоканалу блок управления взаимодействует с УКВ3. УКВ3 работает в режиме передачи данных и управляется блоком управления. Для управления УКВ3 блок управления передает в него данные о частоте настройки в последовательном коде, а также дискретные команды выбора канала (порта) управления, выбора режима «речь/данные», включения передачи в режиме «данные».

Для обеспечения распечатки принимаемых и передаваемых системой ACARS сообщений, а также некоторых страниц меню вычислителя самолётовождения, блок управления взаимодействует с принтером A4 (на самолётах с установленной опцией № 3133-101) или с принтером A5 (на самолётах с установленной опцией № 3133-102).

Модуль конфигурации системы обмена данными (рис.1.16) представляет собой электронное устройство, предназначенное для хранения конфигурационных данных самолёта (регистрационный номер самолета, тип двигателя). Модуль конфигурации размещается на монтажной раме блока управления и подключается непосредственно к блоку управления. Модуль конфигурации программируется через вычислителя самолётовождения. Модуль конфигурации запитывается постоянным током напряжением 28 В от блока управления.

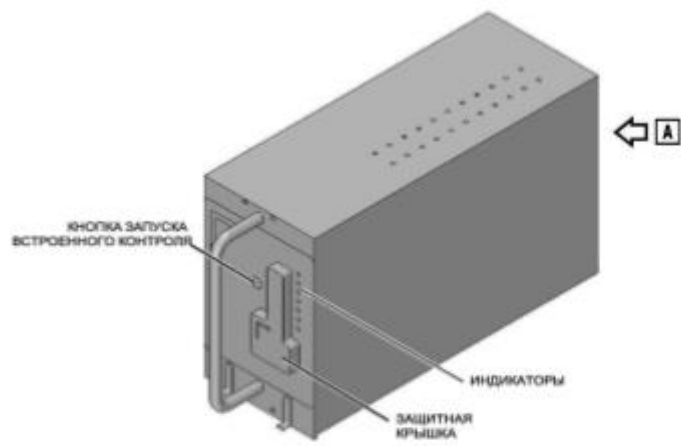


Рис. 1.14. Блок управления системы обмена данными

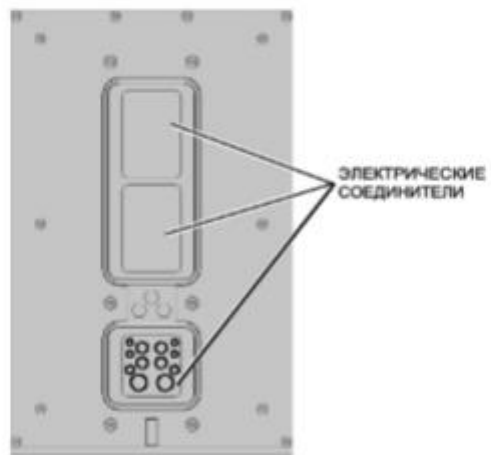


Рис. 1.15. Электрические соединители блока управления системы обмена данными

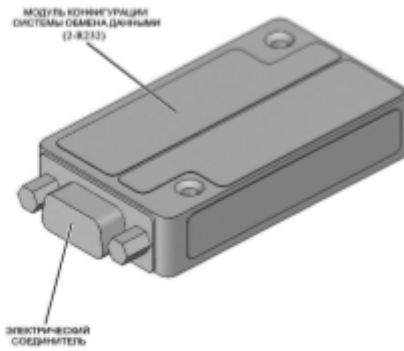


Рис.1.16. Модуль конфигурации системы обмена данными

Система ACARS осуществляет связь с другими системами самолёта как через систему центрального вычислителя, так и прямыми связями посредством шин ARINC и каналов дискретных сигналов.

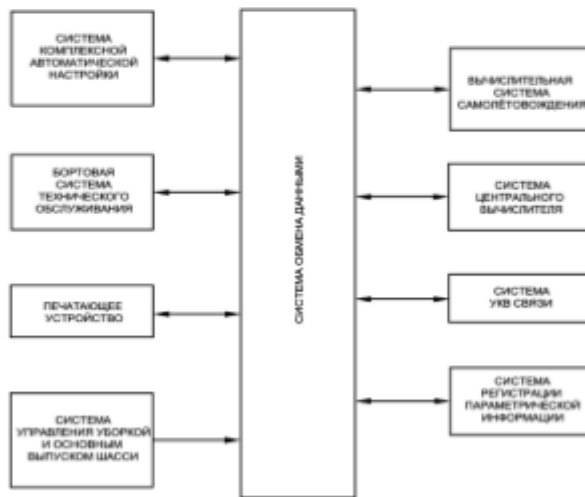


Рис.1.17. Интерфейс системы обмена данными

Режимы работы

Для связи с наземными службами экипаж сначала настраивает УКВЗ посредством MCDU на странице ACARS DATA FREQ. Для подтверждения установления канала передачи сообщений блок управления отправляет наземным службам тестовое сообщение. Результатом установления канала передачи является получение тестового сообщения от наземных служб.

Каждый тип сообщения, отправляемого блоком управления, имеет свой идентификатор. Наземные службы определяют тип сообщения и перенаправляют его эксплуатанту. Далее сообщение обрабатывается эксплуатантом. Время между отправкой и его обработкой эксплуатантом не превышает 20 с.

Все сообщения набираются экипажем с помощью вычислителей BCC. Сообщения передаются блоками длиной 220 символов. Если сообщение больше, чем 220 символов, то оно разбивается на несколько блоков. Каждое сообщение может включать в себя максимум 16 блоков. В системе ACARS имеются протоколы, поддерживающие повторную отправку недоставленных сообщений.

При составлении сообщений применяются следующие символы:

– Буквы: ABCDEFGHIJKLMNOPQRSTUVWXYZ (только прописные);

– Цифры: 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 0;

– Другие символы: ' ? : () . , ' = / +.

Режим «земля-борт».

В режиме «земля-борт» сообщения от наземных служб принимаются УКВЗ и передаются в блок управления, а затем проверяет сообщение и сохраняет его или перенаправляет в связанные системы. Полученные сообщения экипаж просматривает на экране вычислителя BCC в строке RECEIVED MESSAGES или может распечатать на принтере A4 (на самолётах с установленной опцией № 3133-101) или на принтере A5 (на самолётах с установленной опцией № 3133-102).

Функция CPDLC

Для набора, отправки и считывания сообщений экипаж использует BCC1 KBC или BCC2 второго пилота. Для активации функции CPDLC и вызова страницы ATC INDEX 1/1 (рис.1.18.) необходимо нажать кнопку-табло ATC на пульте сигнализации KBC или второго пилота, при этом на левом (правом) экране MCDU появляется страница ATC INDEX 1/1. На данной странице экипаж выбирает тип сообщения, настраивает канал CPDLC, переходит к журналу сообщений. Страница ATC INDEX 1/1 позволяет экипажу выбрать путем нажатия соответствующих селективных кнопок строки форматы страниц меню ATC INDEX 1/1, приведённые в табл. 1.12.

Таблица 1.12. – Страницы меню ATC INDEX 1/1

Кнопка	Наименование	Выполняемая функция
1L	EMERGENCY	Вызов страницы экстренных отчетов
2L	REQUEST	Вызов страницы запросов наземных служб
3L	REPORT	Вызов отчетов наземных служб
4L	LOG	Вызов страницы журнала сообщений наземных служб
5L	LOGON/STATUS	Вызов страницы LOGON/STATUS
1R	POS REPORT	Вызов страницы POS REPORT
2R	WHEN CAN WE	Вызов страницы WHEN CAN WE
4R	CLEARANCE	Вызов страницы VERIFY REQUEST X/Y. Запросы разрешений от наземных служб
5R	VOICE	Вызов страницы речевых запросов VERIFY REQUEST X/Y
6R	PRINT LOG	Распечатка журнала сообщений наземных служб на принтере

Дополнительно экипаж может наблюдать за данными текущего обслуживающего центра наземных служб, следующего центра наземных служб и отключать канал CPDLC на странице ATC LOGON/STATUS (см. рис.1.18.). Страница ATC LOGON/STATUS позволяет экипажу выполнить процедуру регистрации:

- ввод номера рейса (кнопка 2L),
- ввод номера регистрации ВС (кнопка 3L),
- ввод кода ИКАО наземной службы в поле LOGON TO (кнопка 1L).

Процесс регистрации занимает от 15 до 45 мин.

После ввода информации о параметрах полета система ACARS автоматически настраивает канал передачи данных, информируя об этом экипаж загоранием надписи READY на месте кнопки 6R. В случае потери соединения в поле кнопки 6R загорается надпись NO COMM, а в поле сообщений MCDU загорается сообщение DATA LINK COM LOST белого цвета. Параметры, индицируемые на странице ATC LOGON/STATUS, перечислены в табл. 1.13.

Таблица 1.13. – Параметры на странице ATCLOGON/STATUS

Кнопка	Наименование	Выполняемая функция
4L	ATC SELECT OFF	Отключение связи с текущими наземными службами. При повторном нажатии отключает связь от последующих наземных служб (если таковые есть). Поле остается пустым если соединение CPDLC не активно
2R	MAX U/L DELAY	Отображение максимального значения задержки входящего сообщения. Значение может быть от 1 до 9999. В случае если разницa между меткой времени сообщения и временем его получения превышает значение задержки, на MCDU загорается сообщение MAX U/L DELAY EXCEEDED

3R	ATC CTR	Отображение четырехзначного идентификатора активного центра наземных служб. При этом в поле кнопки IL загорается символ —, а поле кнопки IR остается пустым
4R	NEXT CTR	Отображение четырехзначного идентификатора следующего центра наземных служб, когда он известен. В противном случае поле остается пустым. Когда соединение с активным центром наземных служб прервано, следующий центр становится активным

Страница ATC LOG (см. рис.1.20.) позволяет экипажу просмотреть статус и время принятых (UPLINK ↑) и переданных (DOWNLINK ↓) сообщений.

Принятые сообщения имеют один из шести статусов:

- NEW. Сообщение ожидает просмотра экипажем;
- OLD. Сообщение просмотрено экипажем и не требует ответа;

- OPEN. Сообщение просмотрено экипажем и требует ответа. Статус OPEN остается за сообщением если экипаж не отправил ответ или ответ отправлен, но не получено подтверждение наземных служб;

- ACCEPTED. Сообщение просмотрено экипажем и требует ответа. Статус ACCEPTED остается за сообщением если экипаж подтвердил сообщение и получено подтверждение наземных служб об отправке положительного ответа;

- REJECTED. Сообщение просмотрено экипажем и требует ответа. Статус REJECTED остается за сообщением если экипаж отклонил сообщение и получено подтверждение наземных служб об отправке отрицательного ответа;

- ABORTED. Сообщение прервано из-за потери связи с текущими наземными службами. Отправленные сообщения имеют один из семи статусов:

- SENDING. Отправка сообщения (выбраны команды SEND или RESEND). Подтверждение наземных служб не получено;

- NO ACK – выбраны команды SEND or RESEND, подтверждение сети не получено в течение установленного периода времени. Сообщение не считается ожидающим;

- SENT. Сообщение отправлено (выбраны команды SEND or RESEND) и получено подтверждение от наземных служб;

- OPEN. Сообщение отправлено (выбраны команды SEND or RESEND). Статус OPEN остается за сообщением если не получено подтверждение от наземных служб или получен ответ STANDBY;

- DEFERRED. Получен ответ от наземных служб REQUEST DEFERRED (запрос задержан);

- RESPONSE RCVD. Получен ответ от наземных служб отличный от STANDBY или REQUEST DEFERRED.



Рис.1.18. Пример страницы ATC INDEX



Рис.1.19. Пример страницы ATC LOGON/STATUS

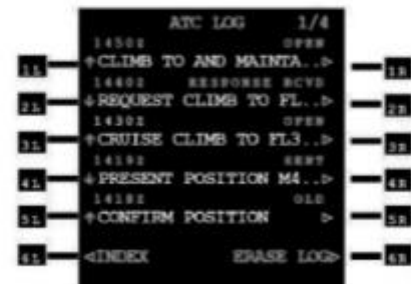


Рис.1.20. Пример страницы ATC LOG

Органы управления и индикация

Пульты сигнализации расположены на приборной доске и служат для активации функции CPDLC. После нажатия на кнопку-табло ATC MSG левого (правого) пульта сигнализации на левом (правом) MCDU появляется страница ATC INDEX. Дополнительно на кнопке-табло ATC MSG загорается надпись ATC MSG, уведомляя экипаж о принятом сообщении от наземных служб УВД. Одновременно с загоранием надписи ATC MSG в громкоговорителях кабины экипажа раздается тоновый сигнал. Уведомление экипажа о принятом сообщении от наземных служб УВД заблокировано на следующих фазах полёта:

- достижение взлетной мощности двигателей,
- достижение скорости 148 км/ч,
- отрыв от ВПП,
- снижение до высоты 244 м,
- касание ВПП.

Индикация о принятом сообщении на данных фазах полёта выводится на дисплей PFD (мигает сообщение FMS MSG) и на MCDU (горит сигнализатор MSG).

Таблица 1.14. – Индикация дисплея PFD

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
COM DATALINK FAULT	Предупреждающее	Отказ системы обмена данными
ATC MSG	Уведомляющее	Получено сообщение от наземных служб УВД
FMS DATALINK MSG	Уведомляющее	Получено сообщение от наземных служб через вычислительную систему самолётовождения
CMU DATALINK MSG	Уведомляющее	Получено сообщение от наземных служб

Контроль работоспособности системы обмена данными

Перед осуществлением контроля работоспособности необходимо выполнить подготовительные работы.

1. Подключите к самолёту наземный источник электрического питания.
2. Убедитесь в том, что нижеуказанные АЗС включены.

Таблица 1.15. – АЗС

Распределительное устройство	Обозначение АЗС	
	на распределительном устройстве	на электросхеме
DB 28V N1	RMP1	F1-22
DB 28V N1	ACP1	F1-25
DB 28V N1	RCAU CAPT	F1-35
DB 28V N2	RCAU F/O	F2-19
DB 28V N2	ACP2	F2-20
DB 28V N2	FMS1	F2-47
DB 115V N1	CMU	F5-32

3. Убедитесь в том, что каналы LMU 2-1, LMU 3-15, LMU 5-9 и LMU 7-7 включены.

4. Установите переключатель ON/OFF, расположенный на пультах управления радиосредствами, в положение ON.

5. Убедитесь в том, что система электронной индикации кабины экипажа включена.

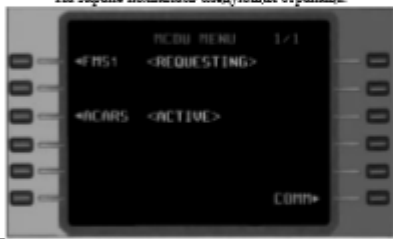
6. Убедитесь в том, что на дисплее EWD отсутствует аварийно-сигнальное сообщение COM VHF 3 FAULT жёлтого цвета.

7. Откройте люки 814 и 815.

8. Установите стремянку под люком 814.

9. Установите стремянку под люком 815.

Таблица 1.16. – Технология контроля работоспособности системы обмена данными

Действие	Результат
1. На пультах управления радиосредствами нажмите кнопку VHF3 и выберите на экране ACTIVE надпись DATA.	
2. На локот (правом) MCDU нажмите кнопку MENU	<p>На экране появилась следующая страница:</p> 
3. На передней панели приёмопередатчика УКВ3 нажмите кнопку TEST	Загорелся индикатор PASS зелёного цвета
4. На передней панели блока управления системы обмена данными нажмите кнопку запуска встроенного контроля	Загорелся индикатор CMU PASS зелёного цвета и индикатор HW FAIL красного цвета
5. Убедитесь в том, что индикатор HW FAIL красного цвета погас	

Выполните заключительные работы:

1. Очистите зону выполнения работы, уберите инструменты и убедитесь в отсутствии посторонних предметов.

2. Уберите стремянки.

3. Закройте люк 814 и 815.

Система избирательного вызова

Система избирательного вызова (далее по тексту «SELCAL») предназначена для автоматического вызова экипажа наземными диспетчерскими службами и облегчения работы экипажа (рис.1.21.,1.22.).

Таблица 1.17. – Местоположение компонентов системы избирательного вызова

С/Ч	Наименование компонента	Пульт управления (ПУ)	Зона	Лок, панель доступа
3-R.232	Декодер системы избирательного вызова		117	815
4-R.232	Блок управления системы избирательного вызова		117	815

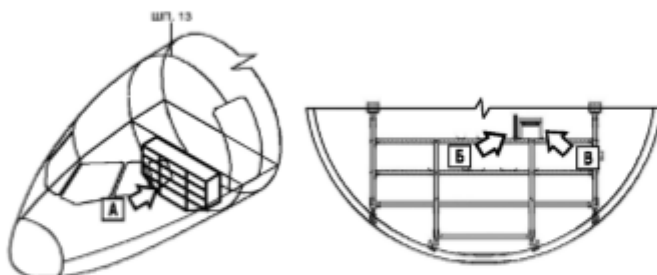


Рис.1.21. Местоположение компонентов системы

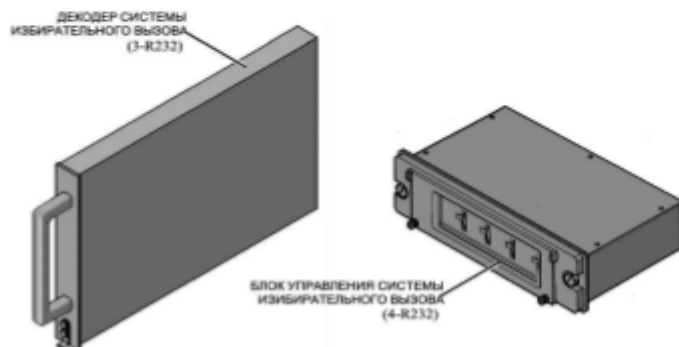


Рис.1.22. Декодер системы избирательного вызова и блок управления системы избирательного вызова

Каждому самолёту, оснащённому системой SELCAL, присваивается опознавательный код. Код состоит из двух последовательных тональных импульсов, каждый импульс включает в себя сочетание двух частот. Продолжительность импульсов составляет $(1 \pm 0,25)$ секунд с интервалом $(0,2 \pm 0,1)$ секунды. Каждая частота представлена буквой и закодирована в двоично-десятичном коде. Опознавательный код набирается на панели блока управления системы избирательного вызова.

Описание основных компонентов.

Декодер системы избирательного вызова (далее по тексту «декодер») обеспечивает приём сигналов запроса от наземных диспетчерских служб, их дальнейшее сравнение с опознавательным кодом и выдачу сигналов в блок усиления и коммутации. На передней панели декодера расположена ручка для переноски, кнопка запуска встроенного контроля и два индикатора:

- GO. Индикатор горит зелёным цветом после завершения встроенного контроля в течение $(1 \pm 0,5)$ с при работоспособном декодере;
- NO GO. Индикатор горит красным цветом после завершения встроенного контроля в течение $(1 \pm 0,5)$ с при отказавшем декодере.

На задней панели декодера расположены электрические соединители и фильтры электропитания.

Декодер состоит из:

- модуля питания, который преобразует входное напряжение 28 В в напряжения постоянного тока 12 В, 15 В и 5 В, а также обеспечивает защиту от обратной полярности элементы декодера;
- модуля главного процессора. В модуле расположены главный процессор, выполняющий основные вычислительные операции и обработку информации, оперативное запоминающее устройство, программируемое постоянное запоминающее устройство, дешифратор и схема встроенного контроля;
- модуля ввода, выполняющего преобразование входных дискретных сигналов;
- аналого-цифрового преобразователя, который преобразует низкочастотные сигналы, воспринимаемые от приёмопередатчиков ОБЧ и ВЧ связи;
- модуля вывода, выполняющего преобразование выходных дискретных сигналов.

Декодер имеет функцию встроенного контроля. При нажатии на кнопку запуска встроенного контроля происходит имитация вызова самолёта с земли и проверка всех модулей (за исключением модуля питания) и аналого-цифрового преобразователя. В течение встроенного контроля на передней панели декодера горят индикаторы GO и NO GO и на пультах управления звуком мигают надписи CALL.

Блок управления системы избирательного вызова (далее по тексту «блок управления») предназначен для набора и отображения опознавательного кода самолёта. Код набирается с помощью кодирующих дисков и состоит из латинских букв от A до S (за исключением I, N и O).

Система SELCAL позволяет запросить самолёт если частота приёмопередатчиков ОВЧ или ВЧ (на самолётах с установленной опцией № 2311-101) связи соответствует частоте диспетчера. Запросные сигналы от наземных диспетчерских служб принимаются приёмопередатчиками ОВЧ или ВЧ (на самолётах с установленной опцией № 2311-101) связи и передаются в декодер, где происходит сравнение опознавательного кода самолёта с кодом запроса. В случае, когда эти коды совпадают, декодер посылает дискретный сигнал в блок усиления и коммутации и на пультах управления звуком загорается сигнализатор жёлтого цвета CALL, а в громкоговорителях кабины экипажа раздаётся сигнал — одиночный удар колокола.

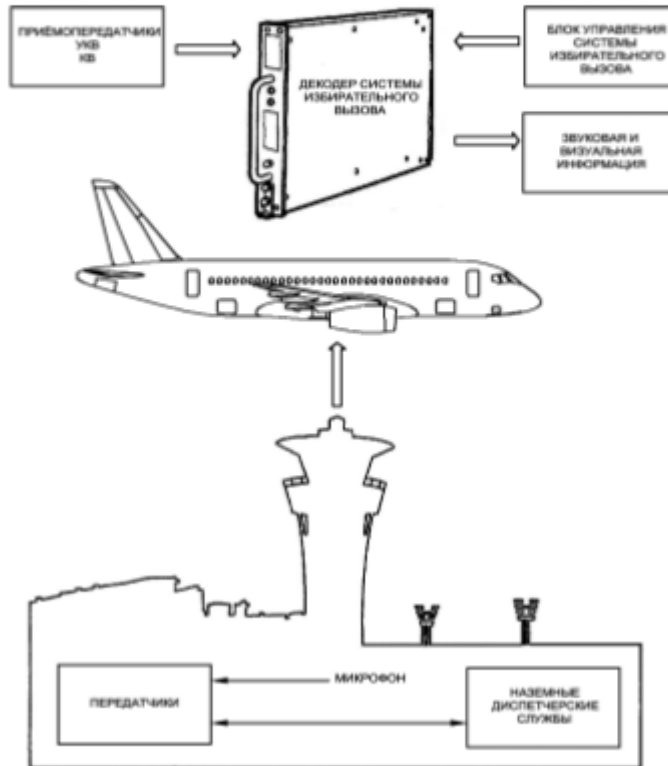


Рис. 1.23. Функциональная схема системы избирательного вызова

Органы управления и индикации

Пульт управления звуком осуществляет:

- выбор каналов радиосвязи (УКВ1, УКВ2, УКВ3, КВ1, КВ2),
- индикацию вызова по каналам связи (подсвет сигнализатора жёлтого цвета CALL на кнопке соответствующего канала).

1.6. Система коммутации и автоматического регулирования звука

Система коммутации и автоматического регулирования уровня звука предназначена для централизованного управления звуковыми сигналами, переговорами внутри самолёта, а также обеспечивает связь пассажиров с бортпроводниками.

Система коммутации и автоматического регулирования уровня звука включает в себя:

- систему управления звуковой информацией и внутренней связью,
- систему связи с пассажирской кабиной.

Система управления звуковой информацией и внутренней связью предназначена для:

- ведения внутрисамолётной связи между членами экипажа,
- ведения внешней двусторонней связи через радиостанции ВЧ и ОВЧ связи,

- прослушивания сигналов специального назначения пилотами,
- прослушивания сигналов радионавигационных устройств пилотами,
- телефонной связи между наземным персоналом и экипажем на земле.

Система связи с пассажирской кабиной представляет собой аудиосистему, обеспечивающую внутреннюю связь между членами экипажа и бортпроводниками, а также позволяющую членам экипажа и бортпроводникам передавать объявления для пассажиров.

1.7. Аппаратура звукозаписи и видеонаблюдения

Аппаратура звукозаписи и видеонаблюдения обеспечивает запись переговоров членов экипажа и общую звуковую обстановку в кабине.

Аппаратура звукозаписи и видеонаблюдения включает в себя:

- систему регистрации звуковой информации;
- систему видеонаблюдения.

Система регистрации звуковой информации обеспечивает непрерывную запись звуковых сигналов, поступающих от аппаратуры внутренней связи и от ненаправленного микрофона в кабине экипажа в энергонезависимую защищенную флэш-память. Флэш-память позволяет хранить звуковую информацию последних двух часов полёта.

Система видеонаблюдения предназначена для обеспечения возможности экипажу наблюдать за обстановкой в салоне самолёта и подфюзеляжном пространстве.

Органы управления и индикация

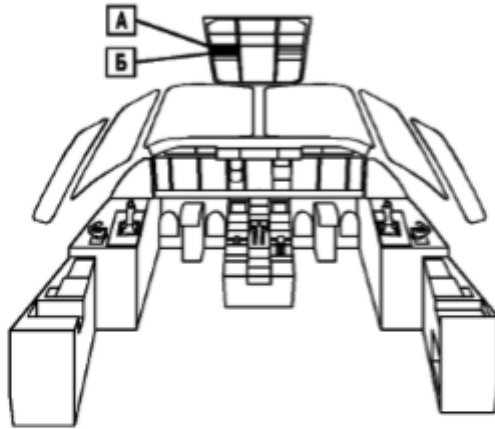


Рис.1.24. Расположение органов управления и индикации (А – Пульт управления регистратором звуковой информации; Б – Пульт управления режимами связи командира воздушного судна)

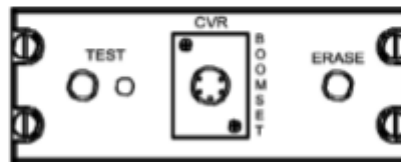


Рис.1.25. Пульт управления регистратором звуковой информации



Рис.1.26. Пульт управления режимами связи командира воздушного судна

Общие сведения о системе регистрации звуковой информации

Регистратор звуковой информации обеспечивает непрерывную запись переговоров членов экипажа по сетям внутренней и внешней связи, звуковой обстановки в кабине экипажа с сохранением записи последних двух часов. Звуковая информация поступает в регистратор через аппаратуру внутренней связи и от ненаправленного микрофона в кабине экипажа.

Регистратор сохраняет данные в твердотельной памяти, расположенной в защитном корпусе. При заполнении памяти регистратор записывает новую информацию на место самых ранних данных (по кольцу), таким образом, в памяти сохраняются данные последних двух часов работы регистратора.

Система автоматически начинает запись звуковой информации при запуске хотя бы одного двигателя и прекращает запись через 5 минут после выключения всех двигателей. Система так же имеет ручное управление. Ручное выключение в полёте исключено.

Таблица 1.18 – Местоположение компонентов системы регистрации звуковой информации

SFI	Наименование компонента	Пульт управления	Зона
1-M237	Микрофон кабины экипажа		241
2-M237	Регистратор звуковой информации	Пульт управления регистратором звуковой информации	241
3-M237	Пульт управления регистратором звуковой информации		241

Система регистрации звуковой информации включает в себя:

- ненаправленный микрофон кабины экипажа для записи общей звуковой обстановки в кабине, переговоров между членами экипажа, звуковых сообщений и пр;

- регистратор звуковой информации для записи переговоров между членами экипажа и наземными службами по каналам радиосвязи, переговоров между членами экипажа по каналам внутренней связи, звуковой информации, поступающей от ненаправленного микрофона кабины экипажа;

- пульт управления регистратором звуковой информации, позволяющий запускать тест-контроль, стирать сохранённую информацию из памяти регистратора, подвключать гарнитуру, обеспечивающую прослушивание контрольного звукового сигнала по окончании тест-контроля и прослушивание в реальном времени звуковой (речевой) информации, поступающей от ненаправленного микрофона.

Для воспроизведения зарегистрированной звуковой (речевой) информации используются переносное интерфейсное устройство (PI) и наземные средства вычислительной техники в соответствии с РЭ на систему.

Описание компонентов системы регистрации звуковой информации:

1. Микрофон кабины экипажа. Ненаправленный микрофон конденсаторного типа используется для записи речевой информации и общей

звуковой обстановки в кабине экипажа. Он установлен под потолочным пультом и подключён к пульту управления регистратором звуковой информации.

2. Регистратор звуковой информации (рис.1.27.) расположен в задней части пассажирской кабины. На передней части регистратора расположены:

- подводный акустический сигнализатор, который одновременно является рукояткой для переноса регистратора. Подводный акустический сигнализатор – это устройство, которое после контакта с водой посылает акустические сигналы в окружающее водное пространство. Сигнализатор состоит из отдельной батареи, электронного модуля и преобразователя, расположенных в защитном корпусе;

- электрический соединитель для подключения оборудования наземной поддержки (GSE). Электрический соединитель находится под защитной крышкой.

Блок регистратора включает в себя:

- модуль внешнего интерфейса. Он обеспечивает интерфейс связи сопрягаемого оборудования с модулями регистратора. Данный модуль включает в себя блок питания, фильтр и молниезащиту всех входных и выходных сигналов. Модуль имеет источник бесперебойного питания, который обеспечивает непрерывную работу регистратора при отключении внешнего источника питания продолжительностью до 200 мс;

- модуль обработки звуковых сигналов. Он обеспечивает интерфейс между модулем внешнего интерфейса и модулем сбора данных. Модуль обработки звуковых сигналов фильтрует, оцифровывает и кодирует звуковые сигналы каждого канала. Модуль обработки звуковых сигналов принимает одновременно звуковой сигнал, данные времени по Гринвичу, данные скорости ротора и дискретные данные управления от модуля интерфейса с самолётом. Аудио сигнал и входные данные стандарта ARINC 429 обрабатываются и конвертируются в 16-bit код для последующей передачи модулю сбора данных по шине TDM. Дополнительно, звуковые данные, обработанные в модуле AC, передаются в модуль AI для звукового контроля;

- модуль сбора данных. Он обеспечивает приём звуковой информации в цифровом коде, формирование и передачу информационных файлов в защищённый блок памяти, контроль правильности записи. Модуль сбора данных соединён с модулем обработки звуковых данных, модулем внешнего интерфейса и защищённым блоком памяти. Модуль сбора данных имеет электрический соединитель для подключения оборудования наземной поддержки (GSE);

- защищённый блок памяти. В нем размещена твердотельная энергонезависимая флэш-память, используемая для хранения данных.

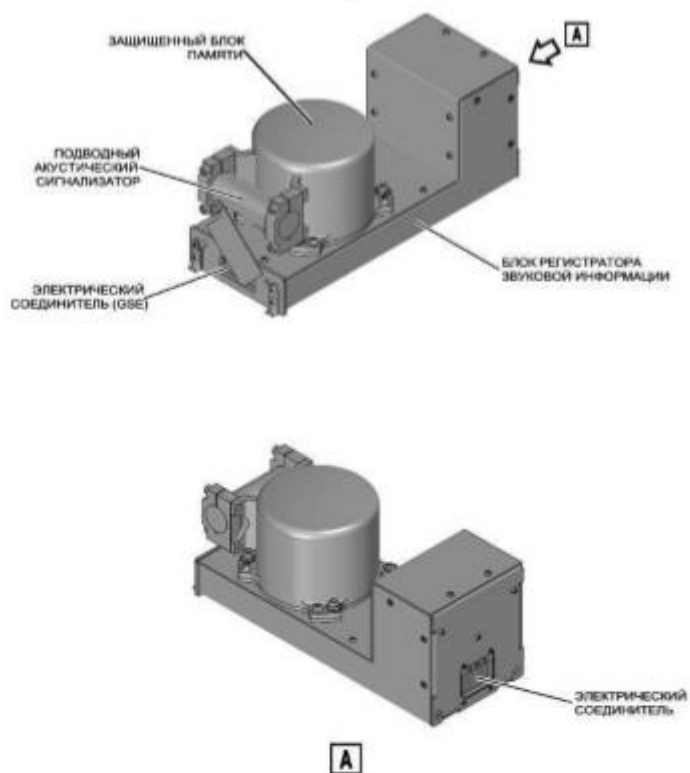


Рис. 1.27. Регистратор звуковой информации

Пульт управления регистратором звуковой информации

На пульте управления регистратором звуковой информации расположены:

- кнопка ERASE для полного удаления сохранённой информации из памяти;
- кнопка TEST для запуска тестового контроля;
- светодиодный индикатор, указывающий на успешное завершение теста;

– разъем HEADSET для подключения гарнитуры, обеспечивающей прослушивание контрольного звукового сигнала по окончании тестового контроля и прослушивание в реальном времени звуковой/речевой информации, поступающей от ненаправленного микрофона.

