

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

А.Н. КОПТЕВ

АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Книга 2

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2011

УДК 656 (075)
ББК 39.5
К658

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В. И. Г р е ч и ш н и к о в;
каф. «Техническая эксплуатация авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов» МГТУ ГА, г. Москва.

Коттев А.Н.

К658 **Авиационное и радиоэлектронное оборудование воздушных судов гражданской авиации. В 3 кн. Кн. 2:** учеб. пособие / *А.Н. Коттев.*
– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011.– 196 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-0814-2

В данном пособии изложены принципы функционирования радиотехнических средств связи, радиолокации, навигации и посадки, спутниковых навигационных систем, широко используемых для самолетовождения. Значительное внимание уделено бортовым комплексам связи и бортовым комплексам навигации современных воздушных судов гражданской авиации.

Учебное пособие предназначено для студентов специальностей «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» и «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов».

УДК 656 (075)
ББК 39.5

Учебное издание

Коттев Анатолий Никитович

**АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Книга 2

Учебное пособие

В авторской редакции
Компьютерная верстка А.А. Моисеев

Подписано в печать 30.06.2011. Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 15,5.
Тираж 300 экз. Заказ .

Самарский государственный аэрокосмический университет
443086. Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086. Самара, Московское шоссе, 34.

ISBN 978-5-7883-0814-2

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	6
РАЗДЕЛ II. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	7
ГЛАВА 1. РАДИОТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС СВЯЗИ	7
1.1 Назначение и состав бортовых средств связи воздушных судов.....	7
1.2 Основы радиосвязи.....	11
1.3 Бортовой комплекс связи ЛА.....	19
1.4 Обобщенная структурная схема бортовой радиостанции и ее принцип действия. Основные технические характеристики канала авиационной связи.....	22
1.5 Физические основы радиосвязи.....	24
1.6 Радиосвязное оборудование современных воздушных судов гражданской авиации.....	34
1.6.1 Состав и назначение радиосвязного оборудования.....	34
1.6.2 Аппаратура внутренней связи экипажа АВСА-Э.....	34
1.6.3 Аппаратура внутренней связи борпроводников АВСА-Б.....	37
1.6.4 Аппаратура внутренней связи оповещения АВСА-О.....	38
1.6.5 ДКМВ радиостанция “АРЛЕКИН-ДГ”.....	41
1.6.6 МВ радиостанция “ОРЛАН-85СТ” (8.33 / 25 кГц).....	42
1.6.7 БССЗИ (аппаратура записи) “МАРС-БМ”.....	48
1.6.8 Аппаратура речевого оповещения “АЛМАЗ-УП.....	49
1.6.9 Система сигнализации опасности ССО.....	50
1.6.10 Аварийная МВ радиостанция Р-855А1.....	51
1.6.11 Аварийная ДКМВ радиостанция Р-861.....	51
ГЛАВА 2. РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	53
2.1 Теоретические основы радиолокации.....	54
2.2 Бортовые метеонавигационные радиолокационные станции.....	56
2.3 Радиовысотомеры.....	59

2.4 Доплеровские измерители скорости и угла сноса.....	61
2.5 Самолетные ответчики.....	66
ГЛАВА 3. РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	69
3.1 Методы задания и реализации траектории полета. Основные алгоритмы процесса навигации летательных аппаратов	70
3.2 Автоматический компас ВС.....	76
3.2.1 Обобщенная структурная схема АРК.....	86
3.3 Радиотехнические средства ближней навигации ЛА.....	90
3.3.1 Принципы действия РСБН.....	93
3.3.2 Радионавигационная система ближней навигации типа РСБН	95
3.4 Радиотехническая система ближней навигации типа VOR/DME.....	113
ГЛАВА 4. СПУТНИКОВЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ИХ СТРУКТУРА.....	105
4.1 Методы радионавигационных измерений.....	108
4.2 Аппаратура спутниковой навигации СН-3301.....	113
4.3 Радионавигационная система GPRS.....	131
4.3.1 Спутниковый сегмент GPRS.....	131
4.3.2 Структура навигационных радиосигналов системы GPS.....	131
4.3.3 Состав и структура навигационных сообщений спутников системы GPS	134
4.3.4 Сегмент управления GPS.....	134
4.3.5 Спутниковая и наземная системы функционального дополнения	135
4.3.6 Спутниковая система функционального дополнения (SBAS)	135
4.3.7 Наземная система функционального дополнения (GBAS)	136
4.4 Аппаратура потребителей.....	137
4.4.1 Обобщенная функциональная схема аппаратуры потребителя	138
4.4.2 Способы обработки сигналов.....	140
4.4.3 Источники ошибок.....	141