Электропитание пульта осуществляется постоянным напряжением 18 В от регистратора звуковой информации.

Система регистрации звуковой информации включается после подачи электропитания на регистратор звуковой информации. Система имеет автоматическое и ручное управление включением.

Автоматическое включение системы осуществляется после совершения любого из событий:

– запущен хотя бы один двигатель (сигнал ENGINE 1 RUNNING или ENGINE 2 RUNNING),

– воздушная скорость более 92,6 км/ч (сигнал CAC1 или CAC3). После совершения любого из событий, вычислители CAC1 и CAC2 посылают управляющий сигнал на реле K3-27. Происходит его срабатывание, и замыкание контактов, через которые осуществляется подача электропитания на регистратор звуковой информации.

Отключение системы происходит через 5 минут после выполнения следующего условия: оба двигателя выключены и воздушная скорость менее 92,6 км/ч.

Ручное включение системы осуществляется путем нажатия и удержания не менее 3 секунд кнопки REC ON/OFF (GND CTRL), расположенной на пульте управления режимами связи командира воздушного судна. Сигнал от кнопки поступает в вычислитель CAC1. Вычислители CAC1 и CAC2 посылают управляющий сигнал на реле K3-27. Происходит его срабатывание и замыкание контактов, через которые осуществляется подача электропитания на регистратор звуковой информации.

Отключение системы осуществляется при повторном нажатии на кнопку REC ON/OFF (GND CTRL) при условии, что отсутствуют события, при которых происходит автоматическое включение системы. Автоматическое управление системой имеет приоритет над ручным управлением. Ручное выключение в полете кнопкой REC ON/OFF (GND CTRL) исключено.

Система регистрации звуковой информации осуществляет запись одновременно по четырём каналам:

– каналы 1, 2 и 3 предназначены для записи звуковой информации, поступающей от радиосвязного оборудования;

– канал 4 предназначен для записи звуковой информации, поступающей от ненаправленного микрофона в кабине экипажа.

Регистратор принимает звуковую информацию каждого канала, преобразовывает её (оцифровывает и кодирует) и записывает вместе с временными данными в защищённую флэш-память.

Стирание звуковой информации возможно при условии, что самолёт находится на земле (шасси обжато — сигнал GEAR) и включён стояночный тормоз (сигнал BRAKE). При выполнении данного условия вычислитель

SAC1 посылает управляющий сигнал на реле К3-28. Наличие данного управляющего сигнала обеспечивает возможность запуска стирания кнопкой ERASE, расположенной на пульте управления регистратором звуковой информации.

Устройство встроенного контроля (ВК) осуществляет постоянный контроль записи, сохранности данных, работы программного обеспечения и состояния аппаратных средств. Обнаруженные отказы сохраняются в энергонезависимой памяти регистратора и затем передаются в систему предупредительной сигнализации.

Описание системы видеонаблюдения

В состав системы видеонаблюдения входят следующие элементы:

1) Видеокамеры.

Видеокамера (4-M237) устанавливается на потолочной панели переднего вестибюля и снимает обстановку перед дверью в кабину экипажа.

Видеокамера (5-M237) устанавливается на потолочной панели переднего вестибюля и снимает обстановку в пассажирском салоне.

Видеокамера (6-M237) устанавливается на потолочной панели заднего вестибюля и снимает обстановку в пассажирском салоне.

Видеокамера (7-M237) устанавливается на потолочной панели заднего вестибюля и снимает обстановку в заднем вестибюле.

Видеокамера (8-M237) устанавливается на потолочном пульте кабины экипажа.

2) Монтажная рама, которая устанавливается на левой стенке ниши передней опоры шасси и используется для подсоединения наземного блока при задействовании видеокамеры (8-M237).

Описание основных компонентов.

Видеокамера представляет собой электронное устройство, состоящее из микропроцессорного модуля, фильтра радиопомех и платы с инфракрасными светодиодами. Видеокамера способна снимать различное изображение обстановки на расстоянии 3,6 м и распознавать лица людей на расстоянии 1,2 м при отсутствии освещения. Выходной сигнал видеокамеры осуществляется в формате NTSC и передается по экранированной витой паре. Корпус видеокамеры имеет поворотный механизм, позволяющий повернуть видеокамеру в нужном направлении при наземной отработке. Угол обзора видеокамеры составляет 105°.

Видеокамеры (4-M237, 5-M237, 6-M237 и 7-M237) запитываются постоянным током напряжением 12 В от вычислителя EFB/MAT БСТО или от вычислителей.

Система видеонаблюдения начинает работать сразу после подачи электрического питания на видеокамеры. Изображение с видеокамер выводится автоматически на дисплей EFB/MAT БСТО или на дисплей EFB/MAT.

1.8. Система комплексной автоматической настройки

Система управления радиосредствами взаимодействует со следующим оборудованием:

- связным оборудованием ВЧ и ОВЧ связи;
- радионавигационным оборудованием;
- вычислителями системы самолётовождения;
- электронным блоком управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры;
- системой предупреждения экипажа.

Пульт управления радиосредствами. На пульте управления радиосредствами расположены:

- два жидкокристаллических дисплея высокой контрастности: ACTIVE для отображения активной частоты, STBY/CRS для отображения резервной частоты (а также курса для всенаправленного радиомаяка и системы инструментальной посадки);

- кнопка для перевода резервной частоты в активную и наоборот;
- пять кнопок с индикатором для выбора радиостанций ВЧ и ОВЧ связи (VHF1, VHF2, VHF3, HF1, HF2);

- индикатор SEL для отображения взаимодействия между пультами (КВС и второго пилота);

- двойной регулятор для грубой и точной настройки частоты и курса;
- кнопка AM с индикатором для переключения режима передачи системы KB связи;

- кнопка NAV с индикатором для включения резервного режима управления радионавигацией. Кнопка расположена под прозрачным предохранительным колпачком;

- пять кнопок с индикатором для выбора радионавигационной системы (VOR, ILS, GLS, MLS, ADF);

- переключатель ON/OFF для включения и выключения пульта.

Пульт управления радиосредствами позволяет производить настройку частот в следующих диапазонах:

- системы ОВЧ связи от 118 до 136,975 МГц с дискретностью 25 или 8,33 кГц;

- системы KB связи: от 2,8 до 23,999 МГц (до 29,999 МГц, если соединены контакты C и D) с дискретностью 1 Гц (100 Гц, если контакт E заземлён);

- всенаправленного радиомаяка/дальномерного оборудования: от 108 до 135,95 МГц с дискретностью 50 кГц. В диапазоне частот от 108 до 112 МГц всенаправленный радиомаяк использует те частоты, у которых десятые доли МГц являются нечётными числами. В диапазоне частот от 112 до 117,95 МГц всенаправленный радиомаяк использует частоты, заканчивающиеся на 50 кГц. Дальномерное оборудование использует диапазон частот от 133,30 до 135,95 МГц с дискретностью 50 кГц;

- системы инструментальной посадки: от 108,10 до 111,95 МГц с дискретностью 50 кГц. Система инструментальной посадки использует те частоты, у которых десятые доли МГц являются чётными числами;
- автоматического радиокompаса: от 90 до 1750,5 кГц с дискретностью 0,5 кГц.

Потребляемое питание пульта управления радиосредствами составляет:

- 28 В: до 0,5 А,
- 5 В/400 Гц: до 2 А.

Пульт управления радиосредствами принимает и передаёт данные со скоростью, соответствующей стандарту ARINC 429 (от 12,5 до 14 Кбит/с). Связное и радионавигационное оборудование принимает данные о частоте и курсе в формате, определяемым стандартом ARINC для данной системы.

В случае отключения электропитания пульт управления радиосредствами сохраняет текущую конфигурацию и восстанавливает её при возобновлении электропитания.

Работа пульта управления радиосредствами

Нормальный режим.

- 1) Настройка частоты (рис.1.28.).

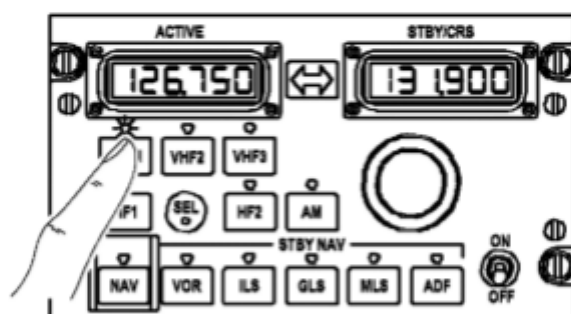


Рис.1.28. Пульт управления радиосредствами — Настройка частоты в нормальном режиме

Пульт управления радиосредствами осуществляет настройку частоты ВЧ и СВЧ радиостанций. Выбор радиостанции осуществляется нажатием на соответствующую кнопку (VHF1, VHF2, VHF3, HF1, HF2). После этого над кнопкой загорается индикатор, и на экранах ACTIVE, STBY/CRS отображаются ранее установленные частоты. Настройка резервной частоты осуществляется двойным регулятором. Перевод резервной частоты в

активную осуществляется нажатием на кнопку, расположенной между экранами. После этого пульт настраивает приёмопередатчик выбранной радиостанции на активную частоту.

2) Индикатор SEL.

Пульт управления радиосредствами имеет возможность настраивать любую радиостанцию. Однако по умолчанию пульт управления радиосредствами КВС (RMP1) настраивает радиостанции УКВ1, УКВ3 и KB1, а пульт управления радиосредствами второго пилота (RMP2) настраивает радиостанции УКВ2 и KB2. Индикатор SEL загорается на обоих пультах при выборе радиостанции, которая по умолчанию должна настраиваться с другого пульта (например, при выборе VHF2 с пульта RMP1).

3) Выбор режима передачи. Кнопка AM с индикатором осуществляет включение режима амплитудной модуляции для ВЧ радиостанций (HF1 и HF2). При нажатии на кнопку над ней загорается индикатор, и настраиваемая радиостанция переключается из режима USB-модуляции в режим амплитудной модуляции. Кнопка не активна, если ни одна ВЧ радиостанция не выбрана.

4) Включение и выключение пульта управления радиосредствами. Переключатель ON/OFF осуществляет включение и выключение пульта.

Радионавигационный резервный режим

1) Включение радионавигационного резервного режима.

Включение данного режима производится нажатием на кнопку NAV (защищённую прозрачным предохранительным колпачком, предотвращающим случайное нажатие) (рис.1.29.).

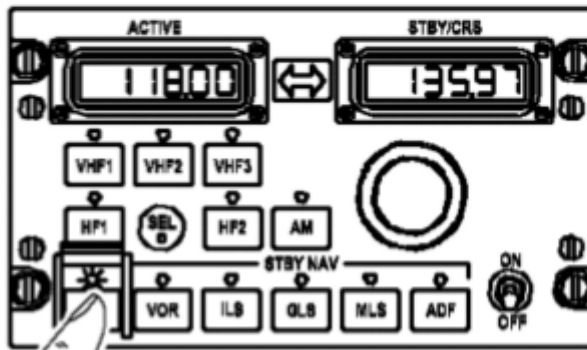


Рис.1.29. Пульт управления радиосредствами — Настройка частоты и курса для всенаправленного радиомаяка и системы инструментальной посадки

При нажатии на кнопку загорается индикатор. Включение данного режима не влияет на выбор радиостанции. Выбор системы радионавигации невозможен, пока не включён радионавигационный резервный режим.

2) Настройка частоты и курса радионавигационных систем.

Выбор радионавигационной системы производится нажатием на соответствующую кнопку. После выбора над кнопкой загорается индикатор, и на экране отображается частота, ранее выбранная в радионавигационном резервном режиме.

Последовательность настройки частоты автоматического радиокompаса (ADF) такая же, как при настройке частоты для радиостанций ВЧ и СВЧ связи. Выбор для настройки дальномерного оборудования не производится. Настройка дальномерного оборудования осуществляется при выборе всенаправленного радиомаяка (VOR) и частоты, входящей в диапазон частот дальномерного оборудования.

3) Настройка частоты радиостанций.

В радионавигационном резервном режиме радиостанции могут быть выбраны так же, как и в нормальном режиме. Для этого отключение радионавигационного резервного режима не требуется. При выборе радионавигационного резервного режима индикатор SEL продолжает выполнять свою функцию.

Устройство встроенного контроля

Пульт управления радиосредствами имеет устройство встроенного контроля, позволяющее обнаружить отказы в работе пульта. Устройство встроенного контроля соединено с системой предупреждения экипажа.

Устройство встроенного контроля обеспечивает:

– передачу сообщений о статусе пульта в систему предупреждения экипажа;

– запись обнаруженных отказов в память;

– передачу результатов тестов в систему предупреждения экипажа;

– обращение к системе предупреждения экипажа через меню.

Устройство встроенного контроля может работать в двух режимах:

– нормальный режим. В нормальном режиме устройство встроенного контроля проводит циклический мониторинг статуса пульта. Данные о статусе передаются в систему предупреждения экипажа в течении всего полёта. В случае обнаружения отказа устройство встроенного контроля записывает информацию об отказе в память отказов. Информация об отказах передается в систему предупреждения экипажа каждые 100 мс.

–режим меню. Режим меню можно включить только на земле. Этот режим позволяет обращаться к системе предупреждения экипажа и устройству встроенного контроля с помощью вычислителя системы самолётовождения.

Пульты управления радиосредствами RMP1 и RMP2 имеют два режима работы:

– нормальный режим;

– радионавигационный резервный режим.

В нормальном режиме пульты управления радиосредствами RMP1 и RMP2 осуществляют настройку частот приёмопередатчиков радиостанций ВЧ и ОВЧ связи. Рабочие частоты всех приёмопередатчиков могут быть отображены и изменены на одном пульте управления радиосредствами. Пульта RMP1 и RMP2 осуществляют постоянную синхронизацию установленных частот приёмопередатчиков. Частота, установленная на одном пульте, фиксируется в другом.

Каждый пульт имеет две выходные шины, по которым передаются данные настройки радиосвязному оборудованию:

- шина COM1 соединена с приёмопередатчиками УКВ1, УКВ3 и KB1 (через DCA1.1 и DCA2.1);
- шина COM2 соединена с приёмопередатчиком УКВ2 и KB2 (через DCA1.2 и DCA2.2).

Приёмопередатчик принимает данные настройки только по одной шине в зависимости от состояния дискретного сигнала COMPORT SELECT, получаемого от RMP1 или RMP2. Это позволяет в случае выхода из строя одного пульта производить настройку приёмопередатчиков с помощью другого. При выходе из строя пульта управления радиосредствами его внутреннее реле переключает выходные шины на шины вычислителя системы самолётовождения.

Таким образом, приёмопередатчики систем ВЧ и ОВЧ связи получают данные настройки COM1, COM2 и дискретный сигнал COMPORT SELECT непосредственно с вычислителя системы самолётовождения. Это позволяет в случае выхода из строя обоих пультов управления радиосредствами осуществлять резервную настройку с помощью вычислителя системы самолётовождения.

Радионавигационный резервный режим необходимо включать только в случае неисправности вычислителя системы самолётовождения. Данный режим добавляет к функциям нормального режима функцию настройки частот радионавигационного оборудования.

Каждый пульт управления радиосредствами имеет выходную шину, по которой передаются данные настройки радионавигационному оборудованию: – шина RMP1 NAV соединяет пульт RMP1 с VOR1, DME1 (через DCA1.3), ILS1, ADF1, – шина RMP2 NAV соединяет пульт RMP2 с VOR2, DME2 (через DCA2.3), ILS2, ADF2. В нормальном режиме внутреннее реле пульта управления радиосредствами соединяет выходную шину с шиной вычислителя системы самолётовождения. Данные настройки передаются радионавигационному оборудованию непосредственно из вычислителя. В радионавигационном резервном режиме внутреннее реле отключает шины вычислителя системы самолётовождения и данные настройки передаются из пульта управления радиосредствами.

Пульт управления радиосредствами

1) Экран ACTIVE. Данный экран отображает рабочую частоту выбранного радиосредства.

2) Экран STBY/CRS. Данный экран отображает резервную частоту/курс выбранного радиосредства.

3) Кнопка перевода частоты. При нажатии на эту кнопку происходит перевод значения рабочей частоты на экран STBY/CRS, а значения резервной частоты на экран ACTIVE. Этот приводит к установке выбранного радиосредства на новую рабочую частоту.

4) Двойной регулятор изменения значения частоты/курса. Двойной регулятор предназначен для установки значений резервной частоты/курса на экране ACTIVE. Регулятор состоит из двух ручек:

- внешняя: набор целых значений;
- внутренняя: набор тысячных долей значений.

5) Кнопка AM. Кнопка AM осуществляет переключение между режимами излучения системы ВЧ связи. При нажатии кнопки система ВЧ связи переключается из режима USB-модуляции в режим амплитудной модуляции и над кнопкой загорается зелёный индикатор. При повторном нажатии кнопки система ВЧ связи переключается обратно в режим USB-модуляции, а зелёный индикатор над кнопкой гаснет.

6) Кнопки выбора радиостанции. При нажатии одной из кнопок:

- на экране ACTIVE индицируется значение рабочей частоты, на которую настроена выбранная радиостанция;
- на цифровом индикаторе STBY/CRS индицируется значение установленной резервной частоты;
- над кнопкой выбранной радиостанции подсвечивается зелёным индикатор.

7) Индикатор SEL. Подсвечивается на обоих пультах управления радиосредствами, в случае если приёмопередатчик, взаимодействующий при исправном радиосвязном оборудовании с одним пультом, выбран для настройки на другом пульте: – радиостанции VHF2, HF2 настраиваются на пульте RMP1; – радиостанции VHF1, VHF3, HF2 настраиваются на пульте RMP2.

8) Кнопка NAV. Кнопка предназначена для включения радионавигационного резервного режима. При нажатии кнопки отключается режим управления настройкой радионавигационных средств от вычислительной системы самолётовождения и позволяет экипажу выполнить настройку радионавигационных средств на пульте управления радиосредствами. Нажатие кнопки, не влияет на работу выбранных на пульте радиостанций и установленную для них частоту.

9) Кнопки выбора радионавигационного средства. При нажатии одной из кнопок: – экипаж выбирает радионавигационное средство, и может выполнить его настройку, используя пульт управления радиосредствами; – над кнопкой

выбранного радионавигационного средства подсвечивается зелёный индикатор.

- 10) Переключатель ON/OFF Переключатель имеет два положения:
 – ON: электропитание пульта включено;
 – OFF: электропитание пульта отключено.

1.9. Аварийное радиооборудование

Система аварийного радиомаяка предназначена для передачи идентификационных данных и координат потерпевшего бедствие самолета.

Аварийное радиооборудование включает в себя:

- 1) Аварийный радиомаяк.
- 2) Переносной аварийный радиомаяк.
- 3) Антенна аварийного радиомаяка.
- 3) Переносная аварийная радиостанция.

Описание системы аварийного радиомаяка

Система аварийного радиомаяка предназначена для передачи радиосигналов через искусственные спутники Земли системы КОСПАС – SARCAT на станции приема и обработки информации, по которым осуществляется:

- идентификация самолета;
- определение координат местонахождения потерпевшего аварию ВС;
- привод к месту аварии поисковых аварийно-спасательных средств.

Радиомаяк может передавать информацию на трех частотах. На частоте 406 МГц передается информация для идентификации самолета. На частотах 121,5 и 243 МГц происходит передача данных для определения координат местонахождения потерпевшего аварию самолета и для привода к месту аварии поисковых аварийно-спасательных средств.

Система аварийного радиомаяка может передавать, как только сигнал бедствия, так и сигнал бедствия вместе с координатами местоположения самолета. Идентификационные данные самолета поступают в радиомаяк от модуля конфигурации. В опциональном варианте предусматривается установка блока передачи координат. Координаты местоположения принимаются модулем памяти данного блока от GPS, что позволяет передавать в автоматическом режиме координаты местоположения аварийного ВС. Встроенный инерциальный переключатель автоматически активирует передатчик после воздействия на него перегрузки, соответствующей аварийному значению. После этого первые 24 ч через каждые 50 с сигнал передается на частоте 406 МГц. Одновременно с ним начинает передаваться сигнал на частотах 121,5 и 243 МГц. Этот сигнал передается постоянно до полного разряда батареи радиомаяка, прерываясь на передачу сигнала на частоте 406 МГц. Передатчик может быть активирован вручную соответствующим переключателем на пульте управления ELT.

Питание аварийного радиомаяка осуществляется от встроенного аккумулятора. Радиомаяк работает на борту самолета через штатную антенну на верхней поверхности фюзеляжа. Управление радиомаяком осуществляется с панели управления ELT в кабине экипажа. При замене одного радиомаяка на другой снятый с самолета радиомаяк программируется при помощи сервисного модуля конфигурации, который не входит в состав бортового оборудования. Это делается для удаления данных, заложенных в радиомаяк при помощи модуля конфигурации, что исключает вероятность одновременной работы двух радиомаяков с одним идентификационным кодом.

Сигналы от радиомаяка с сервисным модулем конфигурации распознаются как «не на борту», и соответственно операции по поиску и спасению проводиться не будут. На сервисный модуль конфигурации прикреплена красная бирка с надписью «REMOVE BEFORE FLIGHT». В состав системы аварийного радиомаяка входят:

- А. аварийный радиомаяк;
- Б. блок передачи координат аварийного радиомаяка;
- В. антенна аварийного радиомаяка;
- Г. модуль конфигурации аварийного радиомаяка;
- Д. пульт управления аварийным радиомаяком;
- Е. монтажный ремень.

Описание основных компонентов

Аварийный радиомаяк Kannad 406

Аварийный радиомаяк устанавливается на кронштейне и удерживается на нем при помощи ремня (рис. 1.30.). Корпус радиомаяка сделан из пластика желтого цвета. На передней панели радиомаяка находятся следующие элементы:

- переключатель режимов работы аварийного радиомаяка (1);
- красный индикатор (2);

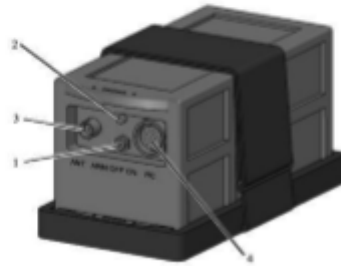


Рис.1.30. Аварийный радиомаяк

- разъем (3) для подсоединения панели управления, блока передачи координат или модуля конфигурации/сервисного модуля конфигурации – внешнего тестирующего устройства;
- разъем (4) для соединения радиомаяка с антенной.

Блок передачи координат аварийного радиомаяка СС 144

Корпус блока передачи координат аварийного радиомаяка сделан из пластика желтого цвета (рис.1.31.). На передней панели блока передачи координат находятся следующие элементы:

- разъем для подсоединения панели управления и модуля конфигурации (1);
- разъем для соединения с радиомаяком (2);
- разъем для соединения с навигационным оборудованием (3);
- переключатель режимов работы блока передачи координат (4);
- красный индикатор (5).

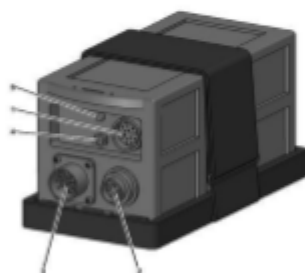


Рис.1.31. Блок передачи координат аварийного радиомаяка

Работа системы аварийного радиомаяка

Аварийный радиомаяк

После активации радиомаяк первые 24 ч каждые 50 с передает сообщения на частоте 406 МГц. Выходная мощность этих сигналов 5 Вт. Через 24 ч радиомаяк переходит на передачу данных на частотах 121,5 и 243 МГц с выходной мощностью 100 мВт на каждой частоте. Продолжительность работы на частоте 121,5 или 243 МГц составляет около 100 ч при температуре -20 °С. Работа на частоте 406 МГц прекращается через 24 ч, и маяк продолжает работать на частотах 121,5 и 243 МГц пока не кончится заряд батарей. Красный

индикатор на передней панели аварийного радиомаяка и сигналы зуммера дают информацию о режиме работы аварийного радиомаяка:

- режим самотестирования. Встроенный зуммер подает звуковой сигнал во время самотестирования. Короткие световые сигналы говорят о том, что тестирование выявило неисправность. Если тестирование не выявило неполадок, индикатор не мигает;

- передача данных на частотах 121,5 или 243 МГц. Индикатор мигает два раза в секунду, и зуммер подает звуковой сигнал с той же частотой;

- передача данных на частоте 406 МГц. Индикатор не мигает, а зуммер не подает звуковые сигналы.

Переключатель, расположенный на передней панели аварийного радиомаяка, может устанавливаться в три положения, управляя работой аварийного радиомаяка:

- в положении ON радиомаяк передает сигнал бедствия;

- в положении OFF радиомаяк выключен;

- в положении ARM радиомаяк переходит в автоматический режим работы.

Аварийный радиомаяк может работать в двух режимах:

- 1) Автоматическое включение происходит, когда радиомаяк установлен на самолете и инерциальный переключатель срабатывает от перегрузки.

- 2) Ручное включение происходит:

- когда радиомаяк на борту, но инерциальный переключатель по каким-либо причинам не сработал;

- когда радиомаяк на борту, и вы проводите самопроверку.

- когда радиомаяк снят с самолета.

Блок передачи координат аварийного радиомаяка

Во время работы блок передачи координат может находиться в следующих режимах:

- режим предварительной настройки;

- «прозрачный режим»;

- режим получения данных;

- режим обновления памяти;

- режим ожидания;

- режим ошибки.

В режиме предварительной настройки блок передачи координат считывает данные о самолете с модуля конфигурации и сохраняет в своей встроенной памяти.

В «прозрачном» режиме блок передачи координат не производит никаких действий. В таком состоянии он находится примерно 60 с. Блок является частью цепи, соединяющей модуль конфигурации и радиомаяк.

В режиме получения данных блок передачи координат считывает информацию, полученную от GPS. Каждые 60 с блок передачи координат переходит в режим обновления информации. Прежние данные от

навигационного оборудования заменяются только что полученными. Режим ожидания длится 60 с. Это перерыв в работе блока между режимом обновления памяти и режимом получения данных.

Переход блока передачи координат в режим ошибки могут вызвать три причины:

- отсутствие доступа к внутренней памяти блока;
- отсутствие связи с навигационным оборудованием;
- получение неадекватных данных от навигационного оборудования.

Через три минуты блок передачи координат переходит в режим предварительной настройки. Для управления и контроля на передней панели блока передачи координат расположены переключатель и красный индикатор. Переключатель включает и выключает электропитание блока передачи координат. Красный индикатор отображает режим работы блока передачи координат. В зависимости от режима работы он мигает с разной частотой:

- поплавок;
- датчик воды;
- кронштейн с застёжкой «липучкой».

Антенна радиомаяка гибкая и во время хранения она убрана в специальную нишу на кронштейне. При эвакуации радиомаяк снимают с кронштейна и разворачивают антенну. Защитные дуги предназначены для предотвращения случайного нажатия на кнопку TEST и нажатия переключателя ARMED/OFF/ON. При попадании радиомаяка в воду срабатывает датчик воды. Он активирует передачу сигналов бедствия. Об этом свидетельствует включение светового индикатора и звукового сигнала. Для удержания радиомаяка на поверхности воды предназначен поплавок. Также к передней панели радиомаяка прикреплен оранжевый вытяжной шнур. В случае эвакуации на воду с его помощью радиомаяк можно привязать к спасательному плоту.

Продолжительность непрерывной работы переносного радиомаяка в нормальных условиях на частоте 406 МГц — 24 ч, на частотах 121,5 МГц и 243 МГц — более 48 ч. Аварийный радиомаяк является автономным и легкоъемным, установлен на кронштейне в гардеробе в переднем вестибюле.

Переносная аварийная радиостанция P-855 A1

Технические характеристики переносной аварийной радиостанции:

- масса — 1,0 кг;
- температура хранения — от -60 °С до 85°С;
- температура эксплуатации — от -50 °С до 50°С;
- размеры приемопередатчика — 130х69х32 мм;
- размеры батарей — 136х80х25 мм.

Радиостанция предназначена для обеспечения двусторонней радиосвязи членов экипажа потерпевшего аварию самолета с поисково-спасательными средствами, а также для привода их к месту нахождения экипажа. Она

обеспечивает двустороннюю беспосковую и бесподстроечную связь с самолетными УКВ радиостанциями на частотах 121.5 МГц и 243 МГц.

Продолжительность непрерывной работы радиостанции в нормальных условиях в режиме "Маая" при использовании одной батареи не менее 24 ч, в режиме "прием-передача" не менее 60 ч. Радиостанция является водонепроницаемой и сохраняет параметры после пребывания в морской воде на глубине не более одного метра в течение одного часа. Переносная аварийная радиостанция находится в кармане спинки правого кресла пилота.

При одновременной работе переносного аварийного радиомаяка и переносной аварийной радиостанции на одной частоте возможны помехи связи. В случае необходимости использования радиостанции в режиме голосовой связи нужно временно выключить радиомаяк на период работы радиостанции.

1.10. Меры безопасности при работе с связным оборудованием

Под техникой безопасности понимается комплекс мер, обеспечивающих безопасность и эффективность производственного процесса, предотвращающих негативное воздействие производственных факторов и направленных на охрану труда.

При выполнении работ возможно воздействие вредных и (или) опасных производственных факторов, в том числе:

- 1) повышенного значения напряжения в электрической цепи, замыкание которой может произойти через тело человека;
- 2) повышенного уровня электромагнитных излучений;
- 3) попадания мельчайших частиц оптического волокна на кожу работника;
- 4) воздействия лазерного излучения;
- 5) повышенной пульсации светового потока;
- 6) прямой и отраженной блескости;
- 7) повышенного напряжения органов зрения;
- 8) воздействия вредных химических веществ;
- 9) пониженной ионизации воздуха;
- 10) повышенного уровня шума на рабочем месте;
- 11) повышенной (пониженной) температуры воздуха рабочей зоны;
- 12) пониженной (повышенной) влажности воздуха;
- 13) отсутствия или недостаточности естественного света;
- 14) недостаточной освещенности рабочей зоны;
- 15) расположения рабочего места на значительной высоте относительно поверхности земли (пола) и др.
- 18) движущихся машин и механизмов; подвижных частей технологического оборудования;
- 19) физических перегрузок;
- 20) нервно-психических перегрузок.

Обеспечение безопасной эксплуатации радиосвязного оборудования предполагает соблюдение совокупности мер безопасности разных категорий, что определяется спецификой данного класса оборудования и влиянием большого числа вредных факторов.

Основной комплекс мер безопасности изложен в ГОСТ 12.3.019-80, Приказе Министерства труда и социальной защиты РФ №867н и ТОИ Р-45-035-95.

Общие требования безопасности

1. Для эксплуатационно-технического обслуживания средств радиосвязи допускаются лица не моложе 18 лет, прошедшие медицинское освидетельствование, инструктаж и обучение безопасным методам работы.

Персонал, выполняющий работы по эксплуатации аппаратуры радиосвязи, обязан:

2. Выполнять правила внутреннего трудового распорядка.
3. Соблюдать инструкцию о мерах пожарной безопасности.
4. Выполнять только ту работу, которая ранее была определена руководством.
5. Знать правила пользования средствами индивидуальной защиты.
6. Уметь оказывать первую медицинскую помощь пострадавшим от электрического тока и при других несчастных случаях.
7. В случае травмирования известить своего непосредственного начальника.
8. Уведомить непосредственного начальника о неисправности оборудования и инструмента.

Требования безопасности перед началом работы

1. Подобрать необходимый для выполнения данной работы инструмент, приспособления и средства защиты, проверить внешним осмотром и убедиться в их исправности

2. Надеть спецодежду.

3. Перед включением радиостанции оперативный персонал обязан проверить:

- правильность и надежность подключения кабелей питания;
- состояние, исправность и надежность подключения заземляющих проводов;
- плотность подключения высокочастотных кабелей связи между блоками радиостанции и антенной.

4. При проведении профилактических или ремонтных работ отключить электропитание и индикатором низкого напряжения убедиться в отсутствии постороннего напряжения на металлических частях радиоаппаратуры.

5. Персонал, осуществляющий ремонтно-наладочные работы, должен четко знать местонахождение устройств аварийного снятия напряжения с оборудования, измерительных приборов, испытываемых объектов.

Требования безопасности во время работы

1. Необходимо действовать в строгости с технологией работы.
2. Во время проведения регламентных работ при включенной радиостанции запрещается подключать и отключать кабели питания.
3. При измерении параметров радиостанции необходимо заземлить измерительные приборы, питание которых осуществляется от сети переменного тока.
4. Устранение неисправностей производится только при включенном питании.
5. При обслуживании щелочных аккумуляторов необходимо соблюдать осторожность. При попадании щелочного раствора на кожу срочно промыть это место проточной водой и раствором борной кислоты.
6. В процессе наладки оборудования напряжением до 1000 В допускается подсоединение измерительного прибора к контрольным точкам схемы без отключения напряжения. Такие измерения должны производиться путем касания точек схемы проводником, идущим от измерительного прибора и оканчивающимся штекерным наконечником с ручкой из твердого изоляционного материала с металлическим электродом длиной по более 1—2 см. Другой провод измерительного прибора до начала измерений должен быть заземлен.
7. Для подключения контрольно-измерительной аппаратуры, питающейся от электросети, может быть использован переносной электрощиток, либо переносная штепсельная колодка. Включение штепсельной колодки в сеть должно производиться с помощью гибкого шлангового провода с отдельной заземляющей (зануляющей) жилой в общей оболочке и штепсельной вилки с заземляющим контактом.
8. При испытании оборудования на прогон разрешается осуществлять наблюдение за режимом работы только по измерительным приборам. При появлении неисправности оборудование должно быть немедленно отключено.
9. Измерения параметров и характеристик передатчиков проводят в нормальных климатических условиях по ГОСТ 15150, если иные условия не оговорены в ТУ на передатчик конкретного типа. Отклонение напряжения и частоты питающей электросети от номинальных значений не должно выходить за пределы $\pm 5\%$ и ± 1 Гц соответственно.
10. При выполнении работ вблизи выступающих антенн необходимо соблюдать осторожность во избежание их поломки.

Требования безопасности по окончании работы

1. По окончании работы на радиостанции отключить питание блока питания от сети, блока питания от аппаратуры (если этого требует технология).

2. По окончании регламентных или ремонтных работ отключить измерительную аппаратуру от узлов радиостанции, установить защитные кожуха.

3. Включить радиоаппаратуру и проверить ее работоспособность.

4. Убедившись в ее работоспособности, произвести ее отключение.

5. Сделать соответствующую запись о проделанной работе и проверке работоспособности радиостанции в аппаратном журнале.

6. Спецодежду убрать в специально отведенное место.

7. Вымыть руки теплой водой с мылом.

8. О всех недостатках по охране труда, обнаруженных во время работы, необходимо известить своего непосредственного руководителя.

Запрещается:

– оставлять без надзора включенную РЭА, измерительную аппаратуру и паяльник;

– эксплуатировать аппаратуру с выдвинутыми блоками и закороченными блокировками;

– присоединять (отсоединять) измерительные приборы при регулировке аппаратуры, а также монтировать (демонтировать) схемы с подключенными источниками питания;

– эксплуатировать аппаратуру без наличия защитного заземления;

– использовать нестандартные вилки, штепсельные разъемы и т.п.;

– использовать аппаратуру, соединительную арматуру и провода с нарушенной изоляцией;

– оставлять неизолированные места соединений;

– работать без защитного заземления в период зарядки источников питания от электрической сети (генератора).

При использовании электроинструмента необходимо строго соблюдать правила техники электробезопасности:

– недопустимо работать около токоведущих частей, не защищенных ограждениями, кожухами;

– металлические кожухи, электродвигатели, электродрели, металлические части пусковых приборов, станков и других устройств, которые могут оказаться под напряжением в случае повреждения изоляции, должны быть заземлены;

– провода, проводящие ток к сварочному аппарату или паяльной станции и от аппарата к месту сварки/пайки, должны быть изолированы и защищены от действия высоких температур и механических повреждений.

Глава 2

Радиосистемы пилотажно-навигационного оборудования**2.1. Состав пилотажно-навигационного оборудования самолёта RRJ-95**

Пилотажно-навигационное оборудование обеспечивает экипаж данными, необходимыми для выполнения полёта.

В состав пилотажно-навигационного оборудования входят следующие системы (рис.2.1.):

- системы и приборы измерения параметров полёта,
- приборы измерения пространственного положения и направления полёта,
- системы и приборы обеспечения посадки и руления,
- автономные пилотажно-навигационные системы,
- неавтономные пилотажно-навигационные системы,
- навигационные вычислители.

Системы и приборы измерения параметров полета***Система воздушных сигналов***

Система воздушных сигналов имеет три канала измерения параметров полёта. В состав каждого из трёх каналов входят приёмники полного и статического давлений и связанные с ними модули воздушных сигналов, датчики температуры воздуха, датчики угла атаки. Сигналы от датчиков и модулей воздушных сигналов поступают в вычислители воздушных сигналов, в которых происходит их обработка и вычисление. Воздушные сигналы отображаются на дисплее PFD и передаются в различные системы самолёта.

Приборы измерения пространственного положения и направления полета***Инерциальная система (IRS)***

Инерциальная система обеспечивает экипаж и другие системы самолёта информацией о его пространственном положении (угол тангажа, угол крена, угол рыскания), курсе, путевой скорости и текущем местоположении.

Инерциальная система состоит из трёх независимых каналов. Каждый канал включает в себя:

- инерциальный вычислитель,
- модуль конфигурации инерциального вычислителя.

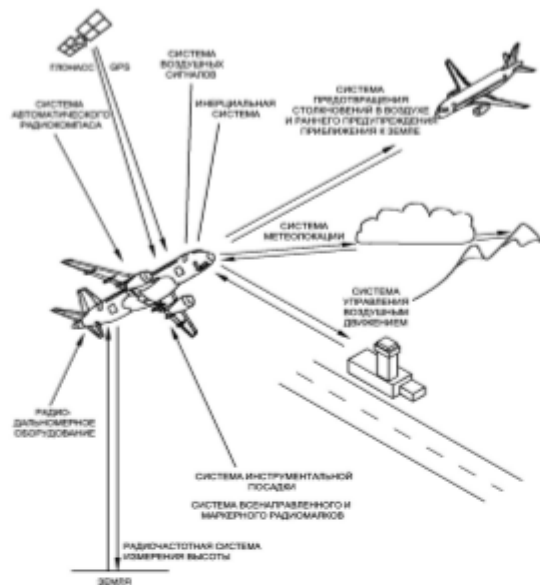


Рис.2.1. Радиосистемы пилотажно-навигационного оборудования

Величины угловой скорости и линейного ускорения самолёта вычисляются инерциальным вычислителем и поступают в систему автоматического управления полетом, систему регистрации параметрической информации, вычислительную систему самолётовождения и систему центрального вычислителя. Вычисленная информация отображается на дисплее PFD.

Резервные приборы

К резервным приборам относятся:

- комплексный электронный резервный прибор,
- магнитный компас.

Комплексный электронный резервный прибор предоставляет экипажу информацию о пространственном положении самолёта, курсе, путевой скорости, скольжении и высоте, а также отображает выбранную систему посадки.

Магнитный компас обеспечивает экипаж информацией о магнитном курсе самолёта. Магнитный компас не связан с другими системами самолёта.

Системы и приборы обеспечения посадки и руления

Система инструментальной посадки

Система инструментальной посадки обеспечивает экипаж и другие системы самолёта данными об отклонении самолёта от глиссады и курса посадки. Настройка системы осуществляется через вычислители системы самолётовождения или с пультов управления радиосредствами. Отклонения от курсового и посадочного радиомаяков отображаются на дисплеях PFD.

В состав системы входят:

- два многорежимных приёмника,
- глиссадная антенна,
- курсовая антенна.

Многорежимные приёмники обеспечивают возможность ручного захода на посадку с использованием данных глобальной системы определения местоположения (GPS).

Автономные пилотажно-навигационные приборы

Радиовысотомер

Радиовысотомер предназначен для точного и непрерывного измерения истинной высоты полёта от 0 до 2500 футов над поверхностью земли независимо от атмосферного давления. Радиовысотомер передаёт данные об истинной высоте полёта в систему электронной индикации кабины экипажа, систему инструментальной посадки и систему предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле.

Радиовысотомер состоит из двух комплектов. В состав каждого из них входят:

- приёмопередатчик радиовысотомера,
- передающая антенна,
- принимающая антенна.

Система метеолокации

Система метеолокации представляет собой цифровой радиолокатор X-диапазона. Система используется для определения погодных условий впереди самолёта, определения мест грозовых образований и турбулентности, а также для отображения рельефа местности. Информация отображается на дисплеях MFD.

В систему метеолокации входят следующие компоненты:

- блок антенны и приёмопередатчика метеолокатора,
- пульт управления метеолокатора,
- делитель метеолокатора.

Система предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле (T2CAS)

Система предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле (T2CAS) служит для предупреждения столкновения в воздухе, отслеживает траектории других самолетов с целью предотвращения возможности столкновения. При возникновении потенциальной угрозы столкновения, система предоставляет рекомендации пилотам в виде речевой и визуальной информации для совершения маневра уклонения.

Система обеспечивает предотвращение столкновения самолета с наземными препятствиями при управляемом полете. Она вырабатывает речевые и визуальные сигналы об опасности с заданной периодичностью для предотвращения столкновения с поверхностью земли при полёте вблизи земли.

В систему предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле входят следующие компоненты:

- вычислитель T2CAS,
- всенаправленная антенна T2CAS,
- направленная антенна T2CAS,
- модуль конфигурации T2CAS,
- согласующее устройство TAWS.

Неавтономные пилотажно-навигационные приборы

Глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС)

Глобальная навигационная спутниковая система представляет собой систему радиотехнических средств спутниковой навигации, которая обеспечивает заход на посадку и непрерывное определение навигационных параметров самолёта по сигналам спутниковых навигационных систем, а также по информации, получаемой от бортового оборудования (навигационные данные), наземной системы функционального дополнения и спутниковых систем функционального дополнения.

Глобальная навигационная спутниковая система включает в себя следующее оборудование:

- блок приёмовычислителя ГЛОНАСС,
- усилитель ГЛОНАСС,
- антенна ГЛОНАСС.

Глобальная система определения местоположения (GPS)

Глобальная система определения местоположения представляет собой вспомогательную радионавигационную систему, которая обеспечивает экипаж и вычислители системы самолётовождения навигационной информацией о местоположении, курсе и скорости самолёта. С этой целью

система использует сигналы, поступающие от космической группировки спутников.

Вычисленная навигационная информация, а также число видимых спутников и целостность системы отображается на пультах вычислителей системы самолётовождения. В систему входят две антенны, которые принимают радиосигналы от спутников. Полученные сигналы поступают в многорежимные приёмники системы инструментальной посадки.

Система управления воздушным движением

Система управления воздушным движением позволяет диспетчеру с помощью наземных радиотехнических средств узнать местоположение самолета и идентифицировать его в полёте без связи с экипажем.

Система управления воздушным движением включает в себя следующее оборудование:

- два ответчика УВД 3-го уровня,
- два ответчика УВД 4-го уровня (опционально),
- четыре всенаправленных антенны УВД.

Система всенаправленного и маркерного радиомаяков

Система всенаправленного и маркерного радиомаяков принимает, декодирует и обрабатывает радиосигналы от всенаправленных и маркерных радиомаяков. Она обеспечивает экипаж визуальной и звуковой сигнализацией во время пролёта самолёта над маркерным радиомаяком, а также указывает направление на радиомаяк. Настройка приёмников системы осуществляется через вычислители системы самолётовождения или через пульта управления радиотехническими средствами.

- В состав системы всенаправленного и маркерного радиомаяков входят:
- два приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков,
 - антенна маркерного радиомаяка,
 - антенна всенаправленного УКВ-радиомаяка,
 - делитель маркерного радиомаяка.

Система измерения дальности

Система измерения дальности принимает радиосигналы от одной, двух или трёх станций DME и определяет расстояние до них. Настройка и управление системы измерения дальности осуществляется через вычислители системы самолётовождения или через пульта управления радиотехническими средствами. Дальность до DME станций индицируется на экране MCDU, дисплеях PFD и MFD. Система состоит из двух приёмопередатчиков и двух антенн.

Система автоматического радиокompаса

Система автоматического радиокompаса (АРК) пеленгует и определяет курс на радиомаяки или радиостанции. Настройка и управление системой автоматического радиокompаса осуществляется через вычислитель системы самолётостроения или через пульты управления радиотехническими средствами. Отображение информации системы автоматического радиокompаса происходит на дисплеях PFD и MFD. Система состоит из приёмника АРК и антенны АРК.

Навигационные вычислители

Вычислительная система самолётостроения

Вычислительная система самолётостроения (ВСС) предназначена для оказания помощи экипажу в навигации, разработке плана полёта, контроле выполнения полёта и управлении самолётом. Пилоты могут выбрать план полёта из навигационной базы данных и вносить изменения в него во время полёта. Вычислительная система самолётостроения является основным средством управления радионавигационными системами и средством управления радиосвязного оборудования.

2.2. Органы управления и индикации

Органы управления и индикации состоят из (рис. 2.2.):

- пульты управления системы воздушных данных и инерциальной системы,
- пульты управления конфигурацией,
- пульты управления полётом,
- дисплеи PFD и EWD.

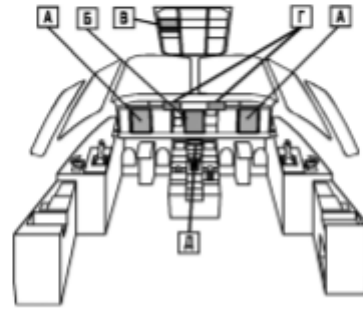


Рис. 2.2. Органы управления и индикации

Пульт управления системы воздушных данных и инерциальной системы

Пульт управления системы воздушных данных и инерциальной системы расположен на потолочном пульте (рис.2.2.). На нём расположены три кнопки-лампы по одной на каждую систему воздушных сигналов. Кнопки-лампы служат для выключения/выключения СВС и для индикации:

- выключенного состояния СВС, при этом загорается надпись OFF;
- отказа СВС, при этом загорается надпись FAULT.

Пульт управления конфигурацией

Внешний вид пульта управления конфигурацией показан на рис.2.3.

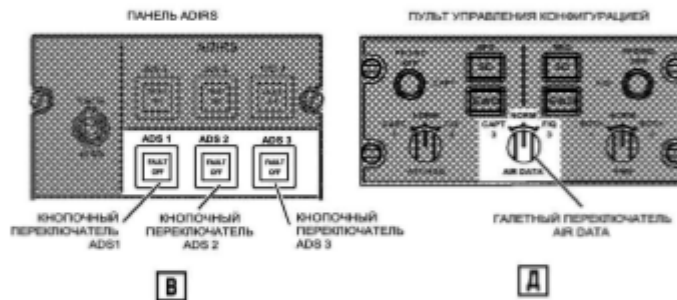


Рис.2.3. Панель переключателей и пульт управления конфигурацией

В зависимости от положения галетного переключателя AIR DATA на пульте управления конфигурацией экипаж может выбирать информацию от СВС 1, СВС 2 или СВС 3.

В положении NORM:

- PFD и MFD КВС подключены к СВС 1,
- PFD и MFD второго пилота подключены к СВС 2.

В положении CAPT 3:

- PFD и MFD КВС подключены к СВС 3,
- PFD и MFD второго пилота подключены к СВС 2.

В положении F/O 3:

- PFD и MFD КВС подключены к СВС 1,
- PFD и MFD второго пилота подключены к СВС 3.

Пульт управления полётом

Внешний вид пульта управления полётом показан на рис.2.4.

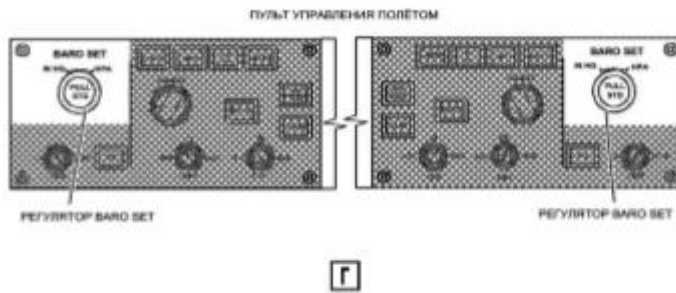


Рис.2.4. Пульт управления полётом

С помощью пульта управления полётом производится выставка давления по левому и правому борту в дюймах ртутного столба или в гектопаскалях. При нажатии кнопки STD производится установка стандартного давления 1013 гПа.

Дисплеи PFD и EWD

На дисплее PFD отображаются показания скорости, высоты, угла атаки и вертикальной скорости самолёта (рис.2.5А).

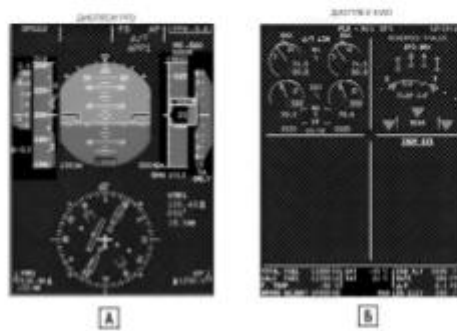


Рис.2.5. Дисплей PFD и EWD

На дисплее EWD индицируются текущие значения температуры заторможенного потока воздуха и температуры окружающего воздуха (рис.2.5Б).

2.3. Радиовысотомер

Бортовые радиовысотомеры предназначены для измерения действительной (геометрической) высоты полета H воздушных судов (рис.2.6.). В авиации условно разделяют радиовысотомеры малых высот ($H=0 - 1500$ м) и радиовысотомеры больших высот, измеряющие высоты полета до 25000...30000 м. В гражданской авиации в основном применяют радиовысотомеры малых высот, которые работают в режиме непрерывного излучения с частотной модуляцией.

Подобной системой измерения высоты является радиочастотная система измерения высоты самолета Сухой RRJ-95.

Радиочастотная система измерения высоты (радиовысотомер) обеспечивает:

- определение и выдачу потребителям информации об истинной высоте полёта над подстилающей поверхностью,
- оповещение экипажа об опасной высоте (уровень опасной высоты выставляется экипажем перед полётом),
- передачу информации об истинной высоте в другие бортовые системы,
- непрерывное проведение самоконтроля и выдачи информации об отказах.

Информация об истинной высоте выдвается следующим потребителям:

- системе электронной индикации,
- системе автоматического управления полётом,
- системе TCAS,
- бортовым регистраторам.

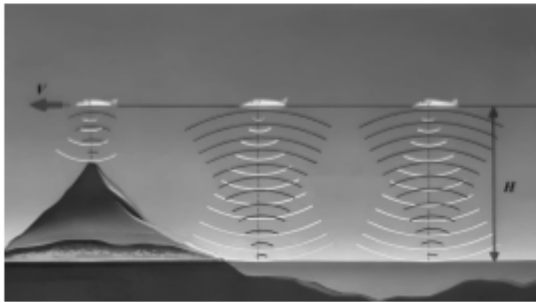


Рис.2.6. Схема измерения действительной высоты

Радиовысота определяется как вертикальное расстояние между самолётом и ближайшим препятствием, расположенным под ним (рис.2.6).

На самолёте установлено два радиовысотомера (рис.2.7.).

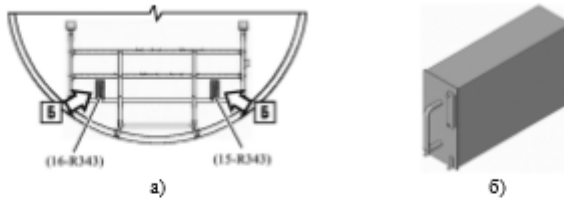


Рис.2.7. Схема расположения радиовысотомеров (а) и радиовысотомер (б)

Каждый радиовысотомер оборудован двумя отдельными антеннами, предназначенными для передачи и приёма высокочастотного сигнала.

Радиовысотомер работает на частотах от 4.2 до 4.4 ГГц в диапазоне углов тангажа $\pm 20^\circ$, крена — $\pm 30^\circ$.

Радиовысотомер измеряет высоту над подстилающей поверхностью в диапазоне высот от минус 20 до 5500 ft. Точность измерения высоты — ± 3 ft при высотах менее 100 ft, $\pm(3-5)$ % от значения измеренной высоты при её уровне от 100 до 5500 ft.

Принцип работы радиовысотомера

В основе радиоизмерения высоты лежит принцип локации (излучения сигнала в направлении земли и приём отражённого сигнала) (рис.2.8.).

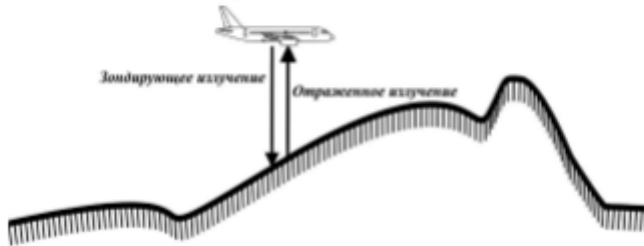


Рис.2.8. Принцип измерения высоты

Ислучаемый СВЧ сигнал (от 4,2 до 4,4 ГГц) модулирован по частоте низкочастотным сигналом (85 кГц) пилообразной формы (рис.2.9).

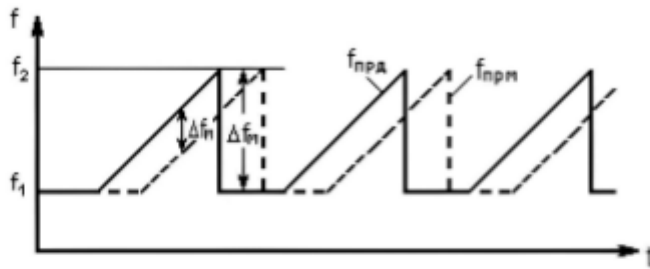


Рис.2.9. Сигнал пилообразной формы

Скорость изменения частоты сигнала будет равна

$$v = \frac{f_m}{T_n} .$$

Отраженный от земли сигнал запаздывает относительно излученного на время

$$\Delta t = \frac{2H}{c} .$$

Так как частота излучаемого сигнала постоянно меняется, то полученный, отраженный от поверхности, сигнал по частоте будет отличаться от излучаемого в данный момент на Δf . Набег частоты будет равен:

$$\Delta f = v \Delta t = \frac{2f_m}{c T_n} H ,$$

где c — скорость света.

Определив разницу частот двух сигналов Δf и, учитывая, что отраженный сигнал прошёл удвоенное расстояние $2H$ между самолётом и подстилающей поверхностью с постоянной скоростью света радиовысотомеры вычисляют высоту по формуле:

$$H = \frac{T_n \Delta f c}{2 f_m} .$$

При определении высоты учитывается также и задержка сигнала в антенно-фидерном тракте.

Структурная схема радиовысотомера приведена на рис.2.10.

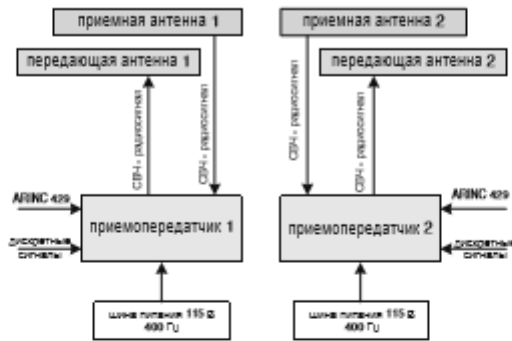


Рис.2.10. Структурная схема радиовысотомера

Функционально радиовысотомер состоит из высокочастотного модуля с полосовыми фильтрами и двух линий обработки сигналов: командной и контрольной. Каждая линия имеет свой собственный независимый блок питания, цепь ввода/вывода и ресурсы памяти. Принципы вычисления в каждой из линий различны. Обработка в командной линии основывается на аппаратных средствах, тогда как функции контрольной линии выполняются программными средствами.

Каждая линия рассчитывает высоту. При получении запроса от FPGA (программируемой матрицы), контрольная линия выполняет сравнение двух выходных сигналов высоты, рассчитанных основным и контрольным каналами. В случае несоответствия высот, контрольная линия отключает информационную шину.

Питание радиовысотомеров осуществляется от первичной системы электроснабжения переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц. Мощность, потребляемая каждым радиовысотомером — не более 20 В·А. Включение системы осуществляется подачей напряжения питания 115 В, на низкочастотные разъемы блоков радиовысотомеров. Выключение системы осуществляется снятием питающего напряжения.

Радиовысотомеры осуществляют связь с другими системами самолёта через систему центрального вычислителя посредством шин ARINC 429, каналов дискретных и аналоговых сигналов (рис.2.11.). Обмен информацией между радиовысотомерами и бортовым оборудованием осуществляется последовательным биполярным кодом (ARINC-429), асинхронным способом, при котором датчик информации постоянно выдаёт информацию в виде информационных слов, появляющихся в линии через заданные интервалы времени, а потребитель информации должен быть готов в любое время к приёму необходимых кодовых слов.

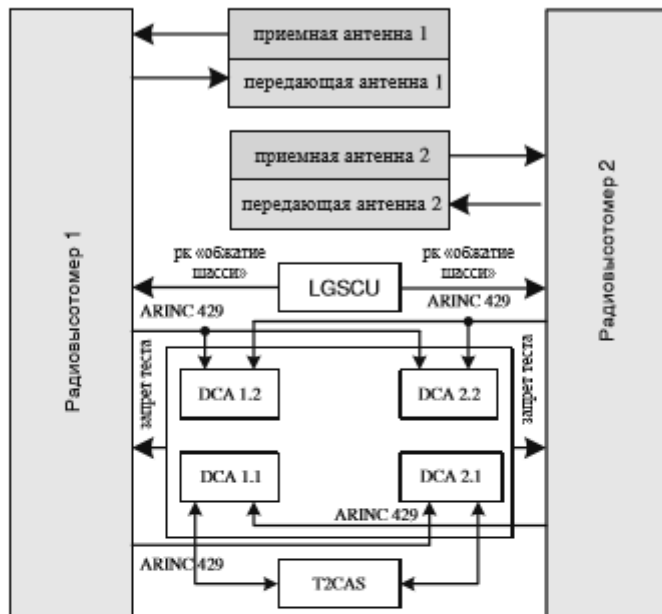


Рис.2.11. Структурная схема связи радиовысотомера с бортовым оборудованием

Для выполнения функций по назначению радиовысотомеры взаимодействуют со следующими системами (рис.2.12.):

- системой автоматического управления полётом (AFCC),
- системой электронной индикации (CDC),
- системой центрального вычислителя (DCA),
- регистратором параметрической информации (FDR),
- электронным блоком управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (LGCCU),
- блоком-концентратором данных (EIU),
- системой предупреждения экипажа (CAC),
- системой оповещения о приближении к режиму сваливания (CWA),
- системой предупреждения столкновений в воздухе и приближения земли T2CAS.

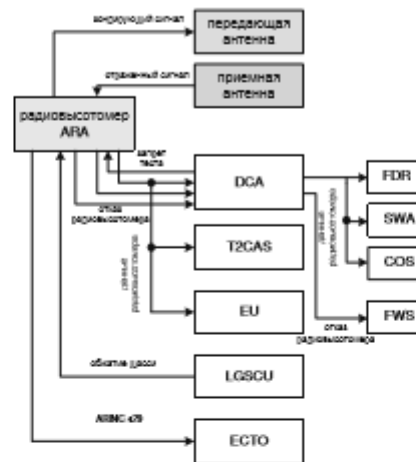


Рис. 2.12. Функциональная схема связи радиовысотомера с аппаратурой воздушного судна

Выходная информация радиовысотомера напрямую поступает в систему AFCC, систему T2CAS, а также в блок-концентратор данных EIU. В системы CDC, SWA, FWS и FDR информация от радиовысотомеров поступает через систему центрального вычислителя DCA. Дискретный сигнал блокировки тестирования поступает в радиовысотомер из системы DCA при нахождении самолета в воздухе или включенных двигателях.

Для включения системы необходимо включить автоматы защиты сети ARA 1 на PY DB 115B № 1 и ARA2 на PY DB 115B № 2. После включения питания автоматически запускается алгоритм PBIT (встроенного самотестирования радиовысотомера), который определяет правильность функционирования системы. По завершении самотестирования инициируется режим CBIT (непрерывного встроенного тестирования), который непрерывно контролирует работу радиовысотомера на наличие отказов. Для обеспечения безопасности радиовысотомер не входит в режим тестирования в то время, когда самолет находится в воздухе, или если работает один или оба двигателя. Для реализации этого радиовысотомер использует дискретные сигналы от электронного блока управления.

Высотомер обеспечивает выдачу информационных слов текущей радиовысоты с матрицей состояния «Нормальная работа» (NO) в диапазоне высот от -20 до 5500 футов. При высотах ниже -20 и выше 5500 футов над уровнем земли радиовысотомер выдает информацию со значением высоты

8191,875 футов, но закодированную с матрицей состояния «Нет вычисленных данных» (NCD). Высоты от - 20 до 2500 футов отображаются системой электронной индикации (рис.2.13).

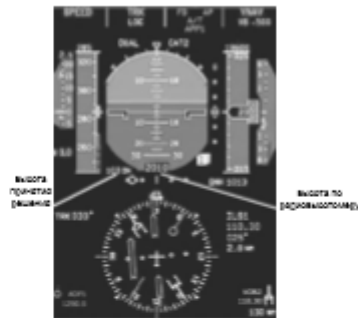


Рис.2.13. Индикация истинной высоты и высоты принятия решения на PFD

Для работы радиовысотомера достаточно подать на него электропитание и установить необходимую высоту принятия решения (DЧ). Высота принятия решения вводится при помощи пульта MCDU вычислителя системы самолётовождения.

Радиовысотомер обеспечивает выдачу информации о высоте посредством шины ARINC429 в систему электронной индикации через систему центрального вычислителя. Индикация высоты осуществляется на PFD (рис.2.8). Показания радиовысоты располагаются под индикатором пространственного положения самолёта.

Один радиовысотомер обеспечивает индикацию высоты над поверхностью земли для командира воздушного судна. Второй радиовысотомер – для второго пилота. Символика отображения радиовысоты на PFD имеет следующий характер:

- от 100 до 2500 футов: 4 цифры с разрешением в 10 футов на чёрном фоне;
- от минус 99 футов до 99 футов 2 цифры с разрешением в 10, 5 или 1 фут (разрешение показаний равно 10 футов до высоты 50 футов, затем 5 футов до высоты 10 футов, затем 1 фут);
- отрицательные значения отображаются со знаком минус «-»;
- если данные о высоте становятся недостоверными, на экране отображается красная надпись «RA»;
- если измеренная высота превышает 2500 футов или меньше минус 20 футов, то значение высоты передаётся с матрицей NCD, и высота не будет отображаться на дисплее.

Цвета, используемые для символики дисплея высоты, интерпретируются следующим образом:

- зелёный: отображаются высоты от значения на 100 футов большего DЧ до 2500 футов,
- янтарный: если высота по радиовысотомеру меньше высоты принятия решения плюс 100 футов.

При возникновении отказа одного или двух радиовысотомеров, в системе предупреждения экипажа CAS проходят следующие сообщения:

- «NAB RA1 FAULT» при отказе радиовысотомера № 1,
- «NAB RA2 FAULT» при отказе радиовысотомера № 2,
- «NAB RA1+2 FAULT» (Неисправность радиовысотомеров 1 и 2) при отказе двух высотомеров одновременно.