ГЛАВА 5. РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	143
5.1 Радиотехнические системы посадки ЛА.....	147
5.2 Принцип действия каналов курса и глиссады РМС типа ILS.....	154
5.3 Маркетный канал РМС типа СП-50 и ILS.....	159
5.4 Бортовая навигационно-посадочная аппаратура «КУРС-МП-70»	161
5.5 Радиомаячная система посадки сантиметрового диапазона типа MLS	165
ГЛАВА 6. РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	173
6.1 Радиосистема ближней навигации РСБН А-331.....	174
6.2 Радиовысотомер малых высот РВ-85.....	177
6.3 Автоматический радиокompас АРК-25.....	179
6.4 Радиотехническая система ближней навигации по маякам VOR – VOR-85	181
6.5 Радиодальномер ДМЕ/Р-85.....	183
6.6 Аппаратура посадки ILS-85.....	185
6.7 Метеонавигационная радиолокационная система МН РЛС-85	186
6.8 Спутниковая навигационная система LTN-2001	188
6.9 Радиоманитный индикатор РМИ -3.....	191
6.10 Комплексный пульт радиотехнических средств КП РТС-85.....	195
СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	196

ПРЕДИСЛОВИЕ

Управление полетом современных воздушных судов гражданской авиации требует большого количества стабильной и достоверной информации о параметрах движения центра масс на взлете, заданной траектории, посадке.

Основным источником этой информации является радиоэлектронное оборудование летательного аппарата (РЭО ЛА).

Радиоэлектронный комплекс оборудования решает многообразные задачи информационного обеспечения полета на основе высокоточных систем навигации и посадки.

Основными направлениями совершенства РЭО являются: создание комплексированных и многофункциональных радиоэлектронных систем, расширения их взаимодействия с другими системами как на борту, так и на земле.

Развитие микроэлектроники и вычислительной техники, их интенсивное проникновение в авиационную электронику обусловили создание качественно нового поколения цифровых радиотехнических комплексов связи, навигации и систем посадки, в которых для настройки, обработки и передачи всех видов сообщений применяют единые цифровые сигналы. На базе мини-ЭВМ разрабатывают комплексные системы управления радиоэлектронным оборудованием, бортовые процессоры связи и навигационных комплексов, взаимодействие между которыми осуществляется на принципах вычислительных сетей, а системы отображения информации используют твердотельные высоконадежные компоненты этих систем, которые обеспечивают экипаж обширной информацией.

Учебное пособие состоит из ряда разделов.

В первом рассматриваются средства автоматизированной радио и электросвязи, обеспечивающие связь с наземными службами управления воздушным движением и экипажами других ЛА в различных вариантах взаимодействия.

Последующие разделы посвящены различным видам радиолокационного, радионавигационного оборудования, а также системам посадки, основанных на различных физических принципах форсирования, передачи и обработки радиотехнической информации.

Автор благодарит всех сотрудников и студентов старших курсов по технической эксплуатации ЛА и их систем, в том числе и РЭО ЛА.

ЧАСТЬ II. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

ГЛАВА 1. РАДИОТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС СВЯЗИ

1.1 Назначение и состав бортовых средств связи воздушных судов

Экипаж воздушных судов (ВС) должен иметь постоянно действующую связь с диспетчерскими, пунктами службы УВД с момента запуска авиадвигателей и до момента заруливания на стоянку. Основным и единственным средством связи, обеспечивающим прямые переговоры экипажа ВС с диспетчерами центров УВД и экипажами других ЛА, находящихся в полете, является авиационная воздушная связь. Она осуществляется в диапазонах метровых (МВ), декаметровых (ДКМВ) и гектометровых (ГКМВ) радиоволн. Однако основа авиационной воздушной связи — метровый канал связи, представляющий собой совокупность технических устройств и среды, которые служат для передачи сообщений.