Контроль работоспособности радиочастотной системы измерения высоты

Таблица 2.1 - Контроль работоспособности выполняется согласно алгоритму:

Действие	Результат
1. Посмотрите на лицевые панели приемопередатчиков радиовысотомеров.	На лицевых панелях приемопередатчиков радиовысотомеров горят зеленые индикаторы SYSTEM OK и не горят красные индикаторы Rx ANT и R/T UNIT.
2. На MCDU на странице APPR REF $\frac{1}{2}$ в поле MIN RADIO создайте профиль высоты полета и введите значение высоты принятия решения	На дисплее PFD устанавливается значение DЧ, равное введенному с пульта MCDU
3. На лицевой панели приемопередатчика 1 нажмите кнопку TEST	На левом поле PFD устанавливается значение высоты, измеренное радиовысотомером, равное 40 футов (12 м)
4. На лицевой панели приемопередатчика 1 отпустите кнопку TEST	На левом поле PFD устанавливается значение высоты, измеренное радиовысотомером, равное 0 футов (0 м)
5. На лицевой панели приемопередатчика 2 нажмите кнопку TEST	На правом поле PFD устанавливается значение высоты, измеренное радиовысотомером, равное 40 футов (12 м)
6. На лицевой панели приемопередатчика 2 отпустите кнопку TEST	На правом поле PFD устанавливается значение высоты, измеренное радиовысотомером, равное 0 футов (0 м)

2.4. Система метеолокации

Система метеолокации представляет собой многофункциональную метеорологическую радиолокационную станцию с функцией обнаружения сдвига ветра (далее по тексту — метеолокатор) которая предназначена для

определения и анализа метеообразований, отображения подстилающей поверхности и обнаружения сдвига ветра.

Конструктивно метеолокатор представляет собой цифровую импульсную радиолокационную станцию со сканирующей антенной, работающей в диапазоне частот (9375 ± 25) МГц.

Данные метеообстановки отображаются в кабине экипажа на дисплеях MFD, обеспечивая экипаж визуальной цветной индикацией об интенсивности грозových образований, турбулентности, сдвиге ветра и подстилающей поверхности с возможностью выбора варианта отображения.

Размещение органов управления метеолокатора и компонентов системы приведено на рис. 2.14.

Метеолокатор излучает сверхвысокочастотные импульсы, которые, отражаясь от метеообразований или наземных объектов, принимаются антенной метеолокатора. После преобразований эти сигналы поступают в систему центрального вычислителя и далее в систему электронной индикации.

Отображение информации производится на дисплеях MFD KBC и второго пилота.

Метеолокатор собирает информацию о метеообразованиях, рельефе местности и передаёт информацию во встроенную память. В случае, когда сканируемая область пространства уходит за пределы диаграммы направленности антенны, метеолокатор сохраняет в памяти объёмное изображение метеорологической обстановки с информацией об азимуте, дальности и характере метеообразований. В памяти метеолокатора также хранится база данных рельефа местности, учитывающая особенности подстилающей поверхности, благодаря чему, устраняются погрешности от переотражения радиоволн.

Метеолокатор способен определять метеорологические образования на расстоянии до 590 км (320 NM) и на высотах до 18 300 м (60.000 ft). Во время поиска зоны со сдвигом ветра метеолокатор автоматически управляет углом наклона антенны.

Метеолокатор получает следующую информацию:

- барометрическую высоту и скорость от систем воздушных сигналов (CBC 1 и CBC 3),
- данные крена и тангажа от инерциальных систем (IRS 1 и IRS 3),
- высоту от радиовысотомеров,
- выбранный масштаб дальности от пульта управления полётом.

От вычислителя метеолокатора с помощью двух согласующих устройств сигналы по шине данных ARINC708 передаются в центральные вычислители CPIOM-R12 и CPIOM-R22.

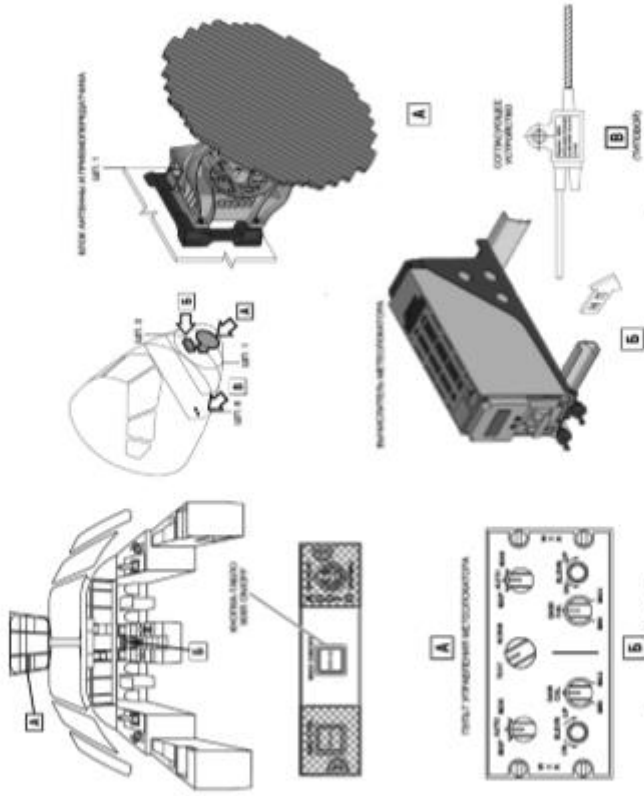


Рисунок 2.14. Размещение компонентов метеолокатора в борту самолета

Центральные вычислители передают информацию в систему электронной индикации, которая отображает изображение от метеолокатора на дисплеях MFD и передаёт информацию в систему предупреждения экипажа.

Функция (режим) обнаружения метеообразований. Функция обнаружения метеообразований обеспечивает получение на дисплеях MFD радиолокационного изображения воздушной обстановки в полярных координатах азимут-дальность. Изображение воздушной обстановки в пространстве ограничено азимутальными углами $\pm 60^\circ$ относительно строительной оси самолёта. Метеолокатор сохраняет в памяти объёмное изображение с информацией о всех метеообразованиях, обнаруженных впереди самолёта на расстоянии до 590 km (320 NM) и на высоте до 18 300 m (60.000 ft).

Зоны метеообразований отображаются в зависимости от интенсивности отражённых сигналов. В табл. 2.2 приведена цветовая индикация метеообразования в зависимости от уровня отраженного сигнала.

Таблица 2.2 - Цветовая индикация метеообразований

Уровень метеообразований	Интенсивность метеообразований	Интенсивность осадков (мм/ч)	Уровень отраженного сигнала (дБ/км)	Цвет
0	слабый	менее 0,7	менее 20	
1	легкий	0,7 – 4,1	20 – 30	
2	средний	4,1 – 11,94	30 – 40	
3	сильный	11,94 - 51	40 - 50	
4	очень сильный	более 51	более 50	

Зоны потенциально опасной турбулентности показаны пурпурным цветом.

Функция (режим) обнаружение опасных метеообразований.

Сигнализация об обнаружении опасных метеообразований появляется при следующих условиях:

- опасное метеообразование находится в секторе $\pm 7,5^\circ$ по направлению полёта;
- опасное метеообразование находится на расстоянии менее 74 km (40 NM) от самолёта;
- глубина метеообразования по курсу следования самолета не менее 9,2 km (5 NM) и более 80% метеообразования отображается красным цветом.

Обнаружение опасных метеообразований производится при следующих условиях:

- на пульте управления метеолокатором установлен режим AUTO;
- рукоятка управления чувствительностью приёмного тракта GAIN находится в положении CAL;
- изображение с метеолокатора не отображается на дисплеях MFD.

Если на дисплее MFD не отображается изображение с метеолокатора, не выбран режим работы метеолокатора AUTO, а рукоятка GAIN не установлена в положение CAL, формируется сообщение жёлтого цвета SURV - WXR TGT NOT MON, информирующее о том, что функция обнаружения опасных метеобразований неработоспособна.

Обнаружение турбулентности. Метеолокатор обнаруживает умеренную и сильную турбулентность, находящуюся на расстоянии до 74 км (40 NM) и в диапазоне высот ± 1500 м (± 5.000 ft) над и под самолётом.

Области турбулентности отображаются в режиме AUTO пурпурным цветом. Обнаружение турбулентности недоступно в режимах MAN и MAP.

Обнаружение сдвига ветра. В полёте режим обнаружения сдвига ветра включается автоматически, и работает на высотах до 549 м (1.800 ft) над уровнем поверхности. На земле включение метеолокатора производится кнопкой WXR ON/OFF, расположенной на пульте управления режимами связи КВС. Метеолокатор определяет наличие опасного сдвига ветра впереди самолёта на расстоянии до 9,2 км (5 NM), выдавая предупреждения в интервале от 10 до 60 с до попадания в зону со сдвигом ветра.

Управление углом наклона антенны во время поиска зоны со сдвигом ветра происходит автоматически.

Предупреждения о сдвиге ветра делятся на три уровня:

- уровень ADVISORY. Предупреждение о сдвиге ветра появляется в случае обнаружения сдвига ветра в диапазоне высот 15–457 м (50–1.500 ft), находящегося в секторе $\pm 40^\circ$ от текущего курса самолёта на расстоянии 0,9–9,2 км (0,5–5 NM). На высотах ниже 15 м (50 ft) и скорости самолёта выше 185,2 км/ч (100 kt) сигнализация о сдвиге ветра блокируется. Предупреждение о сдвиге ветра изображается на дисплее MFD в виде пиктограммы;

- уровень CAUTION. Появляется в случае обнаружения сдвига ветра в диапазоне высот 15–365 м (50–1.200 ft), находящегося в секторе $\pm 25^\circ$ от текущего курса самолёта на расстоянии 0,9– 5,5 км (0,5–3 NM). На высотах ниже 15 м (50 ft) и скорости самолёта выше 185,2 км/ч (100 kt) сигнализация о сдвиге ветра блокируется. Предупреждение состоит из надписи жёлтого цвета W/S AHEAD на дисплее MFD, PFD, пиктограммы сдвига ветра на дисплее MFD и речевого сообщения MONITOR RADAR DISPLAY, повторяющегося с интервалом в 10 сек.;

- уровень WARNING. Появляется в случае обнаружения сдвига ветра в диапазоне высот 15–365 м (50–1.200 ft), находящегося на расстоянии 0,9–2,8 км (0,5–1,5 NM) шириной $\pm 0,9$ км ($\pm 0,5$ NM) по курсу самолёта на этапе взлёта (посадки). На этапе разбега (пробега) при нахождении самолёта на земле на расстоянии 0,9–5,5 км (0,5–3 NM) шириной $\pm 0,9$ км ($\pm 0,5$ NM) по курсу самолёта. На высотах ниже 15 м (50 ft) и скорости самолёта выше 185,2 км/ч (100 kt) сигнализация о сдвиге ветра блокируется. Предупреждение состоит из надписи красного цвета W/S AHEAD на дисплее MFD, PFD, пиктограммы сдвига ветра на дисплее MFD и речевого сообщения WINDSHEAR AHEAD, WINDSHEAR AHEAD на этапе взлёта или GO AROUND WINDSHEAR

AHEAD, GO AROUND WINDSHEAR AHEAD на этапе посадки, повторяющегося с интервалом в 1 сек.

Функция (режим) картографирования. Режим картографирования обеспечивает экипаж информацией об особенностях рельефа местности. Отдаленная береговая линия, острова, озера, малые города, промышленные комплексы, крупные реки и водоёмы, городские районы, открытая земля имеют различную эффективную отражающую поверхность на расстоянии до 590 км (320 NM) на высотах до 18300 м (60000 ft).

При работе метеолокатора в режиме картографирования на дисплей MFD обеспечивается получение азимут-дальности непрерывной радиолокационной карты земной поверхности на расстоянии до 590 км (320 NM) и на высотах до 18300 м (60000 ft) впереди самолёта в полярных координатах.

Метеолокатор состоит из:

- блока антенны;
- приёмопередатчика;
- согласующего устройства;
- вычислителя;
- пульта управления.

Блок антенны и приёмопередатчика предназначен для:

- излучения в пространство высокочастотных импульсов, генерируемых приёмопередатчиком;
- приёма отражённых сигналов;
- выработки кода углового положения оси диаграммы направленности в азимутальной плоскости и передачи его в приёмопередатчик.

В состав блока антенны и приёмопередатчика входят:

- приёмопередатчик,
- антенна,
- антенный привод.

На рис.2.15 иллюстрируется внешний вид блока антенны и приёмопередатчика.

Приёмопередатчик устанавливается на основание антенного привода и соединён с антенной волноводом через вращающееся сочленение. Он обеспечивает генерацию, передачу нелинейных частотно-модулированных импульсов в антенну и приём отражённых сигналов для дальнейшей передачи их в вычислитель метеолокатора. На лицевой панели приёмопередатчика расположены два электрических соединителя для связи с вычислителем метеолокатора и антенным приводом. На тыльной панели расположен соединитель, предназначенный для подключения к волноводу.

Антенна выполнена в виде плоской многощелевой фазированной решётки и устанавливается на антенный привод. Антенна излучает импульсы частотой (9375 ± 25) МГц с узкой диаграммой направленности и минимальным уровнем боковых лепестков, а также принимает отражённый сигнал.

Антенный привод состоит из:

- электродвигателей,

- датчиков,
- модуля управления электродвигателями,
- блока питания.

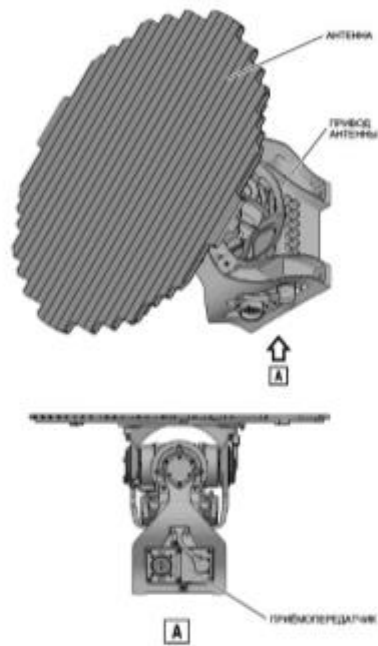


Рис.2.15 Внешний вид блока антенны

Антенный привод обеспечивает перемещение антенны в азимутальной плоскости $\pm 60^\circ$ и по углу тангажа $\pm 35^\circ$.

При управлении углом наклона антенны и сканировании антенный привод использует сигналы тангажа и крена от инерциальных систем IRS 1 и IRS 3. Для выполнения функций автоматического выбора наклона антенны метеолокатор получает данные воздушной скорости и высоты от вычислителя СВС.

Два согласующих устройства устанавливаются на кабельном жгуте локатора для подключения выхода RTA (ARINC708) к входам MFD через центральный вычислитель DCA.

Вычислитель метеолокатора (рис. 2.16) обеспечивает цифровую обработку входного сигнала. Одновременно с этим вычислитель обеспечивает управление режимами работы приемопередатчика и передает команды позиционирования антенного привода. Вычислитель метеолокатора запитывает приемопередатчик и антенный привод.

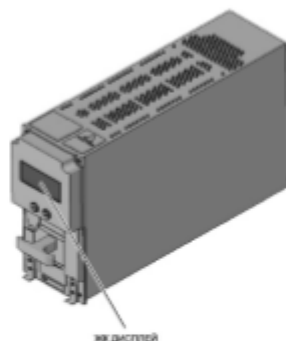


Рис.2.16. Внешний вид вычислителя метеолокатора

Вычислитель представляет собой блок, на лицевой стороне которого расположена ручка для переноса, откидная панель для доступа к разъёму под карту памяти и информационный LCD-дисплей.

Съёмная карта памяти обеспечивает загрузку программного обеспечения и извлечение информации о неисправностях метеолокатора.

LCD-дисплей индицирует информацию о работе метеолокатора, его отказов и проверки версии программного обеспечения (ПО). На задней стороне вычислителя находится электрический соединитель ARINC 600.

Вычислитель состоит из:

- процессора ввода-вывода,
- процессора цифровой обработки радиосигналов,
- преобразователя промежуточной частоты,
- блока питания.

Пульт управления метеолокатора (рис.2.17) предназначен для выбора режима работы и управления метеолокатором.

На передней панели пульта расположены следующие органы управления:

- переключатель TEST-NORM;
- переключатель MAP-AUTO-MAN;
- ручка ELEVN;
- ручка GAIN.



Рис. 2.17 Внешний вид пульта управления

Переключатель MAP/AUTO/MAN служит для выбора режима работы метеолокатора. В режиме AUTO метеообстановка отображается в выбранном масштабе дальности с подавлением информации от наземных объектов. Режим MAN служит для ручной настройки метеолокатора. В режиме MAP экипаж получает информацию о подстилающей поверхности.

Переключатель TEST-NORM служит для перевода системы метеолокации в режим самотестирования и возврат в нормальный режим работы.

Ручка ELEVN служит для выбора высоты среза при оценке метеообразований.

Ручка GAIN служит для изменения чувствительности приёмного тракта метеолокатора во всех режимах работы кроме режима TEST. При установке ручки в положение CAL цвет отображаемых метеообразований соответствует заданному значению.

При отклонении ручки от положения CAL против часовой стрелки чувствительность приёмного тракта уменьшается, при отклонении по часовой стрелке — увеличивается.

Метеолокатор включается и выключается нажатием кнопки WXR ON/OFF на левом пульте управления режимами связи и включения аварийного регистратора. Для включения метеолокатора необходимо удерживать кнопку нажатой не менее 3 сек, для выключения — не менее 2 сек.

Метеолокатор имеет следующие режимы работы:

– режим готовности (STBY) используется в случаях, когда небезопасно включать метеолокатор на излучение. Метеолокатор автоматически переходит в режим готовности, когда самолёт находится на земле. В режиме готовности не происходит перемещение антенны и излучения радиопульсов.

– режим теста TEST. Метеолокатор переходит в режим самоконтроля, отображая при этом на дисплеях MFD тестовое изображение. При наличии ошибок они отображаются на экране в текстовом виде;

– режим автоматического определения метеобстановки AUTO. Метеолокатор отображает радиолокационную обстановку с учётом масштаба дальности с подавлением наземной радиолокационной информации. В режиме AUTO обнаружение зон турбулентности происходит на расстоянии до 74 км (40 NM). Метеообразования, расположенные на высоте выше или ниже 1200 м (4.000 ft) высоты полёта, отображаются на дисплеях MFD чёрными полосами;

– режим ручного управления MAN. В режиме MAN экипаж оценивает метеообразования на выбранной высоте среза. Высота среза выбирается с помощью ручки ELEVN в диапазоне высот от 0 до 18300 м (от 0 до 60000 ft) с дискретностью 300 м (1000 ft);

– режим картографирования MAP. Режим MAP обеспечивает экипаж информацией об особенностях подстилающей поверхности на расстоянии до 590 км (320 NM) и на высотах до 18300 м (60000 ft);

– режим ручной настройки чувствительности приёмного тракта GAIN. В режиме GAIN экипаж оценивает интенсивность метеообразований, вращая по часовой или против часовой стрелке ручку GAIN. После оценки интенсивности метеообразований ручку GAIN необходимо установить в положение CAL.

Органы управления и индикации метеолокатора представлены на рис. 2.18.

В табл. 2.3 приведены аварийно-сигнальные сообщения, которые индицируются на МФИ.

Таблица 2.3 - Аварийно-сигнальные сообщения

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
WXR EMITTING	Уведомляющее	Метеолокатор работает на излучение. Сообщение отображается только на земле
SERV — WXR FAULT	Предупреждающее	Отказ метеолокатора
SERV — WXR WIND WSP FAULT	Предупреждающее	Отказ функции обнаружения сдвига ветра
SERV — WXR TGT NOT MON	Предупреждающее	Изображение метеобстановки не отображается на MFD дисплеях
SERV — WEATHER TGT ERR	Предупреждающее	Изображение метеобстановки не отображается на MFD дисплеях. Метеолокатор определил опасное метеообразование

В таблице 2.4 приведены речевые сообщения о сдвиге ветра.

На рис.2.18-2.20 приведены примеры индикации и сигнализации на дисплеях МФИ.

Таблица 2.4 - Речевые сообщения о сдвиге ветра

Сообщение	Описание
MONITOR RADAR DISPLAY, MONITOR RADAR DISPLAY	Появляется в случае обнаружения сдвига ветра. Период повторения – 10 з
WINDSHEAR AHEAD, WINDSHEAR AHEAD	Появляется в случае обнаружения сдвига ветра на этапе взлёта. Период повторения – 1 з
GO AROUND WINDSHEAR AHEAD, GO AROUND WINDSHEAR AHEAD	Появляется в случае обнаружения сдвига ветра на этапе посадки. Период повторения – 1 з

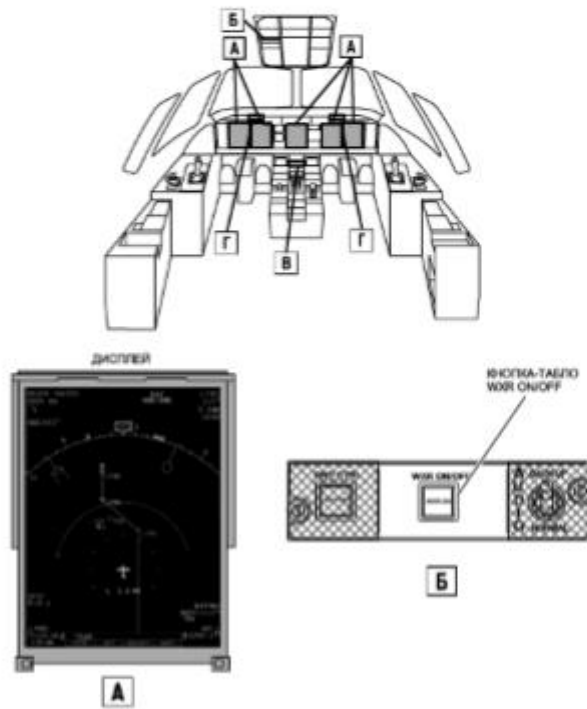


Рис. 2.18. Органы управления и индикации метеолокатора

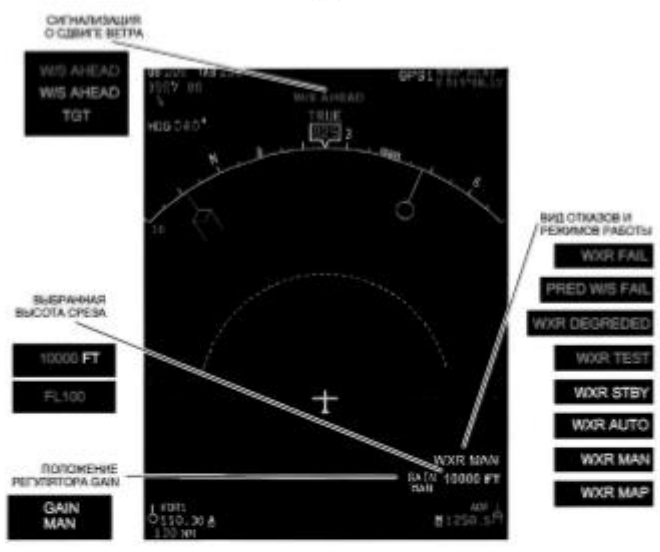


Рис. 2.19. Пример сообщений от метеолокатора

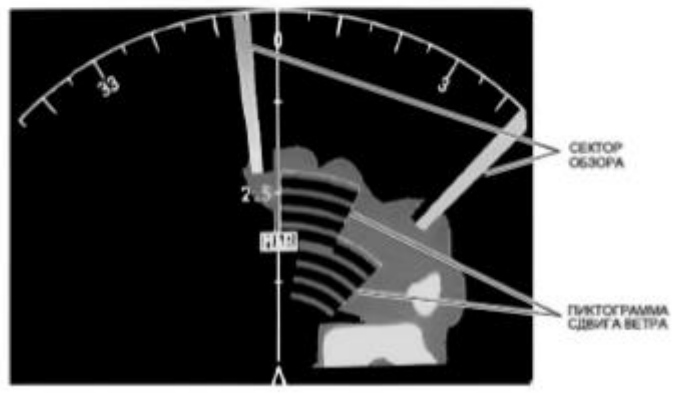


Рис. 2.20. Индикация сдвига ветра

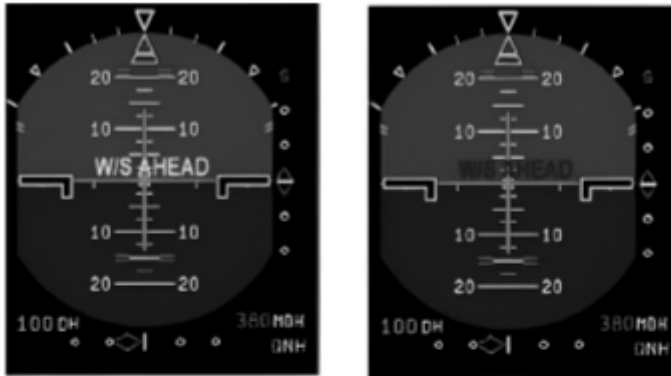


Рис. 2.21. Пример предупреждающей и аварийной сигнализации от метеолокатора

2.5. Система предупреждения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле

Система предотвращения столкновений в воздухе и предупреждения о приближении к земле (TCAS) выполняет следующие функции:

– TCAS — функцию предотвращения столкновений самолётов в воздухе;

– TAWS — функцию предупреждения о приближении к земле;

– RWS — функцию оповещения экипажа о попадании в сдвиг ветра.

Все функциональные элементы объединены в вычислитель TCAS.

Система в функции TCAS осуществляет мониторинг траектории других самолётов с целью определения потенциальной опасности столкновения в воздухе. Система TCAS выдаёт на индикацию и в систему звукового оповещения информацию для пилота о самолётах, которые могут представлять угрозу столкновения (TA). Система также обеспечивает выдачу рекомендации по выполнению маневра, обеспечивающего уход от столкновения.

Система в функции TAWS обеспечивает прогнозирование и предупреждение о потенциальной опасности столкновения с землёй в направлении полета и базовые режимы работы системы предупреждения о сближении с землей (GPWS), включая функцию оповещения экипажа о попадании в сдвиг ветра (RWS).

Система в функции RWS, используя данные от системы воздушных сигналов (ADS) и инерциальной системы (IRS) на основании информации о

состоянии атмосферы и параметров движения самолёта (воздушная скорость, линейные ускорения и т.п.), определяет попадание самолёта в сдвиг ветра с формированием соответствующей сигнализации. Местоположение компонентов системы показано на рис.2.22., 2.23.

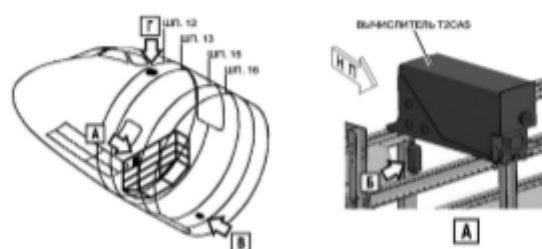


Рис.2.22. Местоположение компонентов системы



Рис.2.23. Компоненты системы

Основные принципы работы системы TCAS в функции TCAS

Основной задачей функции TCAS является предотвращение столкновений самолётов в воздухе. Для этого окружающие ВС условно разделяются на 3 группы в зависимости от степени опасности:

- неопасные самолёты, высота полёта которых отличается от высоты данного самолёта более, чем на 1200 ft, или расстояние до них больше, чем 6 NM,
- близкие самолёты, находящиеся в пределах 1200 ft по вертикали, или в пределах 6 NM по горизонтали;
- угрожающие самолёты, находящиеся в зоне возможного столкновения.

Определение ВС, находящихся поблизости, и оценка степени их опасности осуществляется по информации от ответчиков режима А, режима С или режима С, установленных на них, с последующим предоставлением рекомендаций экипажу для обеспечения вертикального эшелонирования.

Существует два уровня рекомендаций:

– TA (traffic advisories): консультационная информация о воздушном пространстве, в которой отображается расстояние, пеленг и относительная высота самолёта-нарушителя для оказания помощи при визуальном поиске;

– RA (resolution advisories): рекомендации, указывающие вертикальный манёвр, который необходимо выполнить или который необходимо предотвратить для обеспечения безопасного эшелонирования. При этом формируется визуальное и звуковое оповещение. RA Corrective требует от экипажа изменить текущую траекторию полёта. RA Preventive требует от экипажа сохранять текущую траекторию полёта.

Вид рекомендаций зависит от типа оборудования самолёта-нарушителя. Для выработки рекомендаций RA необходима относительная высота самолёта-нарушителя, которая может быть определена только, если самолёт-нарушитель оснащён ответчиками режимов С или С, в функции которых входит передача информации о высоте. Для самолётов-нарушителей, оснащённых ответчиком режима А, который транслирует только идентификатор самолёта, формируются только рекомендации уровня TA.

Самолёт-нарушитель, на котором не установлен ответчик, является невидимым для TCAS других самолётов.

Двусторонняя связь с TCAS других воздушных судов обеспечивается бортовыми системами активного ответа (ответчиками) режима С.

На рис. 2.24 представлено распределение типов рекомендаций при обнаружении ЛА в воздушном пространстве вокруг ВС с функцией TCAS.

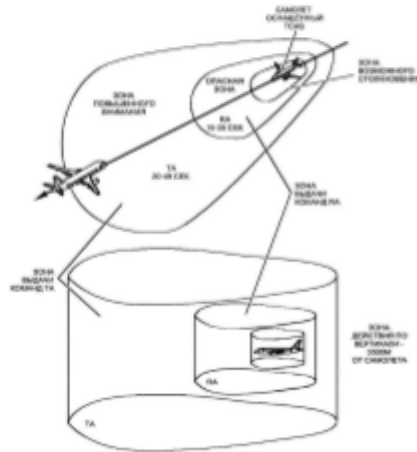


Рис. 2.24. Зоны действия функции TCAS

Система разделяет три зоны опасного сближения самолётов:

- зона возможного столкновения (входит в опасную зону);
- опасная зона: зона 15-35 секундного сближения самолётов (действуют указания для выполнения вертикального манёвра RA и срабатывает соответствующая индикация);
- зона повышенного внимания: зона 20-48 секундного сближения самолётов (срабатывает индикация TA).

В функции TCAS система способна отслеживать до 50 воздушных судов, находящихся в опасной зоне. Дисплеи способны отображать до 31 самолёта.

Используя *информацию о местоположении самолёта и его высоте*, TCAS прогнозирует траекторию полёта, рассчитывает точку максимального сближения и определяет вероятность потенциального столкновения. Если система обнаруживает, что существует опасность столкновения, она выдаёт рекомендации по выполнению манёвра в вертикальной плоскости.

В функции TCAS система также использует сигналы от бортовых систем, включая информацию о параметрах полёта.

Основные принципы работы системы T2CAS в функции TAWS

Функция TAWS системы T2CAS служит для предотвращения столкновения с земной поверхностью.

При определении условий срабатывания сигнализаций TAWS использует следующую информацию:

- вертикальную скорость,
- скорость относительно земли,
- угол наклона траектории,
- текущую широту и долготу,
- положение механизации,
- положение шасси,
- угол крена,
- барометрическую и радиовысоту,
- GPS-высоту,
- информацию из базы данных рельефа местности и аэропортов.

Базы данных рельефа местности и аэропортов (TAWS DB) и искусственных препятствий (Obstacle DB) разрабатываются разработчиком системы T2CAS и соответствуют требованиям DO-200A. Базы данных рельефа местности и искусственных препятствий хранятся в энергонезависимой памяти блока T2CAS.

База данных рельефа и аэропортов содержит информацию о высотах рельефа местности и данные взлётно-посадочных полос по всему земному шару в системе WGS-84. База данных представляет собой массив ячеек, формирующий охватывающую сетку над поверхностью земного шара. Для каждой ячейки задается значение высоты над уровнем моря, соответствующее высоте наивысшей точки рельефа, находящейся в данной ячейке. Шаг сетки зависит от удаленности до контрольной точки аэропорта (КТА):

- зона маршрута — 3 NM;
- расширенная терминальная зона (до 30 NM от КТА только вблизи аэропортов категории МАА) и терминальная зона (до 21 NM от КТА) — 0,5 NM;
- зона аэропорта категории МАА (до 6 NM от КТА) — 0,25 NM.