Основные достоинства МВ-диапазона: высокая помехозащищенность (малый уровень внешних помех), более устойчивое прохождение радиоволн (независимость мощности и других параметров в принимаемых сигналах от времени суток и времени года), а также малые размеры антенн. Недостатком является ограниченная дальность.

Связь на МВ-диапазоне между двумя абонентами (ВС и диспетчерами служб УВД) осуществляется в том случае, если между их антеннами прямая видимость.

Диапазон декаметровых (коротких) волн предназначен только для дальней радиосвязи (радиостанции дальней связи). Достоинства этого диапазона: малое поглощение электромагнитной энергии и возможность построения достаточно эффективных антенн. Эти факторы позволяют обеспечивать радиосвязь на расстояниях в несколько тысяч километров при мощности передатчика, не превышающей 100...400 Вт. Вместе с тем в декаметровом диапазоне наблюдается сильная зависимость поля в точке приема от состояния ионосферы, т.е. от времени суток и времени года. В радиостанциях дальней связи уменьшение этого влияния на качество связи достигается сменой несущих частот.

В полярных областях Земли, где радиосвязь на декаметровых волнах может нарушаться из-за ионосферных возмущений, связанных с солнечной активностью, широко используется гектометровый (средневолновый) канал связи.

Вследствие многообразия решаемых тактических задач и технических особенностей различных видов связи, а также специфики применения ВС радиосвязь осуществляется обычно по телекодовым, телефонным и телеграфным каналам.

Радиосвязь по телекодовым каналам применяется в автоматизированных системах управления. По ним передаются параметры (курс, скорость, высота) и определенный набор разовых команд управления, воспринимаемых на борту ВС экипажем зрительно (на световые индикаторы) или на слух.

Телефонный канал связи является наиболее оперативным, поэтому он используется и в тех случаях, когда пилот занят выполнением других функций в условиях быстроменяющейся обстановки (взлет и посадка, взаимная координация полета ЛА, непредвиденные ситуации и т. д.).

Радиосвязь по телефонным каналам осуществляется на всех типов и применяется для управления полетом на всех его этапах от взлета до посадки.

В настоящее время радиосредства связи ВС одноканальные, т.е. используются для передачи только одного сообщения. Все бортовые радиостанции работают в симплексном режиме, при котором передача и прием на каждой радиостанции осуществляются поочередно.

Различают радиостанции дальней и ближней связи, а также аварийно-спасательные.

Радиостанции дальней связи предназначены для обмена информацией между экипажем ВС и диспетчерами служб УВД, находящихся на расстояниях, превышающих дальность прямой видимости. Обычно эти радиостанции рассчитываются на дальности более тысячи километров. Следует заметить, что при малой высоте полета ВС понятию «дальняя связь» соответствуют расстояния в несколько сотен километров. Для радиостанций дальней связи выделены диапазоны гектометровых и декаметровых волн с $\lambda = 100 \dots 1000$ и $10 \dots 100$ м соответственно. Радиостанции дальней связи, как правило, работают в режимах телефонном (ТЛФ) и амплитудной модуляции

(обычной или однополосной) и служат для передачи речевых сообщений. Необходимо отметить, что метод однополосной модуляции (ОМ) является предпочтительным при построении авиационных декаметровых связных и метровых командных радиостанций благодаря тому, что по сравнению с другими методами позволяет при сохранении номинальной мощности передатчиков значительно повысить помехоустойчивость и надежность радиотелефонной связи. В перспективе радиотелефонная связь будет осуществляться методами передачи не аналоговых, а дискретных речевых сигналов. В этом случае единственно приемлемым в ДКМВ-диапазоне радиоканалом может быть лишь унифицированный канал с однополосной модуляцией.

На больших дальностях и при высоком уровне естественных помех с бортовых радиостанций используют телеграфный (ТЛГ) режим работы. В этом случае достигаются лучшие характеристики канала радиосвязи, так как сужается требуемая полоса пропускания приемника, а сигналы передаются при максимальной мощности передатчика.

Видеопроекционная система (ВПС) обеспечивает воспроизведение видеофильмов и другой заранее записанной видеoinформации, транслируемой на экранах видеопроекционных устройств в пассажирских салонах ВС. Система ВПС содержит видеоманитофон и кассету с видеолентой, контрольно-распределительное устройство, видеопроекционное устройство и пульт дистанционного управления.

В перспективе на борту ВС предусмотрена установка многофункциональной системы внешней и внутренней связи, обслуживания и развлечений пассажиров, обладающей одновременно функциями СПУ, СГС и ВПС. В настоящее время в салонах пассажирских ВС гражданской авиации устанавливается многофункциональная система по обслуживанию и развлечению пассажиров типа «Версия» или «Лайнер», в состав которой входит магнитофон «Квадрат» или «Союз» со стандартной компакт-кассетой МК-60.

В будущем для пассажиров ВС будет предоставлена возможность разговаривать с Землей через обычный телефон. Для этой цели разработана дуплексная УКВ радиотелефонная станция типа «Алтай».

Таким образом, авиационная воздушная связь предназначена для ведения переговоров по радиолинии между экипажами ВС и наземными службами различных зон УВД (канал радиосвязи), передачи сигналов бедствия и аварийного оповещения (канал аварийной радиосвязи), обеспечения переговоров между членами экипажа, оповещения и обслуживания пассажиров по внутрибортовым проводным линиям связи (канал внутрибортовой связи), магнитной записи переговоров экипажа (канал магнитной записи). Эта классификация в дальнейшем будет принята за основу.

Примерами радиостанций дальней связи могут служить ДКМВ – радиостанции типа «Ядро», «Арлекин» и другие, устанавливаемые на современных ВС.

Радиостанции ближней связи обеспечивают обмен телефонной и телекодовой информацией между ЛА и диспетчерами служб УВД, находящимися в пределах прямой видимости (до 500 км), и работают в диапазонах метровых и дециметровых волн с $\lambda = 1 \dots 10$ и $0,1 \dots 1$ м соответственно. В радиостанциях ближней связи используются только телефонный режим и амплитудная модуляция. На современных ЛА устанавливают МВ-радиостанции типа «Баклан», «Орлан» и др. Необходимо отметить, что радиостанции ближней связи можно использовать в качестве аварийных.

Аварийно-спасательные радиостанции индивидуального и группового применения работают в симплексном режиме и предназначены для передачи сигналов бедствия с места вынужденного приземления наземным пунктам и аварийно-спасательным службам.

Аварийные радиостанции индивидуального применения (типа Р855УМ) работают в диапазоне частот командных МВ – радиостанций и обеспечивают связь на несколько километров.

Аварийные радиостанции группового применения (типа Р861) работают на одной или нескольких фиксированных частотах в диапазонах гектометровых и декаметровых волн, выделенных для аварийно-спасательной службы. Радиостанции имеют малые габариты и массу, просты в эксплуатации, снабжены автономными источниками питания, поэтому могут быть приведены в действие с любого места вынужденного приземления.

Для организации радиосвязи с летательными аппаратами в указанных диапазонах радиоволн служба УВД использует наземные радиостанции, которые установлены на передающем центре и управляются дистанционно из радиобюро аэропортов или из пунктов УВД.

Для обеспечения связи между членами экипажа многоместного ВС и выхода на внешнюю связь через бортовые радиостанции применяется СПУ.

На пассажирских ВС гражданской авиации используется еще и самолетная громкоговорящая система (СГС) для трансляции музыкальных передач в салоны пассажиров. При совместной работе с СПУ система СГС обеспечивает возможность выхода на внешнюю радиосвязь и ведения двухсторонней внутренней телефонной связи. Переговорные и громкоговорящие устройства состоят из электроакустических преобразователей различных типов, коммутационных устройств, усилителей звуковой (низкой) частоты и внутрибортовых линий связи.

К средствам связи следует отнести также аппаратуру магнитной записи, используемую на борту ЛА для ведения контрольной записи всех переговоров экипажа по каналам радио- и проводной связи, которая может быть непрерывной или включаться только при передаче сообщений. Кроме того, магнитофон является источником информационно-развлекательных программ и видеoinформации.