ПРИМЕЧАНИЕ: Аэропорт категории ММА — аэропорт, вблизи которого находятся элементы рельефа на 2000 ft превышающие высоту ВПП.

В базу данных искусственных препятствий включена информация об объектах, имеющих высоту более 100 ft. Ячейки базы данных искусственных препятствий имеют фиксированный размер, не зависящий от размера объекта и его удалённости от аэропорта.

ПРИМЕЧАНИЕ: База данных искусственных препятствий едина для всех регионов мира, однако может включать в себя не все искусственные препятствия.

Эксплуатант самостоятельно отслеживает выход новых баз данных TAWS DB и Obstacle DB на сайте разработчика и производит их обновление не позднее одной недели с даты выхода очередной версии.

Обновление базы данных рельефа местности и аэропортов и базы данных искусственных препятствий выполняется специалистами эксплуатанта с помощью карты памяти формата Compact Flash (производители SanDisk (серия SDCFJ или SDCFB) или White Electronic Design (серия CFA)). Карта памяти должна иметь объём от 128 Мб до 2 Гб и файловую систему FAT 16.

Система в функции TAWS предупреждает экипаж визуальными и речевыми сообщениями:

- о снижении с большой вертикальной скоростью вблизи земли;
- об опасном сближении с землёй при горизонтальном полёте;
- о потере высоты после взлёта;
- о полёте вблизи земли в непосадочной конфигурации;
- об отклонении самолёта ниже глиссады при заходе на посадку; – о превышении допустимого угла крена;
- о проходе радиовысот и приближении и проходе высоты принятия решения при заходе на посадку;
- об опасности столкновения с землёй и искусственными препятствиями в направлении полёта.

В основе прогнозирования и предупреждения об опасности столкновения с землёй лежит оценка текущей и прогнозируемой траектории полёта и сравнение её с профилем подстилающей поверхности, формируемого на основе информации базы данных рельефа местности и аэропортов и базы данных искусственных препятствий.

Информация о текущем профиле подстилающей поверхности определяется на основе данных о местоположении самолёта, получаемых от MMR (координаты GPS).

Оценка текущей и прогнозируемой траектории полёта осуществляется на основе текущих параметров полёта по информации от ADS, IRS, MMR и RA. Прогноз строится на следующие 2 мин полёта.

Предупреждение об опасности осуществляется с помощью речевых сообщений и визуальной индикации и сигнализации на навигационном дисплее и кнопках-светосигнализаторах.

Функция TAWS системы TCAS включает в себя следующие режимы и функции (рис.2.25):

- режим прогнозирования и сигнализации об опасности столкновения с землёй (режим CPA) и искусственными препятствиями (режим OSPA),
- базовые режимы GPWS,
- индикация рельефа местности и искусственных препятствий
- режим самотестирования.

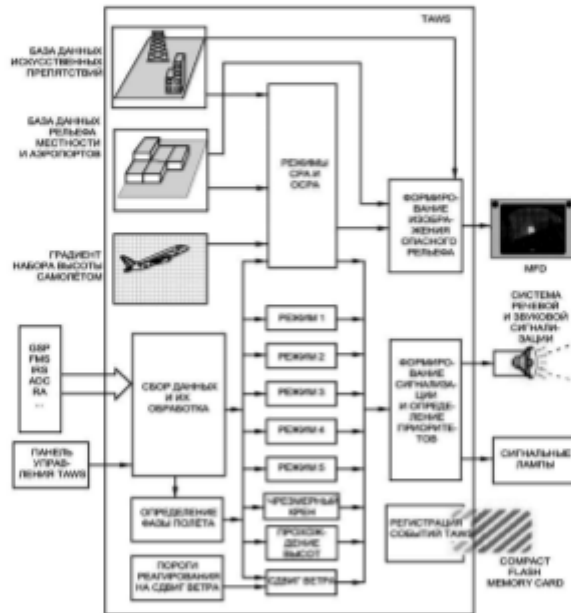


Рис.2.25. Функции и режимы TAWS

(1) Режим прогнозирования и сигнализации об опасности столкновения с землёй (режим CPA) и искусственными препятствиями (режим OSPA)

В режиме CPA/OSPA функция TAWS системы TCAS осуществляет формирование предупреждающей и аварийной сигнализации в случае, если текущая траектория полёта и её продолжение проходит опасно близко к окружающему рельефу или искусственному препятствию. Алгоритмы прогнозирования позволяют предупредить экипаж о надвигающейся угрозе столкновения заранее, что в свою очередь формирует запас времени достаточный для оценки ситуации и выполнения безопасного манёвра ухода от столкновения.

В режиме CPA/OSPA реализованы следующие функции для предотвращения столкновения с землёй в управляемом полёте (CFIT):

- функция оценки рельефа в направлении полета (FLTA) с дополнительной сигнализацией AVOID TERRAIN/AVOID OBSTACLE;
- сигнализация о преждевременном снижении вне зоны аэропорта (PDA);
- функция индикации рельефа и искусственных препятствий.

Функция раннего предупреждения о столкновении с землёй (FLTA) осуществляет прогнозирование потенциальных рисков столкновения с землёй или искусственными препятствиями на основе данных, получаемых от других систем самолёта (координаты местоположения, траектория и параметры полёта, конфигурация самолёта и внешние факторы) и базы данных рельефа местности и базы данных искусственных препятствий, загруженных в вычислитель TCAS.

Для определения потенциальной опасности столкновения с землёй или искусственными препятствиями в функции FLTA реализованы так называемые зоны срабатывания. Эти зоны начинаются от самолета и ограничены коротким участком пути (линией) продолжения полёта по текущей траектории и длинным участком (линией) траектории набора высоты, обеспечивающей избежание столкновения с землёй или искусственными препятствиями (рис.2.26).

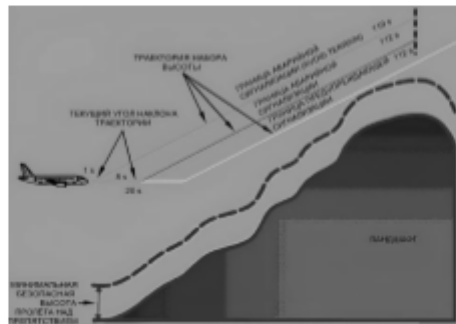


Рис.2.26. Зоны срабатывания — вертикальный профиль

Траектория ухода от столкновения рассчитывается на основании информации, которая учитывает такие факторы как вес самолета, температуру воздуха, количество работающих двигателей, положение механизации и шасси.

В течение всего полёта функция FLTA производит оценку пространства впереди самолёта.

Если граница зоны срабатывания пересекает ячейку БД рельефа или искусственных препятствий, формируется соответствующая сигнализация:

- предупреждающая — Terrain Ahead (Obstacle Ahead). В зоне срабатывания сигнализации звучит речевое сообщение TERRAIN AHEAD (OBSTACLE AHEAD), мигает жёлтая надпись TAWS на кнопке-светосигнализаторе TAWS TEST, на дисплее MFD в режиме TAWS в правом нижнем углу загорается жёлтая надпись TERR AHEAD (OBST AHEAD);

- аварийная А — Terrain Ahead Pull Up (Obstacle Ahead Pull Up). В зоне срабатывания сигнализации звучит речевое сообщение TERRAIN AHEAD PULL UP (OBSTACLE AHEAD PULL UP), мигает красная надпись P/UP на кнопке-светосигнализаторе TAWS TEST, на дисплее MFD в режиме TAWS в правом нижнем углу загорается красная надпись TERR AHEAD (OBST AHEAD);

- аварийная В — Avoid Terrain (Avoid Obstacle). В зоне срабатывания сигнализации звучит речевое сообщение AVOID TERRAIN (AVOID OBSTACLE), мигает красная надпись P/UP на кнопке-светосигнализаторе TAWS TEST, на дисплее MFD в режиме TAWS в правом нижнем углу загорается красная надпись TERR AHEAD (OBST AHEAD).

Для повышения безопасности полёта формирование сигнализации осуществляется при пересечении минимальной безопасной высоты пролёта над препятствием (MTCD). Величина MTCD динамически изменяется в диапазоне от 600 ft на этапе крейсерского полёта до 30 ft на терминальной фазе захода на посадку (рис.2.27).

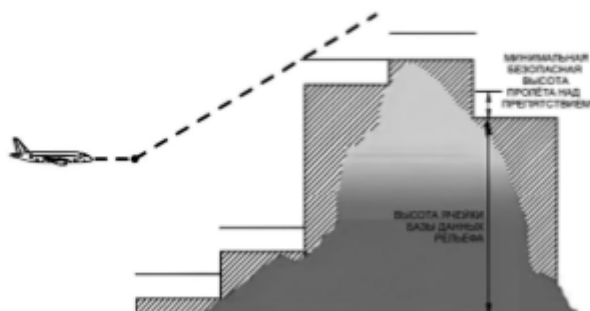


Рис.2.27. Минимальная безопасная высота пролёта над препятствием

Функция FLTA использует полную величину MTCD для сигнализаций "Terrain Ahead" ("Obstacle Ahead") и "Terrain Ahead Pull Up" ("Obstacle Ahead Pull Up") и 30% от величины MTCD для сигнализации "Avoid Terrain" ("Avoid Obstacle").

Время срабатывания сигнализации зависит от следующих условий:

- текущая конфигурация самолёта, определяющая его возможности по набору высоты;
- полёт самолёта в зоне аэропорта, расположенного в гористой местности.

Таким образом, при равных условиях (высота полёта, путевая скорость, угол наклона траектории) пересечение зоны срабатывания MTCD будет происходить раньше при меньшем градиенте набора высоты, и соответствующая сигнализация будет формироваться раньше (дальше) от препятствия (рис.2.28).

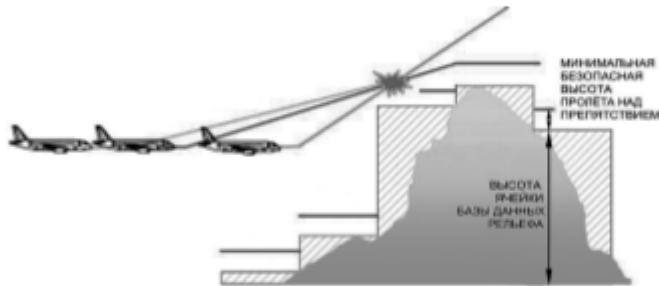


Рис.2.28. Время срабатывания сигнализации режима CRA/OCRA при разных конфигурациях самолёта (адаптивные зоны срабатывания)

Для предотвращения ложных срабатываний при заходе на посадку в аэропорт, расположенный в гористой местности (MAA), размеры зон срабатывания линейно сокращаются с расстояния 15 NM до 5 NM от ВПП. В радиусе 5 NM от ВПП действуют сокращённые зоны срабатывания (рис.2.29):

- сокращённая зона срабатывания сигнализации "Terrain Ahead" ("Obstacle Ahead");
- сокращённая зона срабатывания сигнализации "Terrain Ahead Pull Up" ("Obstacle Ahead Pull Up");
- сокращённая зона срабатывания сигнализации "Avoid Terrain" ("Avoid Obstacle").

В функции TAWS реализованы три фазы полёта:

- на земле,
- взлёт / уход на второй круг,
- крейсерский полёт — заход на посадку.

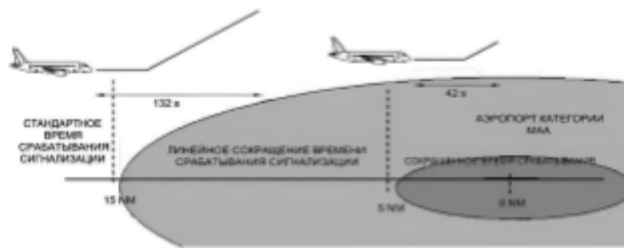


Рис.2.29. Сокращенное время срабатывания сигнализаций режима СРА/ОСРА в зоне аэропорта категории МАА

В функции TAWS предусмотрена автоматическая блокировка сигнализации режима СРА. Блокирование сигнализации осуществляется на фазах "На земле" — в течение всего времени и при выполнении определённых условий на фазах "Взлёт" и "Крейсерский полёт — Заход на посадку" для исключения срабатываний сигнализации при выполнении стандартных процедур.

Условия блокирования сигнализации на фазе "Крейсерский полёт — Заход на посадку":

- механизация в посадочном положении,
- шасси выпущены,
- самолёт находится в зоне сближения.

Зона сближения ограничивает пространство гарантированно безопасного подлёта к ВПП и представляет собой виртуальное пространство, по форме напоминающее воронку, узкая часть которой начинается у торца ВПП, а широкая находится на удалении 5000 м; верхняя и нижняя граница определяются траекториями крутой и стандартной глиссады, соответственно; а боковой профиль учитывает как прямой заход на посадку, так и заход сбоку (рис.2.30).

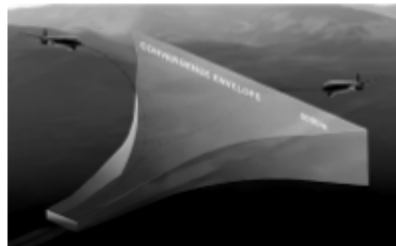


Рис.2.30. Зона сближения

Условия блокирования сигнализации на фазе “Взлёт / Уход на второй круг”:

- данные о радиовысоте достоверны и она менее 500 ft в течение 2 с,
- вертикальная скорость положительная более 2 с,
- вертикальная скорость более 300 ft/min,
- шасси убраны или механизация в неподающем положении.

(2) *Базовые режимы GPWS*

В отличие от режима CPA, который активен в течение всего полёта, базовые режимы включаются только на определённых фазах полёта и вызывают срабатывание сигнализации в момент возникновения заданных условий. Перечень базовых режимов, реализованных в функции TAWS:

- Режим 1: Чрезмерная скорость снижения;
- Режим 2: Чрезмерная скорость сближения с землёй;
- Режим 3: Потеря высоты после взлёта;
- Режим 4: Полёт вблизи земли не в посадочной конфигурации;
- Режим 5: Чрезмерное отклонение вниз от глиссады;
- Чрезмерный угол крена;
- Сигнализация прохода высот при заходе на посадку.

(а) *Режим 1. Чрезмерная скорость снижения*

В данном режиме функция TAWS отслеживает значения радиовысоты и вертикальной скорости и формирует предупреждающую или аварийную сигнализацию, в случае если текущий угол наклона траектории приводит к снижению с чрезмерной скоростью.

Предупреждающая сигнализация режима 1 выдаётся, когда значения радиовысоты и вертикальной скорости попадают в жёлтую зону графика (рис. 2.1). При этом на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение “SINK RATE”. Сигнализация прекращается, как только значения радиовысоты и вертикальной скорости выходят за пределы жёлтой зоны графика. Аварийная сигнализация режима 1 выдаётся, когда значения радиовысоты и вертикальной скорости попадают в красную зону графика (рис. 2.31).

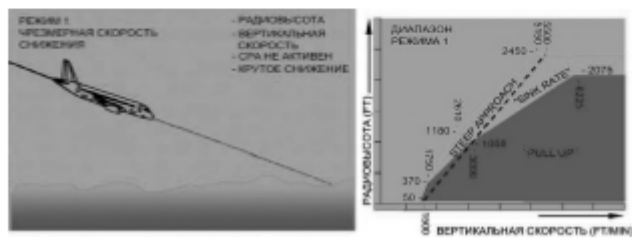


Рис.2.31. Режим 1. Чрезмерная скорость снижения

При этом на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает красная надпись P/UP и звучит речевое сообщение “Whoop Whoop PULL UP”. В этом случае экипажу необходимо немедленно приступить к выполнению манёвра набора высоты для избежания столкновения с землёй. Сигнализация прекращается, как только значения радиовысоты и вертикальной скорости выходят за пределы красной зоны графика.

ПРИМЕЧАНИЕ: Режим 1 всегда активен, что позволяет обеспечивать безопасность полёта при отказе или снижении точности режима CPA.

(б) Режим 2. Чрезмерная скорость сближения с землёй

В этом режиме функция TAWS отслеживает значения радиовысоты и приборной скорости, положение шасси и механизации и формирует предупредительную или аварийную сигнализацию, в случае если текущая траектория полета и подстилающая поверхность сближаются с чрезмерной скоростью.

Предупредительная сигнализация режима 2 выдаётся в следующих случаях:

- подрежим 2А — значения радиовысоты и скорости сближения с подстилающей поверхностью находятся в красной зоне графика (рис.2.32) более 1 с, при этом закрылки не в посадочном положении,
- подрежим 2В — значения радиовысоты и скорости сближения с подстилающей поверхностью находятся в жёлтой зоне графика (рис.2.32) более 1 с, при этом закрылки в посадочном положении или сигнал о непосадочном положении закрылков заблокирован (на панели TAWS CP нажата кнопка FLAP MODE).

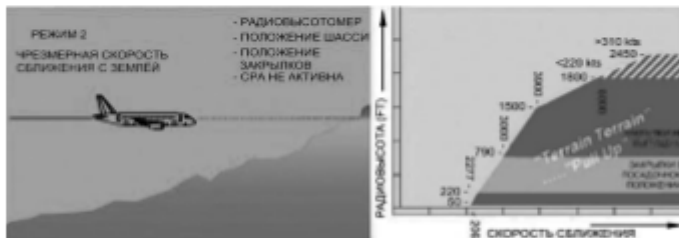


Рис. 2.32. Режим 2. Чрезмерная скорость сближения с землёй

При этом на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение “TERRAIN”. Сигнализация прекращается, как только значения радиовысоты и скорости сближения с подстилающей поверхностью выходят за пределы жёлтой (для подрежима 2В) или красной (для подрежима 2А) зоны графика.

Аварийная сигнализация режима 2 выдаётся, в случае если условия возникновения предупреждающей сигнализации сохраняются более 3 с. При этом на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает красная надпись P/UP и звучит речевое сообщение "Whoop Whoop PULL UP". В этом случае экипажу необходимо немедленно приступить к выполнению манёвра набора высоты для избежания столкновения с землёй. Сигнализация прекращается, как только значения радиовысоты и скорости сближения с подстилающей поверхностью выйдут за пределы жёлтой (для подрежима 2B) или красной (для подрежима 2A) зоны графика.

ПРИМЕЧАНИЕ: Режим 2 обычно автоматически блокируется, если активен режим CPA, и автоматически активируется при отказе или снижении точности режима CPA (например, при ошибке определения местоположения или ошибке базы данных рельефа).

(е) Режим 3. Потеря высоты после взлёта

В этом режиме функция TAWS отслеживает значения радиовысоты и формирует предупреждающую сигнализацию, в случае потери высоты после взлёта или при выполнении ухода на второй круг. Предупреждающая сигнализация режима 3 выдаётся, когда значения радиовысоты и потери высоты попадают в жёлтую зону графика (см. рис. 2.33).

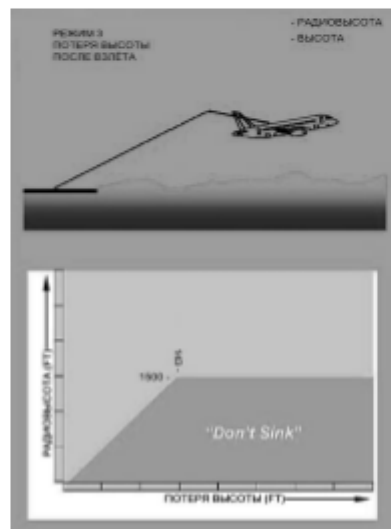


Рис.2.33. Режим 3. Потеря высоты после взлёта

При этом на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение “DON’T SINK”. Сигнализация прекращается, как только значения радиовысоты и потери высоты выйдут за пределы жёлтой зоны графика. Сигнализация также прекращается, в случае если значения радиовысоты и потери высоты всё ещё находятся в жёлтой зоне графика, а вертикальная скорость положительная в течение более 1с. Однако если вертикальная скорость снова становится отрицательной, а значения радиовысоты и потери высоты не вышли за пределы жёлтой зоны, сигнализация возобновляется.

(г) Режим 4. Полёт вблизи земли не в посадочной конфигурации

В этом режиме функция TAWS отслеживает значения радиовысоты и приборной скорости, положения шасси и закрылков и формирует предупреждающую сигнализацию, в случае полёта на малой высоте в непосадочной конфигурации.

В режиме 4 формируется три вида предупреждающей сигнализации:

– подрежим 4А — на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение “TOO LOW TERRAIN”, если значения радиовысоты и приборной скорости находятся в жёлтой зоне “Too Low Terrain” и шасси не выпущены (рис.2.34);

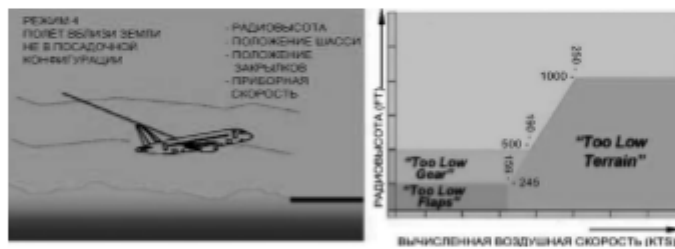


Рис.2.34. Режим 4. Полёт вблизи земли не в посадочной конфигурации

– подрежим 4В — на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение “TOO LOW GEAR”, если значения радиовысоты и приборной скорости находятся в жёлтой зоне “Too Low Gear” или “Too Low Flaps” и шасси не выпущены (рис. 2.34);

– подрежим 4С — на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение “TOO LOW FLAPS”, если значения радиовысоты и приборной скорости находятся в жёлтой зоне “Too Low Flaps”, шасси выпущены и закрылки находятся не в посадочной конфигурации (рис.2.34).

Во всех случаях сигнализация прекращается, как только значения радиовысоты и приборной скорости выйдут за границы соответствующей зоны или шасси и закрылки выпускаются (для подрежимов 4В и 4С).

(д) Режим 5. Чрезмерное отклонение вниз от глиссады

В данном режиме функция TAWS отслеживает значения радиовысоты, отклонения от глиссады и курса, положение шасси и формирует предупреждающую сигнализацию при снижении ниже глиссады при выполнении захода на посадку.

Предупреждающая сигнализация режима 5 выдвается, когда значения радиовысоты и отклонения от глиссады попадают в жёлтую зону графика (рис. 2.35).

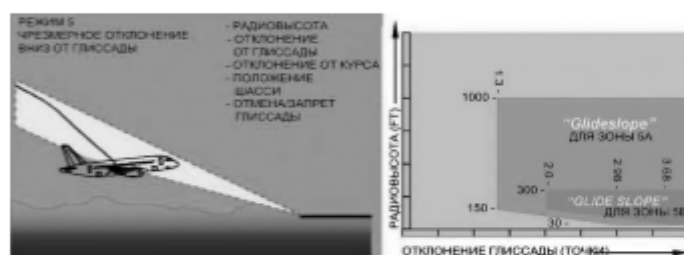


Рис.2.35. Режим 5. Чрезмерное отклонение вниз от глиссады

При этом на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение "GLIDECLOPE". Уровень звука речевого сообщения — нормальный для зоны 5В и пониженный — для зоны 5А. Речевое сообщение выдвается непрерывно, пока выполняются условия срабатывания, при этом, чем ниже радиовысота или больше отклонение от глиссады, тем чаще повторяется сообщение. Сигнализация прекращается, как только значения радиовысоты и отклонения от глиссады выйдут за пределы жёлтой зоны графика.

Сигнализация режима 5 не выдвается в следующих случаях:

- автоматическое слежение за глиссадой отключено (на пульте TAWS CP нажата кнопка G/C MODE),
- угол между курсом выбранной ВПП и путевым углом самолёта превышает 90° ,
- отклонение от курса посадки по ILS превышает 3 точки в любую сторону,
- шасси убраны,
- выбран заход на посадку по обратному курсу.

(е) Чрезмерный угол крена

В данном режиме функция TAWS отслеживает значения радиовысоты и угла крена и формирует предупреждающую сигнализацию, в случае, если превышен угол крена, допустимый на данной высоте.

Предупреждающая сигнализация выдаётся, когда значения радиовысоты и угла крена попадают в жёлтую зону графика (рис. 2.36).

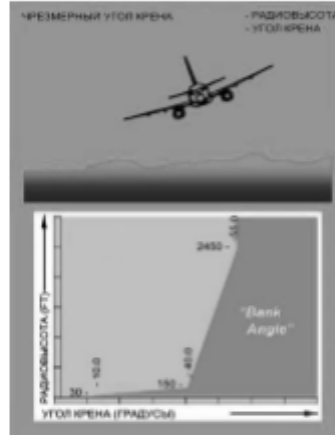


Рис.2.36. Режим 6. Чрезмерный угол крена

При этом на пульте приоритета на кнопке TAWS TEST мигает жёлтая надпись TAWS и звучит речевое сообщение BANK ANGLE.

(ж) Речевые сообщения, звуковая и визуальная сигнализация функции TAWS

На этапе захода на посадку функция TAWS формирует сигнализацию прохода высот — речевые сообщения женским голосом на английском языке о текущей высоте над земной поверхностью.

(з) Индикация рельефа местности и искусственных препятствий

Индикация рельефа местности и искусственных препятствий осуществляется на ND KВС и второго пилота.

На ND в режиме TAWS выводится следующая информация:

– карта рельефа местности и искусственных препятствий, состоящая из заштрихованных участков разного цвета;

- цифровые значения максимальной (Hmax) и минимальной (Hmin) высот отображаемой в данный момент карты;
- участки карты разного цвета, которые вызвали срабатывание сигнализации режима СРА/ОСРА;
- рубеж срабатывания предупреждающей сигнализации режима СРА.

Карта рельефа местности и искусственных препятствий на MFD в режиме TERR отображается в виде заштрихованных участков разного цвета и плотности и обеспечивает общую ситуативную осведомленность экипажа о высотах местности, над которой проходит полёт. Цвет и плотность зависит от высоты рельефа или искусственных препятствий по отношению к опорной высоте полёта самолёта. При этом за опорную высоту принимается поверхность, начинающаяся у самолёта и простирающаяся по линии угла наклона траектории в течение 30 с, а затем горизонтально (рис.2.37).

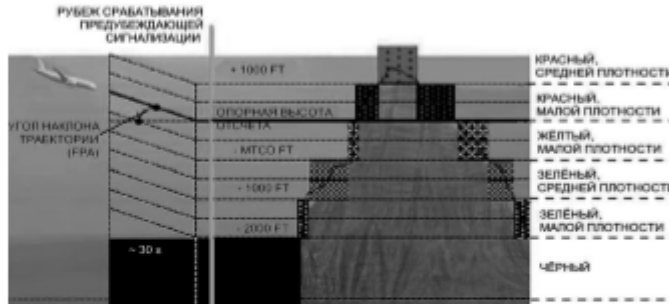


Рис. 2.37. Цветовая схема рельефа на дисплее MFD в режиме TERR при высотах полёта ниже максимальной высоты рельефа/искусственных препятствий

Используемые цвета и текстуры, а также значения пороговых высот определяются файлом базы данных самолета (ACDB).

В случае, когда опасности столкновения нет, на MFD в режиме TERR отображается карта рельефа местности и искусственных препятствий в соответствии с цветовой схемой. Искусственные препятствия отображаются только при выборе масштаба 20 NM и менее.

Если полёт проходит на высоте, превышающей высоту самой высокой точки рельефа более чем на 400 ft, на MFD в режиме TERR дополнительно отображается карта относительных высот. На высоте более 2000 ft над самой высокой точкой рельефа отображается только карта относительных высот.

В правом нижнем углу кадра TAWS на MFD индицируются цифровые значения минимальной и максимальной высот отображаемой местности в сотнях футов. Округления значений высот осуществляется в большую

сторону. Если разница минимальной и максимальной высот не превышает 100 ft, отображается только большее значение. Цвет цифровых значений соответствует цвету ячейки рельефа или искусственного препятствия, имеющей эту высоту.

При выборе режима ARC на MFD карта рельефа местности и искусственных препятствий обрезается справа и слева. Цифровые значения минимальной и максимальной высот при этом рассчитываются для полной карты.

Цвет ячейки зависит от "близости" её высоты к минимальной или максимальной высоте отображаемого рельефа (рис.2.38).

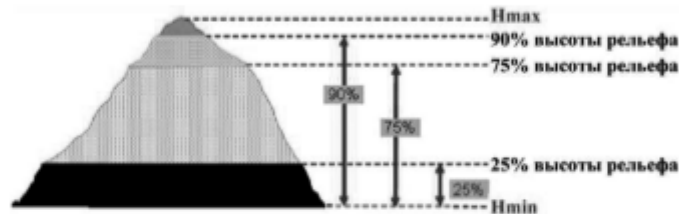


Рис.2.38. Цветовая схема карты относительных высот

(4) Режим самотестирования

В режиме тестирования происходит проверка функционирования TAWS и RWS, отчёт о текущих и прошлых отказах и просмотр текущей конфигурации.

Для выхода из режима тестирования необходимо кнопку TAWS TEST нажать и удерживать более 3 с.

Принципы работы системы в функции RWS

RWS служит для формирования и выдачи экипажу сигнализации о попадании самолета в сдвиг ветра. Принцип работы системы основан на обнаружении приземных сдвигов ветра.

В зоне переднего фронта за счёт увеличившегося набегающего потока происходит быстрое увеличение воздушной скорости самолета и подъемной силы. Нисходящий поток приводит к резкой потере высоты. В зоне заднего фронта за счет сильного попутного потока происходит стремительное снижение воздушной скорости и подъемной силы (рис.2.39).

Таким образом, по резкому изменению воздушно-скоростных параметров самолёта совместно с его линейными перемещениями (скольжение/снос), не связанных с текущими управляющими действиями экипажа или САУ на органы управления и двигатели, можно идентифицировать попадание самолёта в сдвиг ветра и выдать соответствующее предупреждение экипажу.

При резком увеличении истинной воздушной скорости относительно путевой и/или попадании самолета в сильный восходящий поток функция RWS формирует предупреждающую сигнализацию:

- звучит речевое сообщение "CAUTION WINDSHEAR";
- на PFD в области индикатора пространственного положения в проблесковом режиме отображается желтая надпись WINDSHEAR (рис.2.40).

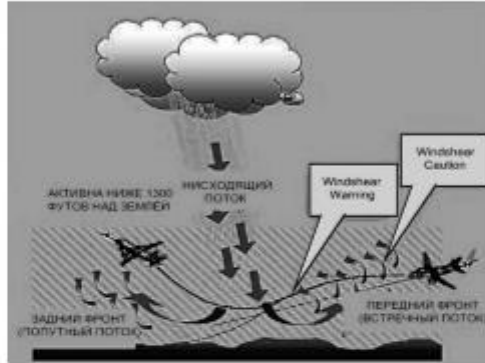


Рис.2.39. Воздушные потоки при сдвиге ветра

При резком уменьшении истинной воздушной скорости относительно путевой или увеличении попутного ветра и/или попадании самолета в сильный нисходящий поток RWS формирует аварийную сигнализацию (рис. 2.40):

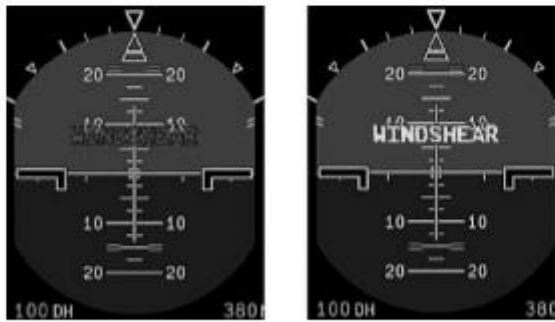


Рис.2.40. Индикация на дисплее PFD при срабатывании функции сдвига ветра

- звучит речевое сообщение "WINDSHEAR, WINDSHEAR, WINDSHEAR";
- на PFD в области индикатора пространственного положения в проблесковом режиме отображается красная надпись WINDSHEAR.

2.6. Глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС)

Глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС) обеспечивает непрерывное определение навигационных параметров по сигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS.

Для работы с глобальными спутниковыми навигационными системами ГЛОНАСС и GPS используется бортовой приёмник спутниковой навигации БПСН-2.

Приёмник ГЛОНАСС используется в составе комплекса навигационного оборудования самолёта в качестве датчика навигационных параметров для решения задач навигации на маршруте и в районе аэродрома.