1.2 Основы радиосвязи

В канале радиосвязи используется поле электромагнитных волн, для возбуждения которых служит передающая антенна. Если ток в антенне и ее размеры ограничены, то дальность связи находится в прямой зависимости от частоты изменения тока в антенне. В этом одна из причин того, что по каналу радиосвязи передаются только высокочастотные колебания. Низкочастотный сигнал управляет одним из параметров этих колебаний (амплитудой U_m , частотой ω или фазой φ):

$$u = U_m \cos(\omega t + \varphi_0) = U_m \cos \varphi, \quad (1.1)$$

где φ_0 - начальная фаза.

Высокочастотное колебание как бы несет на себе информацию и называется несущим, а его частота – несущей частотой f_H .

Процесс управления каким-либо параметром высокочастотного колебания с помощью низкочастотного сигнала называется *модуляцией*. Различают *амплитудную* (АМ), *частотную* (ЧМ) или *фазовую* (ФМ) модуляции в зависимости от того, каким параметрам несущего колебания управляет низкочастотный сигнал – амплитудой, частотой или фазой.

Найдем спектр АМ колебания при гармоническом модулирующем сигнале (рис. 1.1, а):

$$u_{\text{мод.}} = U_{\text{мод.}} \cos 2\pi Ft. \quad (1.2)$$

Колебания несущей частоты изменяется по закону:

$$u = U_m(t) \cos 2\pi f_H t, \quad (1.3)$$

где для упрощения принято, что $\varphi_0 = 0$.

В процессе модуляции изменяется амплитуда несущей частоты (рис.1.1, б):

$$U_m(t) = U_{m_0} + \Delta U_m \cos 2\pi Ft, \quad (1.4)$$

где U_{m_0} - амплитуда немодулированного колебания,

$$\Delta U_m = K_{\text{А.М.}} U_{\text{мод.}},$$

где $K_{\text{А.М.}}$ - коэффициент передачи модуляционного устройства.

Подставляя (1.5) в (1.4), получим:

$$u = U_{m_0} \left[\cos 2\pi f_H t + \frac{m}{2} \cos 2\pi (f_H - F)t + \frac{m}{2} \cos 2\pi (f_H + F)t \right], \quad (1.5)$$

где

$$m = \frac{\Delta U_{m_0}}{U_{m_0}} \quad (1.6)$$

-коэффициент амплитудной модуляции.

Таким образом, спектр АМ колебаний при гармоническом модулирующем сигнале состоит из трех составляющих (рис.1.1 в): несущей частоты f_H , нижней боковой частоты $(f_H - F)$ и верхней боковой частоты $(f_H + F)$. Амплитуды составляющих зависит от коэффициента модуляции m .

Обычно амплитуда U_{m_0} неизвестна, поэтому коэффициент модуляции проще определять по формуле (см. рис.1.1).

$$m = \frac{U_{\text{max}} - U_{\text{min}}}{U_{\text{max}} + U_{\text{min}}}. \quad (1.7)$$

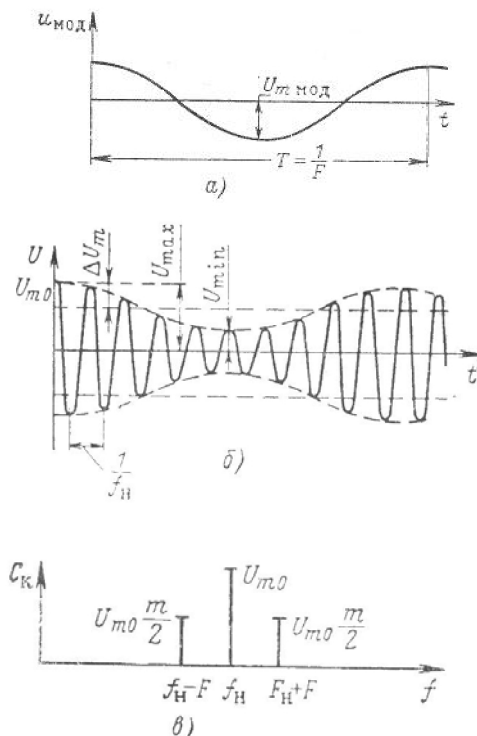


Рис. 1.1. Амплитудная модуляция гармоническим сигналом:
 а – модулирующий сигнал; б – модулированные колебания;
 в – спектр модулированных колебаний

Если модулирующий сигнал сложный и содержит составляющие с частотами от F_{\min} до F_{\max} , то каждой из них соответствует своя составляющая нижней и верхней боковых частот модулированного колебания. Поэтому спектр АМ колебаний в общем случае содержит две боковые полосы частот (рис.1.2). Следовательно, ширина спектра сигнала в канале радиосвязи Δf в два раза больше, чем ширина спектра модулирующего сигнала.

Разновидностью амплитудной модуляции является импульсная модуляция (рис.1.3). Модулироваться может любой параметр импульсов: $U_m, \tau_H, F_{сл}$ ($F_{сл} = 1/T_{сл}$) и т.д. Эти виды модуляции применяются в телеметрии и системах управления.

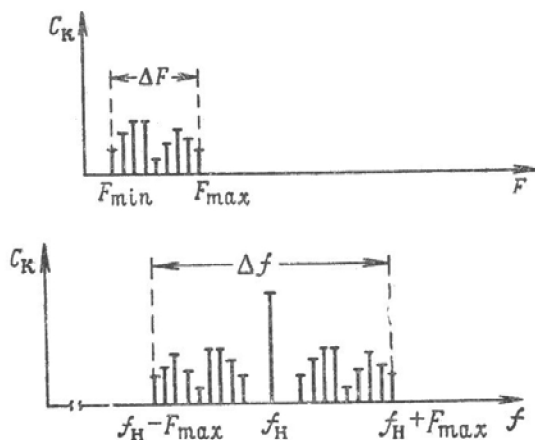


Рис.1.2. Схематическое изображение спектра колебаний, модулированных по амплитуде сложным сигналом

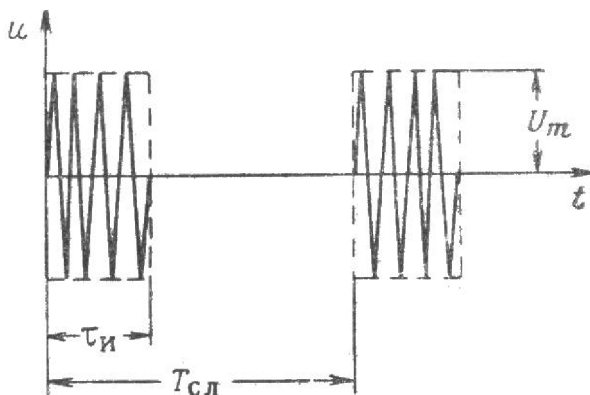


Рис. 1.3. Импульсная модуляция

При частотной и фазовой модуляциях амплитуда несущих колебаний остается постоянной, изменяется только частота или фаза (рис.1.4). Графические изображения ЧМ и ФМ при гармоническом модулирующем сигнале совпадают. Между частотой f и фазой φ существует соотношение:

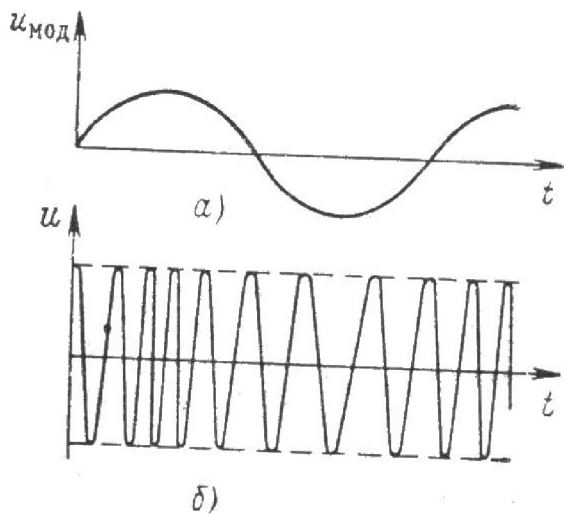


Рис. 1.4. Частотная модуляция гармоническим сигналом: а - модулирующий сигнал, б - модулирование колебания

$$\varphi(t) = \int_0^t 2\pi f(t) dt. \quad (1.8)$$

Поэтому ЧМ и ФМ колебания могут быть представлены в виде:

$$u = U_{m_0} \cos \varphi(t) \quad (1.9)$$

В случае частотной модуляции гармоническим сигналом:

$$u = U_{m_0} \cos 2\pi \left(f_H + \frac{f_D}{F} \sin 2\pi Ft \right) \quad (1.10)$$

Величина $\Delta f_D = K_{ч.м.} U_{мод}$, где $K_{ч.м.}$ - коэффициент передачи частотного модулятора, называется *девиацией частоты*, а отношение

$$m_{ч.м.} = \frac{\Delta f_D}{F} = \frac{\Delta \omega_D}{\Omega} \quad (1.11)$$

называется *индексом частотной модуляции*.