Приёмник ГЛОНАСС обеспечивает:

- (1) непрерывное определение навигационных параметров самолёта по сигналам систем ГЛОНАСС (диапазон L1, СТ-код) и GPS (диапазон L1, C/A-код);
- (2) определение и выдачу в комплекс бортового оборудования навигационных параметров в системе координат WGS-84;
- (3) контроль целостности выдаваемых параметров путем вычисления и выдачи значений VIL (порог сигнализации целостности в горизонтальной плоскости), HIL (порог сигнализации целостности в вертикальной плоскости), HDOP (точность по горизонтали), VDOP (точность по вертикали), HFOM (горизонтальная оценка качества сигналов) и VFOM (вертикальная оценка качества сигналов);
- (4) обнаружение и исключение из вычислений сигналов отказавших навигационных космических аппаратов (НКА);
- (5) приём разовой команды Воздух/Земля для блокировки перехода в режимы Наземный расширенный контроль и Автономный контроль в полёте;
- (6) выдачу импульса метки времени с формой и нагрузочными характеристиками, соответствующими требованиям ARINC 743A-4. Передний фронт импульсов метки времени синхронизирован со шкалой времени UTC;
- (7) контроль исправности линий связи с системами комплекса и контроль исправности поступающей информации;
- (8) выдачу потребителям (вычислительная система самолётовождения, система электронной индикации и система предупреждения экипажа) навигационных параметров. Частота обновления и выдачи информации — не менее 10 Гц;
- (9) автоматический контроль работоспособности приёмника ГЛОНАСС с индикацией результатов контроля (светосигнализатор ИСПР на передней

панели приёмника) и выдачей информации об отказавшем узле (блоке) в слове 371.

Работоспособность приёмника обеспечивается без использования информации от каких-либо внешних датчиков на всех этапах полёта.

Число каналов радиоприёмного устройства (РПУ) – 24.

Приёмник обеспечивает автоматический поиск, приём и обработку сигналов от всех НКА ГЛОНАСС и GPS, находящихся в зоне радиовидимости антенны, независимо от наличия действующих альманахов глобальных спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS.

Погрешности определения навигационных параметров с вероятностью 0.95 при полностью развернутых спутниковых навигационных системах (при отсутствии селективного доступа к сигналу GPS) в режиме Автономный в полёте по маршруту и в районе аэродрома не более:

(1) горизонтальных координат (при HDOP не более 1.5): – GPS – 33 м (108 ft),

– ГЛОНАСС – 44 м (144 ft),

– ГЛОНАСС/GPS – 44 м (144 ft);

(2) высоты над поверхностью опорного эллипсоида (при VDOP не более 3):

– GPS – 70 м (230 ft),

– ГЛОНАСС – 66 м (216 ft),

– ГЛОНАСС/GPS – 70 м (230 ft);

(3) путевой скорости:

– GPS – 2.0 м/с,

– ГЛОНАСС – 0.3 м/с,

– ГЛОНАСС/GPS – 0.3 м/с;

(4) истинного путевого угла при изменении путевой скорости от 100 до 1200 км/ч:

– GPS – от 5° до 30',

– ГЛОНАСС – от 35' до 3',

– ГЛОНАСС/GPS – от 35' до 3';

(5) текущего времени UTC – 200 нс.

В. Инструментальная погрешность по измерению псевдодальностей с вероятностью 0.95 не более 1,5 м.

Функциональная структура

Функциональная схема приёмника ГЛОНАСС приведена на рис. 2.41.

Антенна принимает сигналы от глобальных спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS в диапазоне частот от 1570 до 1610 МГц. Принятые сигналы передаются для дальнейшей обработки в усилитель ГЛОНАСС, где усиливаются (после пассивной антенны). Усилитель, также выполняет разделительную фильтрацию сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS.

Сигналы с усилителя по ВЧ-кабелю передаются на вход приёмника. Информация из бортового оборудования (навигационные параметры) поступает на вход приёмника по каналам ARINC 429 (Вход А, Вход В), дифференциальные данные поступают по каналам ARINC 429 (Вход ЛПД1, Вход ЛПД2).

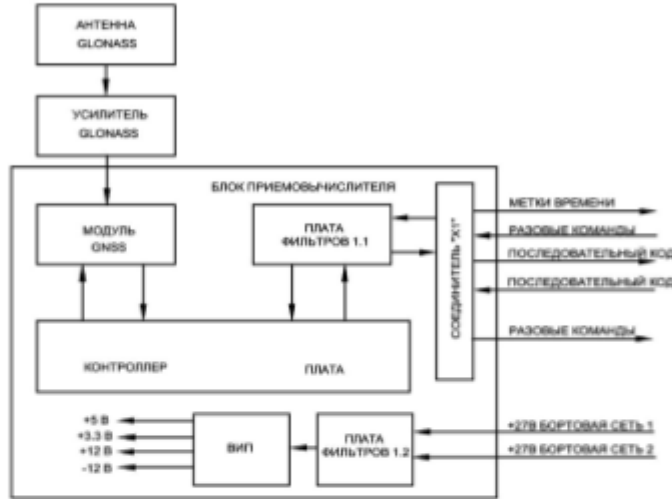


Рис. 2.41. Функциональная схема приёмника ГЛОНАСС

В модуле GNSS происходит обработка сигналов, выделение полезной информации, обработка выделенной информации и определение навигационных параметров. Информация, поступающая от бортового оборудования, используется для контроля целостности, для повышения точности вычисляемых навигационных параметров.

Вычисленные в модуле GNSS навигационные параметры поступают в контроллер ввода-вывода, где преобразуются в формат ARINC429 и через выходные устройства выдаются внешним потребителям.

приёма сигналов по Входу ЛПД1 и Входу ЛПД2 происходит автоматически с приоритетом входа ЛПД1, тактовая частота (100 ± 1) кГц; – Выход 1 для выдачи информации, тактовая частота (100 ± 1) кГц; – Выход 2 для выдачи информации, тактовая частота (100 ± 1) кГц.

Обмен информацией производится асинхронным способом «всем», при котором приёмник ГЛОНАСС выдаёт информацию в виде информационных слов, через определенные интервалы времени и готов в любое время к приёму

информационных слов из КБО. Данные альманахов, принятых во время сеанса работы, записываются и хранятся в энергонезависимой памяти приёмника.

Импульс метки времени, синхронизированный со шкалой времени UTC, выводится на контакт 23 соединителя X1 приёмника (сигнал MB A – положительной полярности) и на контакт 24 соединителя X1 приёмника (сигнал MB B – отрицательной полярности).

В случае отсутствия навигационного решения по сигналам спутниковых навигационных систем ухудшается точность выдачи импульсов метки времени, при этом MC слова 141 принимает значение «Нет вычисленных данных».

Конструктивно приёмник состоит из основания и кожуха, выполненных из алюминиевого сплава. На основании установлены этажеркой платы: модуль ВПИ, модуль GHSS, контроллер ввода-вывода. Отдельно на основании установлена плата фильтров. На передней панели приёмника расположены разъёмы для подключения приёмника при установке его на борт. На передней панели расположен светосигнализатор ПИТ., сигнализирующий о наличии входного напряжения, и светосигнализатор ИСПР., сигнализирующий об исправности приёмника.

2.7. Глобальная система определения местоположения (GPS)

Глобальная система определения местоположения (GPS) обеспечивает непрерывное определение навигационных параметров воздушного судна по сигналам спутников GPS.

Данные глобальной системы определения местоположения предоставляются в инерциальные системы (IRS) для их первоначальной выставки, в систему управления полётом для учета координат и пространственного положения самолёта, а также в автоматическую бортовую систему управления для выполнения заходов на посадку невысокой точности.

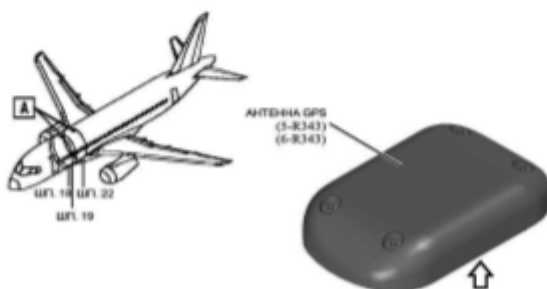


Рис.2.42. Местоположение антенны GPS

Основные функции GPS

- использование в качестве информационной системы-датчика навигационных параметров;
- определение местоположения самолёта на маршруте и в районе аэродрома;
- определение параметров, необходимых для неточного захода на посадку;
- обеспечение ручного захода на посадку невысокой точности.

Основные характеристики GPS

GPS использует алгоритм RAIM (автономный мониторинг целостности приёмника) и обеспечивает точность с вероятностью 95%:

- 0.056 NM во время захода на посадку,
- 0.124 NM на маршруте и на конечном этапе полёта.

Контроль работоспособности глобальной системы определения местоположения осуществляется с помощью пульта MCDU (рис.2.43).



Рис. 2.43. Лицевая панель пульта MCDU

На страницах MCDU отображается следующая информация:

- OP MODE - рабочий режим;
- SAT V/C - количество спутников в зоне видимости;
- SAT TRK - количество спутников, участвующих в навигационных расчётах системы GPS;
- HOR FOM - погрешность измерений по горизонтальному каналу;
- VER FOM - погрешность измерений по вертикальному каналу;
- HOR DOP - показатель ухудшения горизонтальной точности;

- BER DOP - показатель ухудшения вертикальной точности;
- HOR INT - предел целостности горизонтального канала;
- POSITION - координаты места самолёта, полученные относительно системы GPS;
- TK/GC - путевой угол/путевая скорость;
- BER CPD - текущая вертикальная скорость;
- MCL ALT - превышение над уровнем моря;
- UTC - скоординированное время (относительно меридиана Гринвича);
- DATE - текущая дата;
- CTC - состояние всех имеющихся навигационных режимов;
- DIC - линейное отклонение между местоположением, определённым конкретным режимом навигации и местоположением системы ВСС;
- ACCUR - точность вычисленных координат имеющимся навигационным средством;
- BRG - угловое отклонение между местоположением, определённым конкретным режимом навигации, и местоположением системы ВСС.

2.8. Система управления воздушным движением (УВД)

Система управления воздушным движением предназначена для работы с установленными на аэродромах и авиатрассах наземными станциями радиолокации отечественных и зарубежных систем, входящих в систему управления воздушным движением (УВД) (рис.2.44).

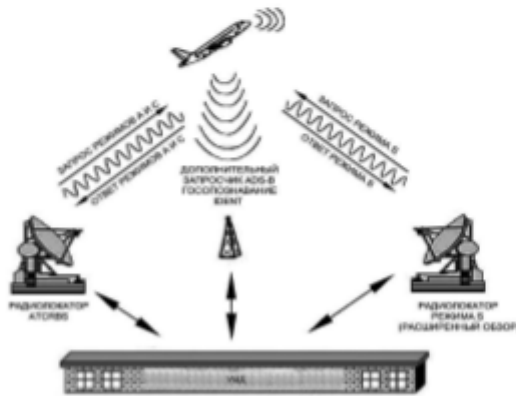


Рис.2.44. Принцип работы ответчика в системе управления воздушным движением

По запросу с земли система обеспечивает автоматическую передачу наземным станциям УВД ответных кодированных откликов, содержащих координатные и информационные коды.

Система работает в трёх режимах:

- режим А: идентификация воздушных судов;
- режим С: передача барометрической высоты самолёта;
- режим С (расширенное наблюдение): индивидуальный опрос воздушного судна наземными станциями УВД и передача ответных откликов на землю и другим самолётам, оснащенным данным оборудованием.

Режим С полностью совместим с режимами А и С. Режим С служит в качестве элемента системы предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения земли (Т2САС). Техника, используемая при наблюдении в режиме С, дает возможность уточненного определения положения при уменьшении числа требуемых запросов. Это улучшает обстановку по радиочастотным помехам. В таком режиме обмена цифровые сообщения могут быть длиной или 56 или 112 бит.

Особенность режима С заключается в том, что каждому самолёту присвоен уникальный адресный код. Используя этот уникальный код, запросы могут направляться на отдельный самолёт, а ответы могут уверенно опознаваться. Таким образом, ответы от находящихся близко в пространстве самолётов могут быть приняты без взаимных помех.

Для повышения надёжности работы системы на самолёте установлен двойной комплект самолётного ответчика RCZ-852 уровня 3 (или XC-950 – ответчика уровня 4 при опционной конфигурации). Совместная работа двух ответчиков исключена. Каждый ответчик принимает запросы от наземных станций УВД и воздушных судов (ВС), оборудованных системой Т2САС, и передаёт ответ через всенаправленные антенны, установленные в верхней и нижней частях фюзеляжа. Ответчик получает запросы на частоте 1030 МГц и передаёт ответы на частоте 1090 МГц. Ответчик содержит два независимых радиочастотных канала, которые позволяют одновременно контролировать запросы, поступающие через верхнюю и нижнюю антенны.

Описание системы

Назначение системы управления воздушным движением

Ответчик работает в составе системы управления воздушным движением и обеспечивает автоматическую идентификацию воздушных судов с указанием высоты и анализом ответов на селективный запрос.

Характер информации, выдаваемой наземным станциям и другим участникам воздушного движения, зависит от режима работы ответчика.

Ответчик позволяет автоматически, без ведения переговоров с экипажем, передавать полётную информацию и информацию о местоположении воздушного судна для его однозначной идентификации.

Основная задача ответчика — формирование ответов на запросы, поступающие от обзорного лоатора АТС в режимах А, С и С.

Селективный запрос в режиме С может производиться как наземной станцией, так и другими самолётами, оборудованными системой TCAS.

Каждый самолёт имеет уникальный адрес, используемый в режиме С. Этот адрес представляет собой 24-х разрядное кодовое слово и рассылается на все поступившие запросы в режиме С.

Функциональная структура системы

Ответчик включает в себя следующие функциональные элементы:

- модуль питания,
- процессор,
- модуль интерфейса,
- передатчик,
- приёмник.

Блок-схемы, иллюстрирующие взаимосвязь функциональных элементов приведены на рис.2.45.

Описание основных функций самолётного ответчика

Ответчик выполняет следующие функции:

- приём запросных сигналов наземных радиолокационных станций УВД и систем TCAS;
- получение пилотажно-навигационной информации от бортового оборудования и выдача её в ответном высокочастотном сигнале, с учетом выбранного режима работы;
- формирование ответа, содержащего тактический номер самолёта (любой из 4096), вводимый перед полётом с пульта MCDU вычислительной системы самолётовождения (режим А);
- выдача в ответном сигнале информации о высоте полёта самолёта (режим С);
- выдача по запросу станции УВД индивидуального 24-разрядного номера самолёта, программируемого переключками при установке;
- обеспечение сервиса ADLP (информационный обмен сообщениями COMM-A/B и COMM-C/D).

Описание основных компонентов

А. Ответчик 3-го уровня

Внешний вид ответчика 3-го уровня показан на рис.2.45.

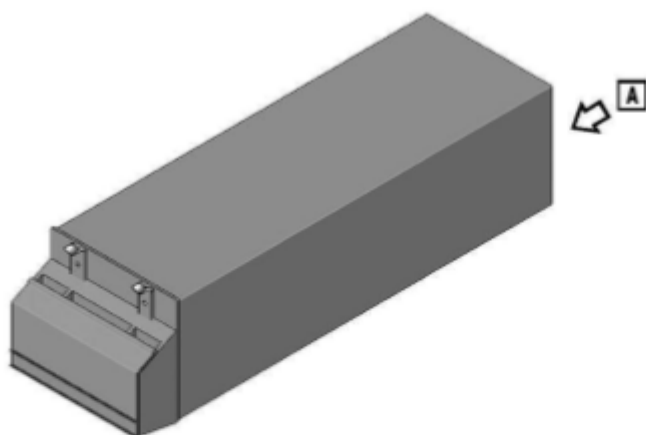


Рис.2.45. Ответчик 3-го уровня

Ответчик осуществляет приём от бортового оборудования информации, необходимой для ответа на запросы наземных станций в режимах А, С, С и систем TCAS других самолётов. Принимаемая информация обрабатывается в приёмопередатчике и, в зависимости от выбранного режима работы, формируется ответный высокочастотный сигнал.

Ответный сигнал всенаправленно излучается в пространство посредством антенн ответчика (верхней или нижней, в зависимости от того, через какую антенну был получен запрос).

Программное обеспечение ответчика 3-го уровня разрабатывается и оценивается согласно требованиям DO-178B, уровень В.

Ответчик представляет собой моноблок, устанавливаемый на раму.

Конструктивно блок состоит из основания и кожуха. На основании установлены две основные съёмные сборки:

– высокочастотная часть, – модуль процессора.

Сборки соединены между собой шлейфовым кабелем. На задней панели приёмопередатчика расположены два высокочастотных разъёма для подключения антенн и один низкочастотный для подключения питания и бортового оборудования.

Ответчик 4-го уровня

НА САМОЛЁТАХ С УСТАНОВЛЕННОЙ ОПЦИЕЙ № 3453-102
Внешний вид ответчика 4-го уровня показан на рис.2.46.

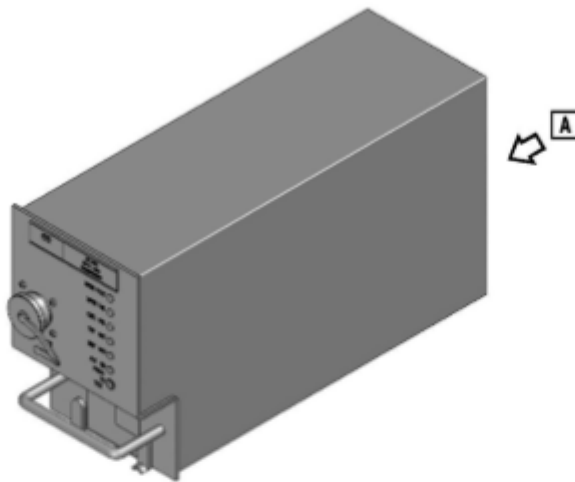


Рис.2.46. Ответчик 4-го уровня

Отличием ответчика 4-го уровня от ответчика 3-го уровня является то, что он позволяет передавать сообщения большей длительности по линиям связи "Земля-Самолет" и "Самолет-Самолет" (COMM D).

Программное обеспечение ответчика 4-го уровня разрабатывается и оценивается согласно требованиям DO-178B, уровень B.

На лицевой панели ответчика 4-го уровня расположены кнопка "PUSH TO TEST" для включения процедуры встроенного контроля и несколько светосигнализаторов:

- XPDR PASS (сигнализирует о нормальном прохождении встроенного контроля),
- XPDR FAIL (сигнализирует о наличии ошибок при прохождении встроенного контроля),
- TA DISP (сигнализирует о наличии ошибок при работе системы в режиме TA),
- RA DISP (сигнализирует о наличии ошибок при работе системы в режиме RA),
- TOP ANT (сигнализирует об отказе верхней антенны),
- BOT ANT (сигнализирует об отказе нижней антенны),
- CNTL PANEL (сигнализирует об отсутствии связи с пультом управления),
- ALT_INPUT (сигнализирует об отсутствии от CBC).

*Ответчик 4-го уровня с функцией ADS-B***НА САМОЛЁТАХ С УСТАНОВЛЕННОЙ ОПЦИЕЙ № 3453-103**

Ответчик по своим характеристикам и внешнему виду идентичен ответчику 4-го уровня, но имеет дополнительную функцию ADS-B out (automatic dependence surveillance-broadcast — автоматическое зависимое наблюдение-вещание). Самолёт, оснащённый ответчиком с функцией ADS-B out, автоматически передаёт сигналы в окружающее пространство с периодичностью около 1с. Сигналы содержат информацию о местоположении и скорости самолёта, получаемую ответчиком от бортовых систем. Эти сигналы принимаются самолётами, оборудованными ответчиками с функцией ADS-B in, и наземными службами УВД.

Функция ADS-B позволяет наземным службам УВД тщательнее отслеживать конкретный самолёт в зоне аэропортов с плотным воздушным движением.

Всенаправленная антенна УВД

Антенна является законченной конструкцией, прикрепляемой к фюзеляжу с помощью четырёх винтов. Антенны монтируются на корпус самолёта с использованием уплотнительных колец для предотвращения утечек при повышении давления. Схема подключения антенны УВД показана на рис.2.47.

Между антенной и корпусом самолёта должен быть хороший электрический контакт – менее 3 мΩ.

Расстояние между антеннами разных комплектов ответчика составляет минимум 20 in (0.5 м), а расстояние между верхней и нижней антеннами не превышает 25 ft.

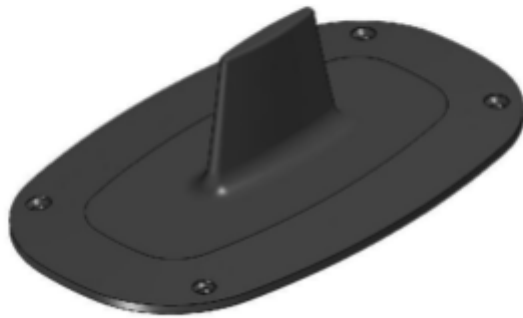


Рис.2.47. Всенаправленная антенна УВД

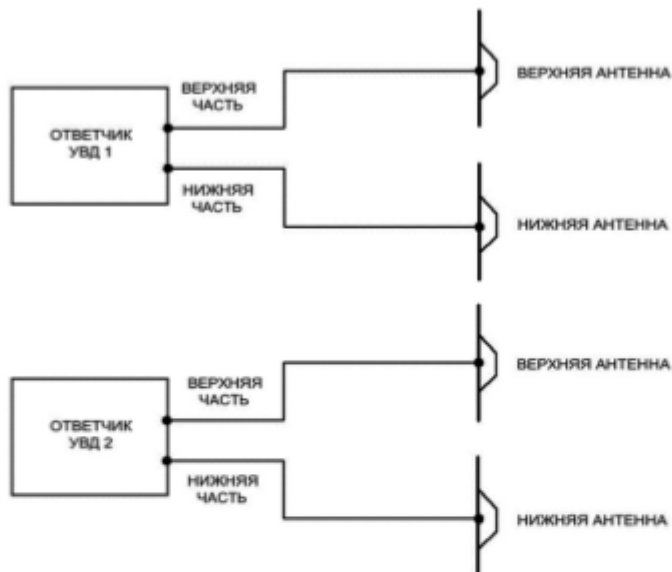


Рис.2.48. Схема подключения антенн УВД

Питание ответчика осуществляется от первичной системы электроснабжения постоянного тока напряжением 28 В. Выключение системы осуществляется снятием питающего напряжения.

Обмен информацией

Обмен информацией между ответчиками и бортовым оборудованием осуществляется последовательным биполярным кодом (ARINC-429, ARINC-575, RCВ) асинхронным способом, при котором датчик информации постоянно выдает информацию в виде информационных слов, появляющихся в линии через заданные интервалы времени, а потребитель информации должен быть готов в любое время к приёму необходимых кодовых слов.

Ответчик также осуществляет приём разовой команды типа (+28 В/разрыв) по сигналу ШАССИ ОБЖАТО от электронного блока управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (LGSU).

Взаимодействие ответчика с бортовым оборудованием

Для выполнения функций по назначению ответчик взаимодействует со следующим оборудованием:

- Вычислителем системы самолётовождения,
- Пультом управления радиосредствами (RMP),
- Системой предупреждения столкновений в воздухе и приближения земли (TCAS), – Системами воздушных сигналов (ADS),
- Электронным блоком управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (LGSCU),
- Радиодальномерами и многофункциональным ответчиком по цепям бланкирования,
- Центральным вычислителем DCA для получения информации о пилотажно-навигационных параметрах при работе в режиме C (расширенное наблюдение).

Работа ответчика

Для включения ответчиков необходимо включить автоматы защиты сети F1-41 (ATC1) на PY DB 28V № 1 и F2-68, LMU 6-15 (ATC2) на PY DB 28V № 2. Для установки режима STANDBY необходимо выполнить (см. работу 34-53-00-820-801).

Сразу после подачи на ответчик напряжения питания начинает выполняться начальное самотестирование и завершается примерно через 1 секунду. Самотестирование системы происходит непрерывно, пока присутствует напряжение питания на ответчике. Если происходит отказ в работе ответчика, он индицируется на Дисплее двигателя и предупреждений (EWD) в центральной части приборной доски лётчиков. Все типы отказов записываются в память ответчика для анализа обслуживающим персоналом.

После включения источника энергии пилот вводит назначенный код (до 4096) через пульт управления MCDU системы ВСС. Введенный номер является кодом опознавания АТС для этого отдельного самолёта (на данный полёт и используется во время запросов и ответов АТСRBS в режиме А). С помощью пульта MCDU также вводится восьмизначный номер рейса (FID). Запросы и ответы в режиме С используют 24-битный адресный код, введенный в память ответчика автоматически при включении питания. Этот код вводится в ответчик при помощи переключек при установке.

При включенных двух комплектах ответчиков пилот может выбрать через пульт управления MCDU системы ВСС, какой ответчик должен работать основным. Только один ответчик может включиться в рабочий режим, второй при этом находится в горячем резерве. Если во время полёта происходит отказ в работе ответчика в режиме С, посылается предупреждение в Систему индикации и сигнализации (дисплей EWD). Переключение между ответчиками происходит без прекращения функционирования системы.

На каждый ответчик подается информация о высоте от двух разных линий СВС. Возможность переключения между источниками высоты предусмотрена с пульта управления конфигурацией. Эта функция позволяет пилоту включать второй источник по высоте, если первый отказывает. Это позволяет также наглядно сравнить два источника. Дополнительно этот переключатель позволяет пилоту совершенно отключить отчеты о высоте, если наземная станция обнаруживает несоответствие между действительной и сообщенной высотой.

Основные режимы работы ответчика

Контроль за воздушным движением осуществляется в следующих режимах:

- Режим А: передача идентификационных данных (код);
- Режим С: передача барометрической высоты полёта самолёта;
- Режим С: селективный запрос (первичный и расширенный обзоры).

Первичный обзор (ELS) обеспечивает определение следующих основных параметров:

- 24-хразрядное кодовое слово адреса,
- номер рейса,
- режим полёта,
- высоту.

Расширенный обзор (EHS) позволяет получить более полную информацию диспетчерам управления воздушным движением, прогнозировать состояние воздушной обстановки на основе данных о траектории движения каждого отдельного самолёта и тенденциях её изменения.

При этом формируется три оповещения:

- оповещение о маршруте полёта,
- оповещение о скорости и курсе,
- оповещение о намерениях.

Система управления воздушным движением может работать в следующих режимах:

- STANDBY – ответчик готов к работе, но не излучает в эфир;
- ATC ON – ответчик работает в режимах А и С, информация о высоте в ответе не выдаётся;
- ATC ALT – ответчик работает, выполняя режимы А, С и С. Выдается информация о высоте;

В ждущем режиме функция работы ответчика на излучение (режим С или ATCRBS) блокирована. Другие функции ответчика остаются рабочими, включая встроенный тест (BIT). Ждущий режим (STANDBY) обычно включен на земле, чтобы избежать ненужного радиообмена на частоте. Он выключается до взлета и снова включается после приземления.

Индикация

Индикация об установленных режимах работы ответчика осуществляется на индикаторе MCDU.

Информация об отказах ответчика индицируется на центральном дисплее EWD и на индикаторе MCDU (на странице RADIO/XPDR).

Управление ответчиками АТС

Ответчики управляются посредством пульта управления MCDU системы ВСС. Каждый из пультов может управлять любым из ответчиков.

При отказе обоих пультов MCDU остается возможность управления режимами ответчика с помощью пультов RMP1 и RMP2.

Одновременно может работать только один комплект ответчика.

В меню многофункционального пульта (MCDU) системы ВСС существуют страницы настройки ответчиков XPDR/TCAS. Для входа на данные страницы необходимо нажать кнопку RADIO, затем кнопку XPDR (надпись на поле индикации, расположенная напротив одной из кнопок левого или правого вертикальных ряда).

Контроль работоспособности ответчика с помощью КПА (рис.2.49).

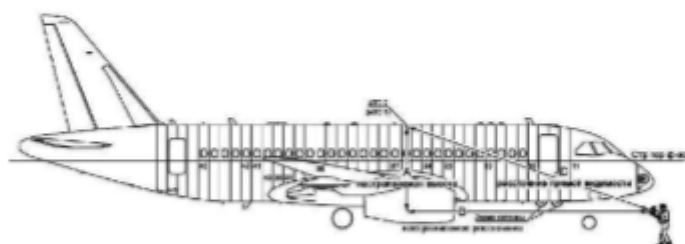


Рис.2.49. Контроль работоспособности ответчика

2.9. Система всенаправленного и маркерного радиомаяков

Система всенаправленного УКВ и маркерного маяков предназначена для решения следующих задач:

- определение пеленга наземной станции и передача данных в вычислительную систему самолётовождения (далее по тексту ВСС),
- индикация пеленга на пилотажно-навигационном дисплее с указанием приближения к наземной станции или удаления от неё (TO/FROM),
- формирование аудиосигналов прохода маркерных наземных радиомаяков.

Система всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков принимает, декодирует и обрабатывает информацию пеленга из принимаемого сигнала всенаправленного радиомаяка. Система принимает кодированный радиочастотный сигнал в диапазоне частот 108.0–117.95 МГц от наземных станций и преобразует его в данные, содержащие пеленг радиостанции и направление полёта относительно маяка (ОТ/НА).

Маркерный радиоприёмник обеспечивает приём сигналов (75 МГц) наземных радиостанций, а также зрительную/звуковую сигнализацию при нахождении самолёта над передатчиком радиомаркера:

- ближний маркер,
- средний маркер,
- дальний маркер.

Местоположение компонентов системы показано на рис.2.50.

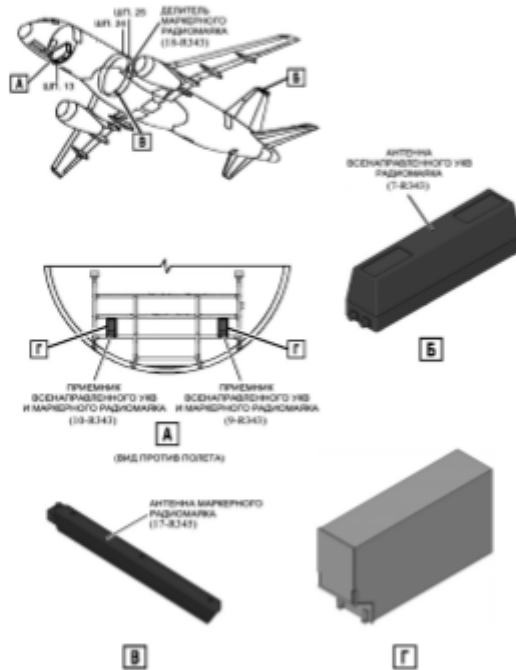


Рис.2.50. Местоположение бортовых компонентов радиомаяков

Зрительная информация на дисплеях системы CDC в кабине экипажа сопровождается звуковыми тональными сигналами (400, 1300, или 3000 Гц) пролета маркеров дальности (рис.2.51).

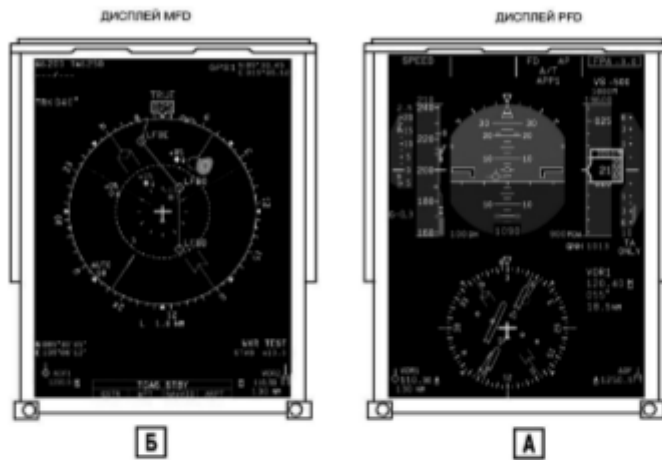


Рис.2.51. Дисплей системы

Система всенаправленного УКВ и маркерного маяков представляет собой двойной комплект всенаправленного УКВ радиомаяка/маркерного навигационного радиоприёмника.

Моноблок радиоприёмника включает в себя:

- управляемый микропроцессором 160-канальный радиоприёмник УКВ (VOR),
- одноканальный приёмник сигналов наземных маркерных радиомаяков (MB).

Для приёма сигналов оба приёмника VOR и маркерного радиомаяков одновременно используют одну курсовую и одну маркерную антенны.

Управление частотами настройки и режимами работы приёмников осуществляется либо двумя ВСС либо двумя пультами управления радиосредствами (RMP) (рис.2.52).

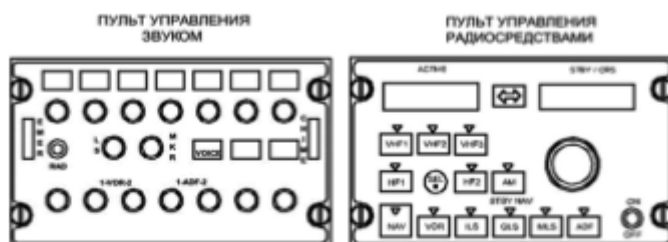


Рис.2.52. Пульты управления звуком и радиосредствами

Состав и назначение системы всенаправленного и маркерного маяков.

В состав системы входят:

- два приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков,
- антенна маркерного приёмника (двойная),
- антенна всенаправленного УКВ радиомаяка (VOR),
- делитель маркерного радиомаяка.

Приёмник VOR имеет две отдельные функции. Одна из них заключается в приёме, декодировании и обработке информации о пеленге из передаваемого сигнала всенаправленного радиомаяка УКВ. Другая заключается в приёме, декодировании и обработке сигналов MB от передатчиков наземных радиомаркеров.

Приёмник VOR имеет 160 каналов работы на частотах от 108 до 117,95 МГц с шагом изменения частоты в 50 кГц. Приёмник радиомаркера является одноканальным и принимает сигналы частоты 75 МГц.

УКВ приёмники получают сигналы маяков от сдвоенной курсовой антенны, обрабатывают их, преобразуют в цифровой вид и по шине ARINC 429 выдают их в ВСС и на индикацию и сигнализацию членам экипажа. Звуковые сигналы всенаправленных радиомаяков, принятые системой ближней навигации выдаются в систему управления звуком (AMS).

Маркерные приёмники работают также с одной маркерной антенны через делитель сигнала. Из полученных сигналов выделяется информация о назначении маяка (ближний, средний, дальний) и выдаётся соответствующая информация в систему индикации и сигнализации экипажа, в том числе и тональный сигнал пролетаемого радиомаркера.

Функциональная структура системы

Функциональная схема связи элементов системы всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков приведена на рис.2.53.



Рис.2.53. Функциональная схема связи элементов системы всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков

Система всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков осуществляет следующие функции:

- определение углового положения самолёта относительно магнитного меридиана, проходящего через всенаправленный радиомаяк наземной системы VOR;
- формирование и выдачу отклонения от заданного азимута маяка VOR для визуальной индикации экипажу на индикаторах и ручного управления полётом НА и ОТ маяка по трассам, маркированным радиомаяками VOR;
- выдачу магнитного азимута маяка VOR для визуальной индикации экипажу и в вычислители системы самолётного вождения для коррекции координат по азимуту и дальности от маяков VOR и DME;

- формирование и выдачу в систему управления звуком AMS и на индикаторы сигналов пролёта маршрутных и посадочных маркерных радиомаяков и сигналов звукового опознавания наземных радиомаяков VOR;
- автоматическую настройку по сигналам ВСС и ручную настройку от пультов RMP и MCDU(ВСС) на заданную частоту радиомаяка VOR в соответствии с программой полёта самолёта по маршруту;
- автоматический встроенный полётный контроль и наземный расширенный контроль технического состояния;
- выдачу информации об отказах в вычислителе ВСС и на индикацию.

Приёмник всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков

Внешний вид приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков приведен рис.2.54.

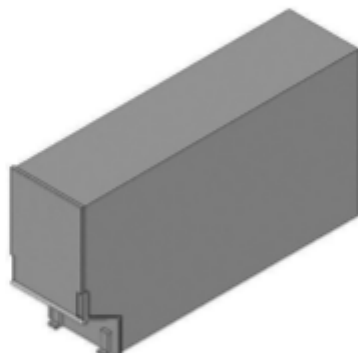


Рис.2.54. Приёмник всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков

Технические характеристики приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков указаны в табл.2.5.

Таблица 2.5 – Технические характеристики приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков

Техническая характеристика	Значение
Диапазон частот:	
- маркерный приёмник,	75 МГц
- приёмник VOR	от 108.0 до 117.95 МГц
Шаг настройки частоты VOR	50 кГц
Количество каналов VOR	160
Напряжение питания	115 В переменного тока частотой 400 Гц

Программное обеспечение приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков соответствует требованиям DO-178A.

Приёмник всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков обеспечивает передачу информации пеленга и маркера в ВСС и систему электронной индикации. Информация пеленга извлекается из амплитудно-модулированных сигналов радиочастоты в диапазоне от 108 до 117.95 МГц.

Основными элементами приёмника являются:

- узел межкомпонентного соединения,
- процессор,
- блок питания,
- приёмник VOR,
- маркерный приёмник,
- системная плата,
- процессор обслуживания.

Узел межкомпонентного соединения и системная плата обеспечивают все связи между элементами приёмника, содержит фильтры защиты от полей высокой интенсивности и обеспечивает экранирование полей высокой интенсивности.

Процессор вырабатывает цифровые выходные сигналы приёмника. Он состоит из сигнального процессора, системного процессора, оперативных и постоянных запоминающих устройств, аналого-цифровых преобразователей, главной цепи сброса и буферов.

Блок питания преобразует первичное питание с напряжением 115 В переменного тока 400 Гц в выходные напряжения на уровнях: +12 В, -12 В, +5 В, и -5 В.

Приёмник BOR принимает и демодулирует сигнал наземного всенаправленного маяка. Он состоит из секций высокой частоты ВЧ, промежуточной частоты (ПЧ), детектора огибающей и секции автоматической регулировки усиления.

Маркерный приёмник состоит из фильтрующей сети, секций ВЧ и ПЧ, детектора амплитудной модуляции и усилителя с автоматической регулировкой усиления. Приёмник усиливает сигнал радиочастоты, обнаруживает звуковой компонент и выводит результат в цепь автоматической регулировки усиления.

Процессор обслуживания контролирует и сохраняет в памяти сообщения об отказах из системного процессора. Процессор обслуживания состоит из микропроцессора, постоянного и оперативного запоминающего устройства и главной цепи сброса и буферов.

Приёмник представляет из себя моноблок, устанавливаемый на раму.

Электрические соединения с самолётным оборудованием осуществляются посредством соединителя стандарта ARINC 600, располагающегося в задней части шасси. Контрольный разъём также расположен в задней части шасси, что облегчает тестирование.

Оборудование состоит из шасси, обеспечивающего наличие монтажных поверхностей для основных узлов, описанных ранее.

Нормальное конвекционное охлаждение достаточно для поддержания блока в диапазоне рабочих температур. Компоненты, рассеивающие тепло, обеспечены радиаторами.

Конструкция кожухов шасси сводит к минимуму число и длину швов. Конструкция герметична и экранирована от влияния радиочастотных воздействий.

Каждый модуль внутри блока BOR закреплён на шасси при помощи винтов для обеспечения хорошего электрического заземления, сведения к минимуму электрических помех и надёжного удержания модуля при вибрации. Каждый модуль имеет металлический кожух защиты от внешних электрических помех.

Узел межкомпонентного соединения располагается в задней секции шасси. Соединительный разъём ARINC 600 смонтирован непосредственно на плате межкомпонентного соединения. Штыри соединительного разъёма загружаются спереди и проходят через соединительный разъём непосредственно в плату межкомпонентного соединения. Прокладка из металлической оплётки окружает задний соединительный разъём для защиты от электромагнитных помех.

Плата, содержащая светодиодные индикаторы и выключатель функционального тестирования, смонтирована внутри передней панели приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяка.

Антенна маркерного радиомаяка

Маркерная антенна представляет собой низкопрофильную антенну, принимающую сигналы радиомаркера при номинальной частоте 75 МГц. Антенна имеет горизонтальную поляризацию. Излучающие элементы являются предварительно формованными и герметизированными внутри антенны как единый узел, не имеющий пустот.

Антенна всенаправленного УКВ радиомаяка

Антенна даёт возможность одновременной работы двух приёмников посредством двух антенных коаксиальных соединителей (портов) С-типа и внутреннего гибридного соединителя.

Металлическая конструкция заземлена, что обеспечивает эффективную молниезащиту и дисперсию зарядов статического электричества. Заземление антенны обеспечивается посредством монтажных винтов, завёрнутых на неокрашенных металлических контактных поверхностях.

Обмен информацией

Обмен информацией между приёмниками радиосистемы ближней навигации и бортовым оборудованием осуществляется последовательным биполарным кодом (ARINC-429), асинхронным способом, при котором датчик

информации постоянно выдаёт информацию в виде информационных слов, появляющихся в линии через заданные интервалы времени, а потребитель информации должен быть готов в любое время к приёму необходимых кодовых слов.

Аудио информация от радиомаяков передаётся в систему AMS в аналоговом виде.

Для выполнения функций по назначению приёмники всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков взаимодействуют со следующим оборудованием:

- вычислителем системы самолётовождения (MCDU),
- пультом управления радиосредствами (RMP),
- блоком усиления и коммутации (RCAU),
- корпусом кабинета авионики (CAC),
- системой электронной индикации (CDS),
- системой предупреждения экипажа (CAS),
- электронным блоком управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (LGSCU).

Работа системы всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков

Информация на частоте настройки BOR вводится автоматически или вручную из ВСС или пульта управления радиосредствами (резервный способ ввода при отказе обеих ВСС). Приёмник может настраиваться по 160 каналам от 108 до 117.95 МГц (используются каналы с частотой, имеющей чётное число десятых мегагерца).

Радиомаркер работает на частоте 75 МГц. Информация радиомаркера обычно используется при заходе на посадку с высокой точностью, но может также использоваться на отрезках маршрута при получении её от маркеров авиатрасс.

Информация всенаправленного УКВ радиомаяка может использоваться на всех этапах полёта, где расположено и должным образом введено в эксплуатацию наземное аэронавигационное вспомогательное оборудование.

Во время работы приёмник всенаправленного УКВ радиомаяка принимает входящий сигнал с антенны всенаправленного УКВ радиомаяка. Этот приёмник обнаруживает, фильтрует и усиливает сигнал пеленга и аудиоинформацию и передаёт её в приборы индикации и звуковой сигнализации.

Система электронной индикации (CDS), кроме индикации пеленга на маяк, отображает отклонение от курса маяка.

Приёмник радиомаркера принимает сигнал, когда самолёт пролетает над местом расположения передатчика. Обнаруженный сигнал фильтруется и усиливается перед передачей на детектор огибающей. Аудиосигнал, получаемый из несущей частоты 75 МГц, подаётся на систему из трёх фильтров, каждый из которых настроен на пропускание одной частоты. Собственными частотами фильтров являются 400 Гц, 1300 Гц и 3000 Гц,

модулированные азбукой Морзе (тире-тире, точка-тире и точка-точка, соответственно). Эти звуковые тона соответствуют дальнему, среднему и ближнему радиомаркерам на пути захода на посадку. После усиления звуковой сигнал поступает в систему управления звуком и доводится до экипажа.

Кроме того, сигнал прохождения маркера включается в выходное цифровое слово, которое передается в систему отображения информации в кабине экипажа. На дисплеях системы отображается символика радиомаркера при заходе на посадку по приборам:

- «O» - дальний маркер,
- «M» - средний маркер,
- «I» - ближний маркер.

В случае прохождения маркеров авиатрасс или верных радиомаяков принимаемый и демодулируемый звуковой сигнал с частотой в 3000 Гц включает символику «I».

Индикация выбранных частот настройки на маяк BOR первого и второго комплектов аппаратуры ближней навигации, а также информация о пеленге радиомаяка и отклонении от него, осуществляется на дисплеях PFD.

На каждом дисплее могут одновременно отображаться пеленги двух радиомаяков. Пример индикации в режиме BOR.

Информация радиомаркера (I, M, O) автоматически принимается, обрабатывается и отображается на дисплеях PFD, когда самолёт пролетает над радиомаркерами или маркерами авиалиний.

Управление приёмниками есенаравленного VKB и маркерного радиомаяков

(1) Приёмники могут настраиваться на определенные частоты от ВСС, как первичного средства, и при помощи пульта управления радиосредствами (RMP), в качестве резервного средства (например, в случае отказа обеих ВСС).

Выбор настраиваемого приёмника осуществляется присвоением битам CDI в слове настройки определенных значений. Каждый вычислитель ВСС передаёт данные настройки на приёмник BOR1 с CDI=01, а на BOR2 – с CDI=10. Приёмники BOR в свою очередь принимают данные настройки и передают их (эко-сигнал настройки) с соответствующим признаком идентификации (CDI).

Приёмник будет рассматривать только те настройки, которые имеют правильное для него значение CDI.

Так как информация о прохождении радиомаркера обрабатывается автоматически, когда самолёт пролетает над радиомаркерами, то маркерные радиоприёмники никакой настройки не требуют.

При нажатии кнопки NAB на пульте RMP приёмники настраиваются на частоты BOR, заданные с пульта RMP.

Управление стрелкой пеленга, отображаемой на PFD, осуществляется с одного или двух пультов управления полётом.

RMP расположен на центральном пульте управления в кабине экипажа, ниже многофункционального пульта управления MCDU.

(2) В меню многофункционального пульта управления MCDU существуют страницы настройки BOR.

Для входа на данные страницы необходимо нажать кнопку RADIO, затем кнопку BOR (надпись на поле индикации, расположенная напротив одной из кнопок левого или правого вертикальных рядов).

На первой странице доступны следующие настройки:

- BOR1/BOR2 [1L]/[1R]: обеспечивает отображение и изменение активной/резервной частот BOR, идентификацию и предварительную установку заданной частоты BOR1/BOR2. Если режим автоматической настройки является активным и для этого конфигурированы приёмники BOR и ILC, то активная, предварительно установленная, частота заменяется индикацией A на негативном белом фоне. Режим автоматической настройки устанавливается вводом DELETE (нажатие ключа [CLR]) в поле резервной частоты BOR1/BOR2. Возвращение к режиму ручной настройки требует ввода DELETE в поле резервной частоты BOR1 или обмен активными и резервными частотами BOR1/BOR2. При переходе на автоматическую настройку активная частота заменится частотой, выбранной автоматически, а частота ручного ввода будет потеряна;

- RAD [2L]/[2R]: поле отображает радиал BOR, если частота BOR настроена;

- CEL CRS [3L]/[3R]: используется для ввода значений заданного курса BOR1/BOR2;

- RADIO [6L]: возврат в меню RADIO;

- LIBRARY [6R]: переводит на страницу базы навигационных данных.

Для перехода на вторую страницу нажмите кнопку RADIO, затем последовательно кнопки BOR и NEXT.

На второй странице доступны следующие настройки:

- BOR1/BOR2 MODE [1L]/[1R]: обеспечивает переключение режима BOR1/BOR2;

- BOR1/BOR2 TEST [3L]/[3R]: позволяет инициировать тест аппаратуры и просмотреть его результаты;

- DME1/DME2 TEST [5L]/[5R]: переключает состояние и результаты теста DME1/DME2;

- RADIO [6L]: возврат в меню RADIO.

2.10. Система измерения дальности

Дальномерное оборудование (далее по тексту дальномер) предназначено для определения дальности до одной, двух или трех наземных станции и передачи данных в вычислительную систему самолётовождения (BCC) и на индикацию (рис.2.55, 2.56).

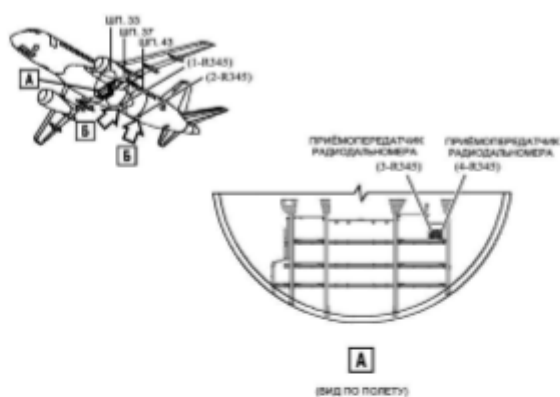


Рис.2.55. Месторасположение компонентов системы измерения дальности

Дальномер состоит из двух комплектов оборудования, каждый включает в себя приёмопередатчик и антенну (рис.2.56).

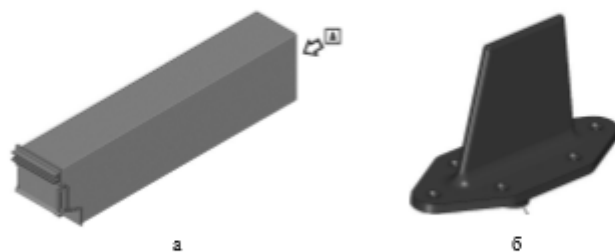


Рис.2.56. Внешний вид приёмопередатчика (а) и антенны радиодальномера (б)

Дальномер работает на 252 каналах из диапазона частот от 960 до 1215 МГц.

Автоматическая совместная настройка приёмопередатчиков осуществляется с помощью настройки частот всенаправленного курсового радиомаяка (VOR) или частот курсового посадочного радиомаяка (LOC) в зависимости от этапа полёта. Частоты вводятся в автоматическом или ручном режиме с помощью системы ВСС или с пульта управления радиосредствами RMP.

Состав и назначение дальномерного оборудования

В состав системы входят:

- два приёмопередатчика радиодальмера,
- две антенны радиодальмера.

Дальномёры работают в комплексе с наземными радиостанциями и обеспечивают автоматическое определение наклонной дальности до указанных станций.

Информация о наклонной дальности отображается на пилотажных дисплеях.

Каждый дальномер обеспечивает информацию от DME-станций (от одной до трёх), используя частотные настройки, полученные последовательным цифровым кодом ARINC429 от ВСС или пульта RMP.

Идентификатор станции аэронавигационного вспомогательного оборудования автоматически передаётся на дисплей в дополнение к аудио сигналу идентификации, позволяя напрямую подтверждать источник информации. Индикация ложных данных от сигналов прошедших многократное отражение предотвращается с помощью постоянного поиска отражений пришедших раньше, чем индицируемая дальность.

Функциональная структура системы показана на рис.2.57.

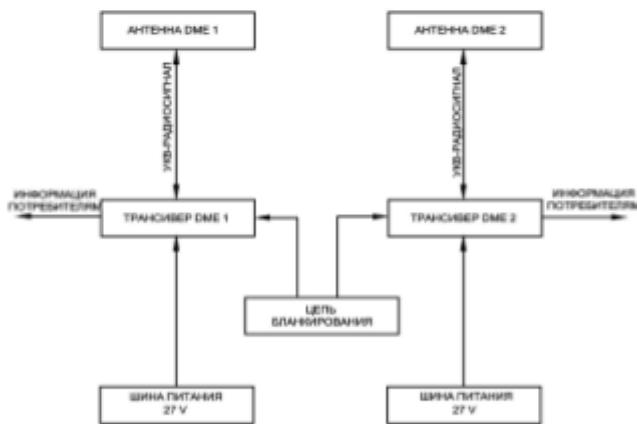


Рис.2.57. Функциональная структура системы измерения дальности

Дальномер выполняет следующие функции:

- измерение и выдачу потребителям одной, двух или трех наклонных дальностей самолёта относительно наземных навигационных маяков для

обеспечения решения задач навигации и прецизионной дальности относительно радиомаяка при заходе на посадку и посадке;

- выдачу информации о дальности до маяков DME для визуальной индикации экипажу и в вычислителе ВСС для коррекции координат (по значениям дальности до трех известных маяков);

- вычисление и выдачу потребителя значений путевой скорости и времени полета;

- выдачу сигналов опознавания радиомаяков DME в самолётную систему управления звуком;

- автоматическую и ручную настройки на заданные частоты маяков DME, VOR/DME по сигналам вычислителей ВСС и пультов RMP.

- автоматический встроенный полётный контроль и наземный расширенный контроль технического состояния, а также выдачу результатов контроля в вычислитель ВСС и на индикацию.

Технические характеристики приёмопередатчика указаны в табл.2.6.

Таблица 2.6. – Технические характеристики приёмопередатчика радиодальномера

Технические характеристики	Значение
Диапазон частот: – приём, – передача	От 962 до 1213 МГц От 1025 до 1150 МГц
Количество каналов	252
Выходная мощность передатчика	300 Вт
– дальность, – путевая скорость, – время до станции	0 – 300 NM 0 – 999 kt 0 – 120 min
Разрешающая способность по дальности	0.1 NM для расстояний до 99.9 NM 1 NM для расстояний больше, чем 99.9 NM
Рабочий диапазон высот	До 70 000 ft

Программное обеспечение приёмопередатчика дальномера соответствует требованиям DO-178B, уровень C. Питание приёмопередатчиков радиодальномера осуществляется от первичной системы электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В.

Обмен информацией между дальномерами и бортовым оборудованием осуществляется последовательным биполярным кодом (ARINC-429), асинхронным способом, при котором датчик информации постоянно выдаёт информацию в виде информационных слов, появляющихся в линии через заданные интервалы времени, а потребитель информации должен быть готов в любое время к приёму необходимых кодовых слов.

Аудио информация радиомаяков передаётся в систему AMC в аналоговом виде.

Для выполнения функций по назначению приёмопередатчики взаимодействуют со следующим оборудованием:

- Вычислителем системы самолётовождения,
- Пультом управления радиосредствами (RMP), – Блоком усиления и коммутации (RCAU),
- Корпусом кабинета авионики (CAC),
- Системой электронной индикации (CDS),
- Электронным блоком управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (LGSCU).

Работа дальномера

Для включения системы необходимо включить автоматы защиты, указанные в таблице выше.

После включения питания, дальномеры получают кодовые слова с информацией о частотах настройки от ВСС или RMP.

ВСС сопряжена с дальномерами через пульт RMP. Если нажата кнопка NAV на RMP, переключатель отключает выходы ВСС от приёмопередатчиков DME, а пульт RMP использует свою собственную настройку частот для управления дальномерами.

Программа микропроцессора, встроенного в приёмопередатчик, последовательно проводит дальномер через ряд задач для каждой заданной частоты. Приёмопередатчик проводит цикл опроса, состоящий из:

- получения частоты настройки, – передачи радиосигнала,
- приёма ответного радиосигнала, – обработки полученных данных.

Такой цикл проводится каждые 12.5 мс, таким образом дальномер опрашивает каждую станцию до 27 раз в течение секунды.

Фиксация расстояния происходит в течение одной секунды после настройки на новую частоту, и определение идентичности происходит в течение одной минуты.

Бортовой приёмопередатчик посылает пары импульсов запрашивающих сигналов типа X (ххх.х0 МГц), или Y (ххх.х5 МГц) на наземную станцию, которая, в свою очередь, посылает назад кодированные ответные сигналы для каждого полученного запроса. Приёмопередатчик измеряет время задержки на двустороннюю передачу от самолёта до наземной станции и пересчитывает эту задержку в величину наклонной дальности для индикации в морских милях. Дальнейшая обработка проводится внутри приёмопередатчика, чтобы вычислить путевую скорость и время полёта до наземной станции.

Запрашивая несколько станций DME, приёмопередатчик получает информацию о расстояниях до них, а так как положения станций DME известны из навигационной базы данных, то ВСС может вычислить положение самолёта, используя, по крайней мере, три станций DME. Изменение положения с течением времени используется для вычисления путевой скорости.

Аудио сигналы, получаемые от наземной станции, подаются на вход блока усиления и коммутации (RCAU) для распределения по кабине экипажа.

Дальномеры непрерывно производят самодиагностику, и, в случае выявления отказа, сообщают об этом в систему ВСС и систему предупреждения экипажа САС.

Сообщение NAV DME X FAULT предупреждает экипаж об отказе DME № «X».

Индикация

Индикация выбранных частот настройки на маяк первого и второго комплектов радиодальномеров, а также информация о наклонной дальности до радиомаяка осуществляется на индикаторах PFD1, PFD2 лётчиков и многофункциональных пультах управления MCDU системы ВСС.

На каждом индикаторе могут одновременно отображаться дальности двух радиомаяков.

Дальность до маяка отображается на дисплее PFD зелеными цифрами с выравниванием по правому краю, за которыми следует обозначение белыми буквами «NM».

Три черточки янтарного оттенка заменяют индикацию дальности на дисплее PFD, когда DME приёмопередатчик неисправен или сигнал от наземной станции не может быть принят из-за слишком большого расстояния до маяка или большой высоты полёта.

Возможна также индикация дальности на навигационном дисплее.

Управление дальномерами (DME)

(1) Включение приёмников осуществляется с помощью автоматов защиты сети DME1 и DME2 на РУ DB 27V № 1 и № 2.

Трансиверы могут настраиваться на определенные частоты от ВСС, как первичного средства, и при помощи RMP в качестве резервного средства (например, в случае отказа обеих систем управления полётом).

Выбор настраиваемого приёмопередатчика DME осуществляется присвоением битам CDI в слове настройки определенных значений.

Каждый вычислитель ВСС передаёт данные настройки в приёмопередатчик DME1 с CDI=01, а в DME2 – с CDI=10.

DME, в свою очередь, принимают данные настройки и передают их (эко-сигнал настройки) с соответствующим признаком идентификации (CDI).

Дальномер будет рассматривать только те настройки, которые имеют правильное для него значение CDI.

При нажатии кнопки NAV на пульте RMP дальнометры настраиваются на частоты, заданные с пульта RMP.

RMP расположен на центральном пульте управления в кабине экипажа ниже пульта управления MCDU.

(2) Настройка DME является функцией выбранной частоты всенаправленного курсового радиомаяка (VOR) или частоты курсового посадочного радиомаяка (LOC), поэтому экипаж непосредственно не настраивает DME.

- (3) Варианты управления дальномерами:
- при помощи ВСС,
 - при помощи одной рабочей ВСС и RMP,
 - при помощи RMP.

2.11. Автоматический радиокompас

Автоматический радиокompас (АРК) предназначен для решения следующих задач:

- непрерывное автоматическое определение курсового угла приводной радиостанции и выдачу его потребителям,
- выполнение полёта на приводную радиостанцию и от неё в ручном режиме управления самолётом,
- приём позывных сигналов выбранной приводной радиостанции и выдачу их экипажу для прослушивания.

Автоматический радиокompас (рис.2.58) – это радиоприёмник низких и средних частот, управляемый автоматически или вручную посредством интерфейса ARINC 429 и вычисляющий пеленг на наземные широкоэмитательные радиостанции, работающие в частотных диапазонах от 190 кГц до 1799 кГц, от 2088 кГц до 2094 кГц и от 2179 кГц до 2185 кГц.

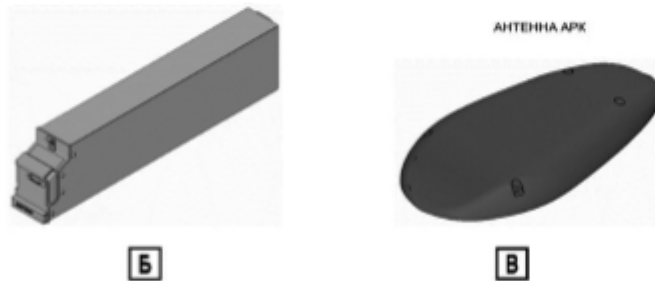


Рис.2.58. Внешний вид радиоприемника АРК (а), антенны АРК (б)

Для приёма сигналов наземных станций в АРК применяется антенна ANT-462A.

Для преобразования амплитудно-модулированного сигнала радиочастот в информационный низкочастотный сигнал в радиоприёмнике используется синтезатор и цифровой сигнальный процессор.

АРК определяет пеленг на радиостанцию относительно строительной оси самолёта и выдаёт его потребителю (система ВСС и система электронной индикации CDC) посредством интерфейса ARINC429.

Помимо определения пеленга наземных станций радиоприёмник АРК осуществляет демодуляцию амплитудно-модулированного сигнала радиостанций и выдаёт аналоговые аудио сигналы опознавания станций в систему управления звуком (АМС).

В АРК реализована функция ВFO для генерирования тонального сигнала частоты 1000 Гц при обнаружении немодулированных или непрерывных сигналов радиостанций (станции частотной телеграфии).

Радиокомпас осуществляет непрерывную самодиагностику, которая позволяет обнаруживать неполадки прибора и локализовать отказ с точностью до сменной единицы. Все отказы АРК хранятся в долговременной памяти, что позволяет выводить скрытые дефекты и оказывает помощь при ремонте в условиях производителя.

Отказная информация, вместе с навигационной информацией, передаётся в ВСС и на индикацию посредством ARINC 429.

Установлен один комплект АРК.

НА САМОЛЁТАХ С УСТАНОВЛЕННОЙ ОПЦИЕЙ № 3457-101
Установлено два комплекта АРК.

Состав и назначение автоматического радиокомаса

В состав АРК входят:

- два радиоприёмника,
- две антенны ANT-462A (34-56-05).

АРК предоставляет лётчикам информацию о пеленге радиостанции, выбранной частоты.

Наземные радиостанции – это, в основном, ширококвевательные (всенаправленные) и приводные станции низких и средних частот (от 190 до 850 кГц и от 1615 до 1799 кГц).

Ненаправленные приводные радиостанции излучают сигнал, модулированный для передачи идентификационного кода станции (три символа) тоном 1020Гц. В перерывах между кодовыми идентификаторами может транслироваться информация о метеоусловиях и сервисные сообщения.

АРК может принимать сигналы маяков систем посадки по приборам (ILS). Передатчики ILS непрерывно излучают сигнал с идентификационным кодом из двух символов.

Стандартные радиостанции АМ определяются голосовой передачей позывных сигналов станции. Данные о частоте настройки на радиостанцию АРК получает от пультов RMP и MCDU (ВСС).

Для определения направления прихода сигнала радиостанции в АРК применяется антенна, состоящая из двух рамочных антенн и одной всенаправленной. Суммарная диаграмма направленности (ДН) системы рамочной и всенаправленной антенн представляет собой «кардиоиду» с явно выраженным направлением нулевого усиления. Вторая рамка, повернутая относительно первой на 90° , необходима для ухода от необходимости механического вращения ДН системы «рамка + всенаправленная антенна» при поиске направления на радиостанцию.

Таким образом, приёмник, подавая синусно-косинусные управляющие сигналы (91 Гц) на рамки антенны, электронным образом «разворачивает» ДН антенны в горизонтальной плоскости.

При обнаружении приёмником сигнала радиостанции через всенаправленную антенну, модуль управления плавно меняет фазы управляющих сигналов до тех пор, пока сигнал с направленной антенны (91 Гц) не станет равным нулю (минимальным).

Так как установка антенны привязывается к направлению продольной оси самолёта, приёмник может вычислить направление прихода волны от наземной станции по отношению к курсу самолёта.

Функциональная структура системы

Блок-схема, иллюстрирующая взаимосвязь функциональных элементов системы автоматического радиоконуса приведена на рис. 2.58.

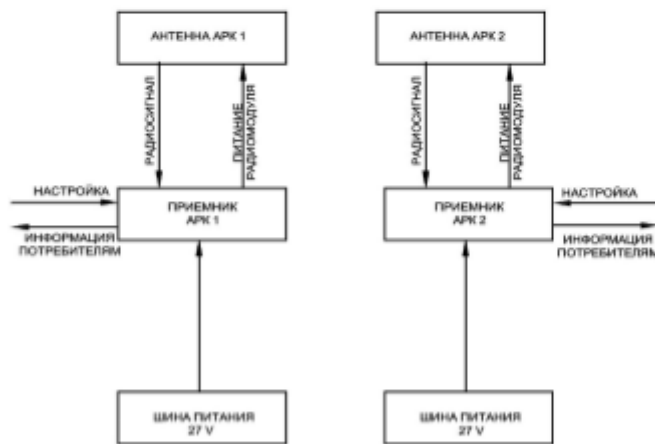


Рис. 2.58. Блок-схема взаимосвязи функциональных элементов системы АРК

Описание основных функций АРК

АРК выполняет следующие функции:

- непрерывное автоматическое определение курсового угла приводной радиостанции и выдача его в системы вычислителя ВСС и электронной индикации CDC;
 - выполнение полёта на приводную радиостанцию и от неё в ручном режиме управления самолётом;
 - приём позыемых сигналов выбранной приводной радиостанции и выдача их экипажу для прослушивания и идентификации через блок усиления и коммутации RCAU;
 - генерирование тонального сигнала частоты 1000 Гц при обнаружении немодулированных или непрерывных сигналов станций радиотелеграфии;
 - автоматическая и ручная настройка на заданную частоту приводной радиостанции;
 - автоматический встроенный полётный контроль и наземный расширенный контроль технического состояния;
 - выдача информации об отказах в вычислителе ВСС и на индикацию.
- Описание основных компонентов

Приёмник АРК

Технические характеристики приёмника АРК указаны в табл. 2.7.

Таблица 2.7. – Технические характеристики приёмника АРК

Техническая характеристика	Значение
Диапазон частот	от 190 до 1799,5 кГц, от 2088 до 2094 кГц, от 2179 до 2184 кГц
Шаг настройки частоты каналов	500 Гц
Количество каналов	3246
Точность определения направления	$\pm 3^\circ$
Рабочий диапазон высот	От 0 до 50 000 ft
Напряжение питания	28 V постоянного тока

Программное обеспечение приёмника АРК соответствует требованиям DO-178B, уровень C.

Приёмник АРК состоит из следующих функциональных частей: – специальной интегрированной схемы ASIC,

- цифрового сигнального процессора DSP,
- микроконтроллера FPGA,
- модуля управления антенной,
- приёмника радиочастот.

Приёмник радиочастот принимает от DSP сигналы, управляющие входными фильтрами приёмника в зависимости от необходимой частоты

настройки, принимает от антенны сигналы наземных станций, демодулирует и передаёт в DSP.

DSP осуществляет обработку информации от радиочастотного приёмника и выдачу через модули ASIC и FPGA информации о пеленге потребителям посредством ARINC429.

Модуль управления антенной вырабатывает напряжение питания антенны и управляющие синусно-косинусные сигналы.

Конструктивно приёмник представляет собой моноблок, устанавливаемый на раме.

Электрические соединения с самолётным оборудованием и антенной осуществляются посредством электрического разъёма, расположенного в задней части блока.

Приёмник не требует принудительного воздушного охлаждения. Нормальное конвекционное охлаждение достаточно для поддержания блока в диапазоне рабочих температур. Компоненты, рассеивающие тепло, обеспечены радиаторами.

Антенна APK включает всенаправленную антенну, две рамки и радиочастотный модуль. Две рамочные антенны устанавливаются под углом 90 градусов друг относительно друга. Радиочастотный модуль обеспечивает выходной сигнал в коаксиальный кабель (50 Ω).

Антенна не требует регулировки при техническом обслуживании.

Металлическая основа ANT-462A представляет собой экранирующую плоскость для приёмных элементов антенны и обеспечивает электрический контакт с корпусом самолёта.

Обмен информацией

Обмен информацией между приёмниками APK и бортовым оборудованием осуществляется последовательным биполярным кодом (ARINC-429), асинхронным способом, при котором датчик информации постоянно выдаёт информацию в виде информационных слов, появляющихся в линии через заданные интервалы времени, а потребитель информации должен быть готов в любое время к приёму необходимых кодовых слов.

Аудио информация от радиомаяков передаётся в систему AMC в аналоговом виде.

Описание интерфейсов

Для выполнения функций по назначению приёмники APK взаимодействуют со следующим оборудованием:

- вычислителем системы самолётовождения (FMS),
- пультом управления радиосредствами (RMP),
- блоком усиления и коммутации (RCAU),
- корпусом кабинета авионики (CAC),
- системой электронной индикации (CDS),

- электронным блоком управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (LGSCU),
- системой предупреждения экипажа (CAS).

Работа APK

Для включения системы необходимо включить автоматы защиты сети ADF1 и ADF2 на РУ DB 28В №2.

Информация о частоте настройки на радиостанцию вводится автоматически или вручную из системы управления полётом ВСС или панели управления радиосвязью RMP (резервный способ ввода при отказе обеих ВСС). Приёмник может настраиваться по 3246 каналам от 190 до 1860 кГц.

Радиокомпас имеет следующие режимы работы:

- режим пеленгования ADF,
- режим антенны ANT,
- режим TONE,
- режим TEST.

Режим ANT предполагает использование радиокомпаса в качестве приёмника AM радиосигналов. Функция определения пеленга при этом отключается и ведется только прослушивание звукового сигнала наземной станции (на самолёте RRJ режим ANT не задействован).

Режим TONE активен все время работы радиокомпаса в режиме пеленгования. Этот режим используется для генерирования тонального сигнала частоты 1000 Гц при обнаружении сигналов станций частотной телеграфии. При необходимости режим TONE можно отключить в меню RADIO пульта MCDU системы ВСС.

Режим TEST предназначен для проверки правильности работы радиокомпаса и выдачи результатов в ВСС и на индикацию. Данный режим включается при получении в матрице состояния входного цифрового слова (ARINC 429) команды FT (функциональный тест).

Тестирование системы производится в течение (3 – 10) с. Новый тест не может быть начат до окончания предыдущего и получения новой команды FT.

Во время тестирования APK имитирует псевдостанцию и поворачивает стрелку пеленга (индикатор PFD) на 90 градусов от того положения, в котором она находилась до инициализации теста.

Информация, выдаваемая приёмником в ВСС и систему индикации во время теста, также сопровождается признаком FT в матрице состояния.

Из-за влияния фюзеляжа на работу (диаграмму направленности) антенны радиокомпаса неизбежны ошибки в определении системой APK пеленга на наземную радиостанцию (четвертная девиация). Это влияние бывает различным в зависимости от типа (размера, формы и т.д.) самолёта и размещения антенны на нем.

Для коррекции четвертной девиации в системе APK предусмотрена цифровая подстройка значений пеленга. Данная подстройка осуществляется установкой переключек на разъёме J1 клемм 40, 41, 42, 46, 47 с корпусом.

Коррекция ошибки возможна в диапазоне углов от минус 4 до +27° с шагом 1°. Определение величины компенсации четвертной девиации осуществляется при проведении летных испытаний.

Для компенсации установочной девиации радиокompаса предусмотрен поворот антенны относительно плоскости симметрии самолёта на угол $\pm 5^\circ$.

Индикация

Индикация информации о выбранных частотах настройки АРК, а также информации о пеленге радиостанции, осуществляется на индикаторах PFD1 и PFD2 в кабине экипажа.

Стрелка пеленга и частота настройки АРК1 отображаются белым цветом, АРК2 – зелёным цветом.

Пульт MCDU принимает эхо-сигналы выбранной частоты настройки АРК, и, если они не совпадают с введенными частотами, то информация от АРК считается не действительной. При этом частоты на индикаторе пульта MCDU отображаются янтарным цветом (страница RADIO). Пример индикации информации от АРК на PFD показан на рис. 2.59.

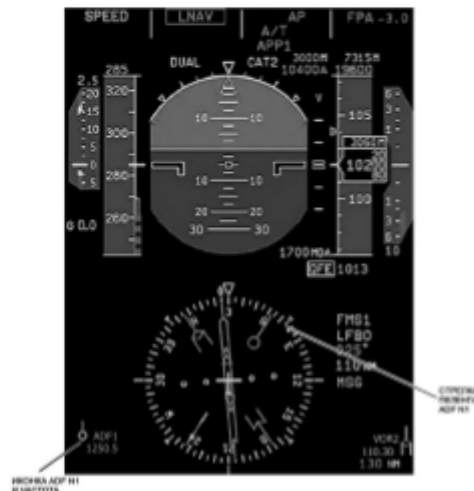


Рис.2.59. Индикация информации АРК на дисплее PFD

В случае неисправности выхода пеленга приёмника АРК стрелка пеленга исчезает с экрана PFD.

Управление приёмниками АРК

(1) Включение приёмников осуществляется с помощью автоматов защиты сети ADF1 и ADF2 на РУ DB 28В №2.

Приёмники могут настраиваться на определенные частоты от ВСС, как первичного средства, и при помощи RMP в качестве резервного средства (например, в случае отказа обеих систем управления полётом).

Каждый из двух пультов MCDU системы ВСС может настраивать частоту любого комплекта АРК. Тогда как RMP1 настраивает только АРК1, а RMP2 – только АРК2.

Выбор настраиваемого приёмника осуществляется присвоением битам CDI в слове настройки определенных значений. Каждый вычислитель ВСС передаёт данные настройки на приёмник АРК1 с CDI=01, а на АРК2 – с CDI=10.

Приёмники АРК (ADF) в свою очередь принимают данные настройки и передают их (эхо-сигнал настройки) с соответствующим признаком идентификации (CDI).

Приёмник будет рассматривать только те настройки, которые имеют правильное для него значение CDI.

При нажатии кнопки NAV на пульте RMP приёмники настраиваются на частоты, заданные с пульта RMP.

Управление стрелкой пеленга, отображаемой на PFD, осуществляется с одной или двух панелей управления EFIS (панель пульта управления полётом), которые находятся на центральном пульте лётчиков.

(2) В меню многофункционального пульта системы ВСС существуют страницы настройки системы АРК (ADF).

Для входа на данные страницы необходимо нажать кнопку RADIO, затем кнопку ADF (надпись на поле индикации, расположенная напротив одной из кнопок левого или правого вертикальных рядов).

На первой странице доступны следующие настройки:

- ADF [1L]/[1R]: отображаются с возможностью изменения основная и резервная частоты настройки приёмника ADF1/ADF2. Введите частоту в поле клавиатуры пульта и нажмите кнопку [1L]/[1R]. Если новая частота не была введена, то нажатие на кнопку приведет к переключению активной и вспомогательной частот;

- MODE [3L]/[3R]: используется для переключения режимов между ADF и ANT (режим ANT не задействован);

- BFO [4L]/[4R]: используется для включения и выключения режима BFO (ON/OFF);

- REL-BRG/MAG BRG/TRUE BRG [5L,5R]: используется для отображения и настройки типа (относительный, магнитный, истинный) и значения курса АРК. При повторном включении системы ВСС восстанавливаются последние запомненные до выключения настройки;

- RADIO [6L]: возврат в меню RADIO;

- LIBRARY [6R]: переводит на страницу базы навигационных данных.

Для перехода на вторую страницу нажмите кнопку RADIO, затем последовательно кнопки ADF и NEXT.

На второй странице доступны следующие настройки:

- ADF1/ADF2 TEST [5L]/[5R]: позволяет инициировать тест аппаратуры и просмотреть его результаты.
- RADIO [6L]: возврат в меню RADIO.

2.12. Вычислительная система самолетовождения

Вычислительная система самолетовождения (FMS) предназначена для решения задач 3-х-мерной навигации самолета по маршруту, в районе аэропорта, а также выполнения неточных заходов на посадку.

FMS обеспечивает:

- выдачу управляющих сигналов в CAU для автоматического управления полетом по заданному маршруту;
- ввод запасного аэропорта, расчёты EXTRA FUEL, COST INDEX, PERFORMANCE FACTOR (на самолетах с установленной опцией № 3461-101);
- решение задач навигации в горизонтальной (LNAV) и вертикальной (VNAV) плоскости на этапах полёта: взлёт, набор высоты, крейсерский полёт, снижение, неточный заход на посадку и уход на второй круг;
- автоматическую и ручную настройку частоты бортовых радионавигационных систем и систем инструментальной посадки;
- управление режимами и диапазоном системы предупреждения столкновения самолетов в воздухе TCAS;
- управление функцией кода в бортовых ответчиках системы ОрВД;
- ручную настройку бортовых систем УКВ и КВ радиосвязи;
- выполнение полетов в системе зональной навигации B-RNAV по требованию RNP 5.
- выполнение полетов в системе зональной навигации P-RNAV и RNAV 1 в режиме GPS.

При выполнении полетов в системе зональной навигации B-RNAV по трасам РФ с точностью ± 5 км и ± 10 км FMS передает сигналы управления в соответствие с режимом навигации (GPS, DME/DME, VOR/DME, INERTIAL) на автопилот для управления самолетом в горизонтальной плоскости (режим горизонтальной навигации LNAV).

При выполнении полетов в системе зональной навигации P-RNAV и RNAV 1 FMS обеспечивает навигацию в районе аэродромов с использованием технических средств в режиме навигации GPS, обеспечивающем наведение при полёте по любой желаемой траектории с точностью выдерживания линии заданного пути $\pm 1,0$ NM (1,85 км) в районе аэродрома в течение, по крайней мере, 95% общего полётного времени.

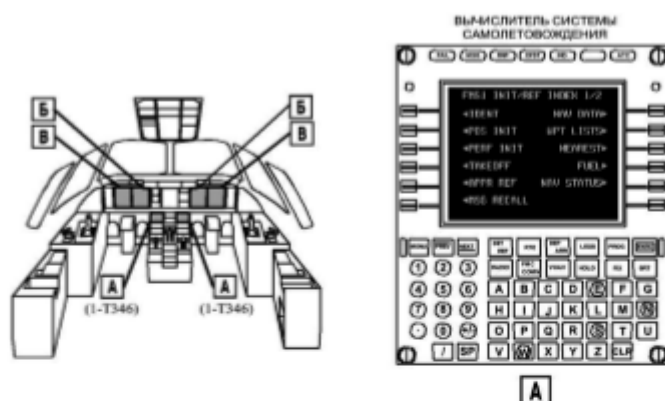


Рис.2.60. Месторасположение компонентов вычислителя

Состав вычислительной системы самолётовождения

В состав FMS входят два вычислителя системы самолётовождения.

Вычислитель FMS представляет собой программируемый вычислитель в моноблочном исполнении со встроенным многофункциональным пультом управления и индикации (MCDU). Программно-математическое обеспечение записывается в перепрограммируемое запоминающее устройство (ПЗУ) аттестованным сервисным центром по бюллетеню разработчика. База навигационных данных записывается в ПЗУ авиакомпании.

Вычислители FMS могут работать как в независимом, так и в синхронном режиме. При работе в синхронном режиме вычислители FMS осуществляют обмен результатами навигационных вычислений. В независимом режиме каждый вычислитель FMS использует результаты собственных навигационных вычислений, и имеет доступ только к своим данным (например, план полёта).

РАЗДЕЛ III. БОРТОВАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Глава 3

Бортовая система технического обслуживания

3.1. Общие сведения и расположение компонентов

Бортовая система технического обслуживания (БСТО) предназначена для получения информации о техническом состоянии функциональных систем самолёта с целью дальнейшего назначения работ по их техническому обслуживанию. Потребность в бортовой системе технического обслуживания (БСТО) на современных самолетах гражданской авиации вызвана увеличением числа полетов и уменьшением продолжительности стоянки воздушного судна между полетами. От скорости работы БСТО во многом зависит эффективность эксплуатации воздушных судов (ВС), существенно уменьшается время поиска причины неисправности и его устранения, а также увеличивается безопасность полетов ВС гражданской авиации.

При описании бортовой системы технического обслуживания использованы следующие обозначения и сокращения: ВІТЕ – система встроенного контроля; USB – универсальная последовательная шина; ПО – программное обеспечение. Фотография дисплея EFB/MAT и пульта управления БСТО показана на рис.3.1.



Рис. 3.1. Фотография дисплея EFB/MAT и пульта управления БСТО

Местоположение компонентов показано на рис. 3.2.

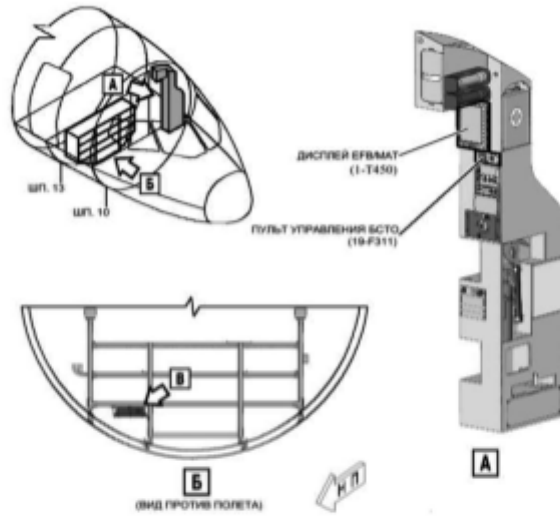


Рис. 3.2. Местоположение компонентов

Функционирование БСТО обеспечивают следующие компоненты:

- дисплей EFVB/MAT;
- пульт управления БСТО;
- вычислитель EFVB/MAT;
- центральный процессор и модуль ввода/вывода (CPIOM);
- центральный процессор (СРМ);
- модуль коммутации (СWM).

БСТО выполняет следующие функции:

- запись и хранение информации об отказах систем самолёта на всех этапах эксплуатации;
- интерактивное тестирование систем самолёта на земле;
- загрузку ПО в компоненты систем;
- хранение электронной справочной документации;
- управление системой видеонаблюдения (НА САМОЛЁТЫ С НЕ УСТАНОВЛЕННОЙ ОПЦИЕЙ «ЭЛЕКТРОННЫЙ ПОЛЁТНЫЙ ПЛАНШЕТ»);
- передачу отчетов об отказах на землю через систему обмена сообщениями (не используется в версиях ПО авионики V381/V521/ V530);

- просмотр перечня установленного на борт опционного оборудования;
- просмотр конфигурации ПО комплекта авионики и части блоков самолётных систем.

Информация об отказах индицируется на дисплее EFB/MAT, с которого наземный персонал может получить данные о состоянии систем.

Информация об отказах поступает в БСТО от компонентов, которые имеют систему встроенного контроля (VITE).

Функциями таких компонентов является прямое взаимодействие с БСТО, а также сбор, фильтрация и передача данных об отказах остальных компонентов, входящих в систему.

Программное обеспечение БСТО содержит в себе защитное приложение APPLICATION MANAGER, предназначенное для блокирования доступа к USB разъёмам дисплея EFB/MAT, запрета управления операционной системой WINDOWS и загрузки ПО в компоненты самолёта, а также обеспечивающее переключение между ПО БСТО и ПО системы видеонаблюдения (НА САМОЛЁТЫ, ДОРАБОТАННЫЕ ПО БЮЛЛЕТЕНЮ RRJ-00-00031-БД).

При взаимодействии БСТО с печатающим устройством возможно получение информации об отказах и о результатах интерактивного тестирования в распечатанном виде. Внешний вид вычислителя EFB/MAT показан на рис. 3.3.

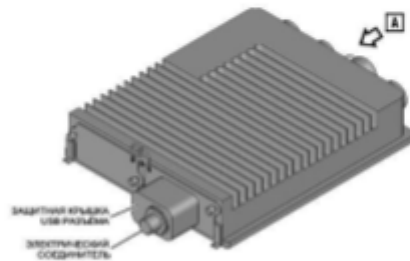


Рис. 3.3. Вычислитель EFB/MAT

Вычислитель EFB/MAT реализован на аппаратной платформе Intel и работает под управлением операционной системы семейства Windows.

Технические характеристики:

- процессор – Pentium M 1.6 ГГц;
- память – 1 Гб;
- запоминающее устройство – 16 Гб флеш-памяти;
- ARINC429 – четыре приемника, два передатчика;
- Ethernet – четыре 100 Т-разъёма;
- два USB2.0 (совместимы с USB1.1).

Дисплей EFB/MAT показан на рис. 3.4. Дисплей EFB/MAT представляет собой жидкокристаллический сенсорный дисплей с обрамлением в виде командных кнопок и вспомогательных клавиш для управления параметрами изображения.

Положение командных клавиш совпадает с вертикальным положением виртуальных кнопок на дисплее, отмеченных соответствующим признаком.

Нажатие командной клавиши, ассоциированной с виртуальной на дисплее, приводит к выполнению соответствующей функции в соответствии со спецификацией интерактивного режима БСТО.



Рис. 3.4. Дисплей EFB/MAT

Технические характеристики:

- LCD экран с разрешением 768 x 1024 pixels Portrait;
- размер точки – 0.1665 x 0.1665 мм;
- контрастность – 400:1;
- яркость – 550 кд/м²;
- вход видео LVDC;
- два USB-разъёма USB2.0 (совместимы с USB1.1), закрытые защитной заглушкой.

Пульт управления БСТО показан на рис. 3.5, он обеспечивает:

- включение/выключение интерактивного режима БСТО;
- загрузку программного обеспечения и баз данных компонентов.



Рис. 3.5. Пульт управления БСТО

Адаптер дисплея EFB/MAT показан на рис. 3.6. Адаптер не имеет активных электрических компонентов и является переходным элементом между электрическим соединителем на дисплее и электрическим соединителем MIL-DTL-38999 жгута электрического питания.

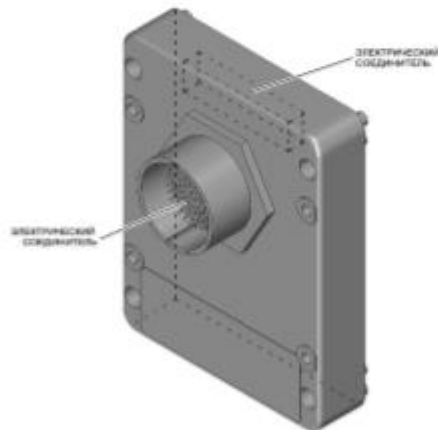


Рис. 3.6. Адаптер дисплея EFB/MAT

Интерфейс

БСТО осуществляет приём данных об отказах от следующих систем и компонентов самолёта:

- 1) блоков управления КСКВ из состава системы кондиционирования воздуха (СКВ);
- 2) оборудования автоматического управления полётом (ОАУП);

- 3) приёмопередатчиков КВ связи из состава связного оборудования (СО);
 - 4) системы УКВ связи из состава СО;
 - 5) системы обмена данными из состава СО;
 - 6) блока усиления и коммутации из состава СО;
 - 7) системы связи с пассажирской кабиной из состава СО;
 - 8) регистратора звуковой информации из состава СО;
 - 9) пультов управления радиосредствами из состава СО;
 - 10) блока управления генератором ВСУ и наземным питанием из состава СЭС;
 - 11) блока противопожарной защиты из состава противопожарного оборудования (ПО);
 - 12) вычислителей системы управления самолётом из состава системы управления самолётом (СУС);
 - 13) блока вычисления количества топлива из состава топливной системы (ТС);
 - 14) блока управления и контроля гидравлической системы из состава гидравлической системы (ГС);
 - 15) блока обогрева приёмников полного и статического давлений из состава противообледенительной системы (ПС);
 - 16) хронометра из состава приборного оборудования (ПрО);
 - 17) регистратора параметрической информации из состава ПрО;
 - 18) принтера А4 (А5) из состава ПрО;
 - 19) системы центрального вычислителя из состава ПрО;
 - 20) блоков-концентраторов данных из состава ПрО;
 - 21) центральных систем предупредительной сигнализации из состава ПрО;
 - 22) дисплеев из состава ПрО;
 - 23) электронного блока управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры шасси;
 - 24) вычислителей воздушный сигналов из состава ПНО;
 - 25) инерциальных вычислителей из состава ПНО;
 - 26) комплексного электронного резервного прибора из состава ПНО;
 - 27) многорежимных приёмников из состава ПНО;
 - 28) радиовысотомеров из состава ПНО;
 - 29) системы метеолокации из состава ПНО;
 - 30) вычислителя TCAS из состава ПНО;
 - 31) приёмника ГЛОНАСС из состава ПНО;
 - 32) ответчиков УВД 4-го уровня из состава ПНО;
 - 33) приёмопередатчиков радиодальномера из состава ПНО;
 - 34) приёмников автоматического радиоконюаса из состава ПНО;
 - 35) вычислителей системы самолётвождения из состава ПНО;
 - 36) блока электронного управления двигателем из состава СУД;
 - 37) блока контроля вибрации двигателей из состава ПКД.
- БСТО выдаёт команды на выполнение интерактивных проверок в следующих системах:
- 1) система кондиционирования воздуха СКВ;

- 2) система УКВ связи СО;
 - 3) система связи с пассажирской кабиной СО;
 - 4) система обогрева приёмников полного и статического давлений (ПС);
 - 5) автономные приборы (ПрО);
 - 6) блок-концентратор данных из состава ПрО;
 - 7) система управления уборкой и основным выпуском шасси;
 - 8) основная тормозная система;
 - 9) система воздушных сигналов из состава ПНО;
 - 10) инерциальная система из состава ПНО;
 - 11) радиовысотомер из состава ПНО;
 - 12) глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС) из состава ПНО;
 - 13) система контроля вибрации двигателей ПКД;
 - 14) система управления двигателем СУД.
- БСТО осуществляет загрузку файлов в следующие компоненты авионики:
- блок сбора и преобразования параметрической информации из состава ПрО;
 - система центрального вычислителя из состава ПрО;
 - вычислитель воздушных сигналов из состава ПНО;
 - вычислитель ВСС из состава ПНО.

3.2. Работа бортовой системы технического обслуживания

Система функционирует в двух режимах [3]:

- интерактивном и
- нормальном.

Нормальный режим

Нормальный режим БСТО является полностью автономным и включается с момента подачи электропитания на борт самолёта. Нормальный режим БСТО продолжает работать на протяжении всего полёта, а также на земле до тех пор, пока не будет снято электропитание с борта самолёта.

В нормальном режиме БСТО реализует следующие функции:

- непрерывный мониторинг состояния систем самолёта, запись истории отказов в запоминающее устройство центрального вычислителя;
- приём аварийно-сигнальных сообщений и других видов сигнализации в кабине экипажа;
- передача в реальном времени в системы самолёта информации о дате, времени и конфигурации самолёта, полученной от системы центрального вычислителя;
- отображение накопленной информации на дисплее EFB/MAT для просмотра;
- самоконтроль;
- взаимодействие с принтером для выполнения распечатки отчётов;

- работа с электронно-справочной документацией.

Интерактивный режим

Интерактивный режим обеспечивает диалоговый интерфейс наземного обслуживающего персонала с системами самолёта для отображения данных по их техническому обслуживанию. Интерактивный режим возможен только на земле. При переходе в интерактивный режим для конкретной системы происходит отключение нормального режима данной системы.

При интерактивном режиме в БСТО реализуются следующие функции:

- отчеты об отказах,
- контроль систем,
- загрузка ПО и баз данных компонентов систем.

Данные функции позволяют:

- коррелировать данные об отказах, записанные БСТО, с САС сообщениями и событиями, инициированными экипажем;
- инициировать расширенный контроль и определять корректирующие действия по устранению отказа;
- идентифицировать отказавшие компоненты и определять корректирующие действия по устранению отказа;
- просматривать текущее состояние систем самолёта;
- загружать ПО в компоненты систем;
- распечатывать результаты отчётов об отказах на принтере А4 (А5).

В целях обеспечения безопасности полета, интерактивный режим БСТО блокируется на всех фазах полета, за исключением первой фазы.

Также БСТО обеспечивает доступ к текущим версиям ПО авионики (и баз данных авионики), установленного в:

- блоке сбора и преобразования параметрической информации;
- центральном процессоре и модуле ввода/вывода;
- модулях кабинета авионики;
- вычислителя воздушных сигналов;
- вычислителя ВСС.

3.3. Органы управления и индикация бортовой системы технического обслуживания

Внешний вид и расположение компонентов управления и индикация показаны на рис. 3.7. Управление отображаемой информацией осуществляется с помощью клавиш на дисплее или посредством сенсорного экрана. Внешний вид дисплея EFB/MAT показан на рис. 3.8. Для включения дисплея EFB/MAT необходимо нажать и удерживать не менее трёх секунд кнопку включения расположенную на обрамлении дисплея в верхнем левом углу. В случае зависания дисплея EFB/MAT (нет реакции на нажатия на кнопки на экране и на обрамлении) нажимается и удерживается кнопка включения до момента выключения экрана дисплея EFB/MAT.

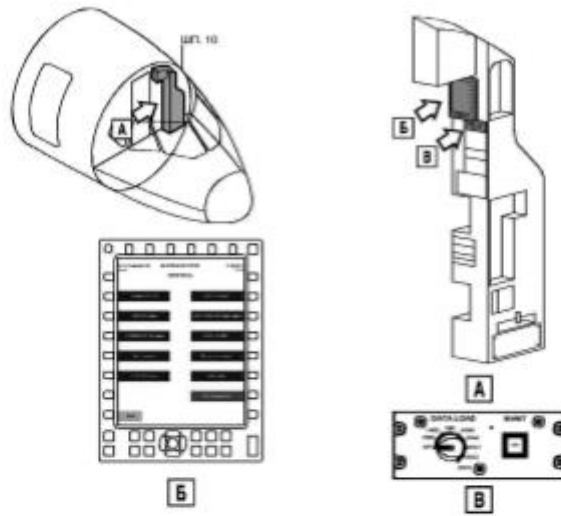


Рис. 3.7. Компоненты управления и индикация

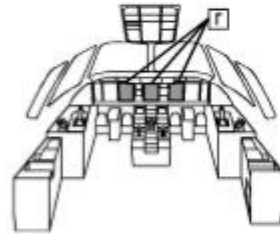


Рис. 3.8. Расположение органов управления и индикация

Пульт управления БСТО

Пульт управления БСТО имеет следующие органы управления:

- кнопка MAINT. При нажатии на кнопку включается интерактивный режим БСТО, при этом загорается надпись ON, при повторном нажатии – режим БСТО отключается, надпись ON гаснет;

* галетный переключатель DATA LOAD. При установке на одно из положений FMS 1, FMS 2, CMU, FDAC, ADC1, ADC2, ADC3 производится загрузка программного обеспечения и баз данных соответствующих компонентов систем.

Аварийно-сигнальные сообщения показаны в табл. 3.2.

Таблица 3.2. – Аварийно-сигнальные сообщения

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
MAINT CMC FAULT	Уведомляющее	Отказ БСТО

Данное аварийно-сигнальное сообщение индицируется на одном из трех дисплеев системы центральной индикации, выполняющем функцию EWD, когда самолёт находится на земле.

Литература

1. Руководство по технической эксплуатации самолета RRJ-95B АММ. Раздел 45. ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», 2011. 366 с.
2. ССJ 100: Лицом к технике r-fardeev.livejournal.com
3. АУЦ ЕАТК: Бортовая система технического обслуживания самолета RRJ-95B. М.: ЕАТК, 2013. 39 с.

Оглавление

Глава 1. Радиосвязное оборудование	3
1.1. Состав радиосвязного оборудования самолета RRJ-95	3
1.2. Радиоаппаратуры речевых сообщений	4
1.3. Радиостанции ОБЧ диапазона	5
1.4. Радиостанции ВЧ диапазона	16
1.5. Система передачи данных и автоматического вызова	26
1.6. Система коммутации и автоматического регулирования звука	41
1.7. Аппаратура звукозаписи и видеонаблюдения	41
1.8. Система комплексной автоматической настройки	48
1.9. Аварийное радиооборудование	54
1.10. Меры безопасности при работе с связным оборудованием	59
Глава 2. Радиосистемы пилотажно-навигационного оборудования ...	63
2.1. Состав пилотажно-навигационного оборудования самолета RRJ-95	63
2.2. Органы управления и индикации	68
2.3. Радиовысотомер	71
2.4. Система метеолокации	78
2.5. Система предупреждения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле	90
2.6. Глобальная навигационная спутниковая система	109
2.7. Глобальная система определения местоположения	112
2.8. Система управления воздушным движением	114
2.9. Система всенаправленного и маркерного радиомаяков	123
2.10. Система измерения дальности	133
2.11. Автоматический радиокompас	139
2.12. Вычислительная система самолетовождения	147
Глава 3. Бортовая система технического обслуживания	149
3.1. Общие сведения и расположение компонентов	149
3.2. Работа бортовой системы технического обслуживания	155
3.3. Органы управления и индикация бортовой системы технического обслуживания	156
Литература	159