Спектр ЧМ колебаний может быть получен, если воспользоваться бесселевыми функциями для разложения в ряд Фурье колебания вида (1.10). Можно показать, что при $m_{ч.м.} \gg 1$ ширина спектра равна удвоенной девиации частоты:

$$\Delta f_{ч.м.} = 2m_{ч.м.} F = 2\Delta f_{д.} \quad (1.12)$$

При малых $m_{ч.м.}$ спектры ЧМ и АМ колебаний аналогичны.

Блок – схема канала радиосвязи представлена на рис.1.5. Процессы, протекающие при амплитудной модуляции гармоническим сигналом, иллюстрируются графиками напряжений и их спектрами, приведенными на рис. 1.6 (цифры на графиках соответствуют обозначениям на рис.1.5).

Несущее колебание вырабатывается генератором высокой частоты ГВЧ. Амплитудная модуляция осуществляется в модуляторе М, куда поступает напряжение от источника сигнала ИС. Модулированный по амплитуде ток несущей частоты с помощью антенны A_1 возбуждает в окружающем антенну пространстве электромагнитное поле. Цепь тока замыкается через емкость антенна – земля или через емкость между двумя изолированными друг от друга элементами антенны.

Напряженность поля изменяется так же, как и ток в передающей антенне. Поэтому и ЭДС, наводимая электромагнитным полем в приемной антенне A_2 , изменяется по тому же закону. Детектор Д, состоящий из выпрямителя В и фильтра Ф, выполняет операцию детектирования, т.е. выделения из принятых модулированных колебаний низкочастотного сигнала.

При детектировании образуются модулированные по амплитуде косинусоидные импульсы тока. Информация в данном случае заключена в составляющей с частотой F спектра импульсов и выделяется фильтром Ф, который пропускает полосу частот $\Delta F_{\delta} > F$. Отделяя постоянную составляющую сигнала $u_{i \dot{a}}$ с помощью конденсатора, можно выделить монохроматическое колебание частоты F. Последнее в оконечном устройстве ОУ (например, динамическом громкоговорителе) преобразуется в передаваемое сообщение.

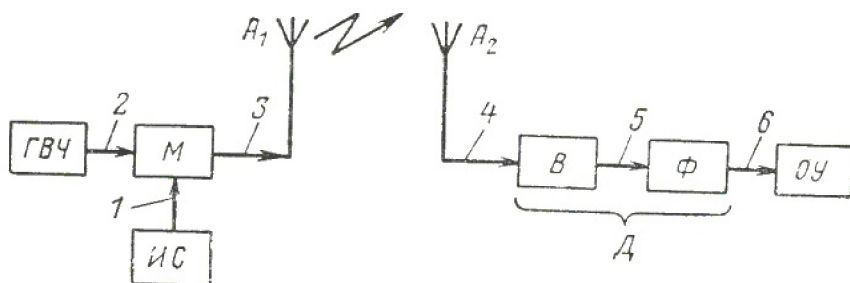


Рис. 1.5. Блок – схема канала радиосвязи

При детектировании образуются модулированные по амплитуде косинусоидные импульсы тока. Информация в данном случае заключена в составляющей с частотой F спектра импульсов и выделяется фильтром Φ , который пропускает полосу частот $\Delta F_{\phi} > F$. Отделяя постоянную составляющую сигнала u_{iia} с помощью конденсатора, можно выделить монохроматическое колебание частоты F . Последнее в оконечном устройстве ОУ (например, динамическом громкоговорителе) преобразуется в передаваемое сообщение.

Показанные на рис. 1.5 элементы являются принципиально необходимыми, без них радиосвязь невозможна. Обычно передатчик и приемник усложняют.

Так, например, для обеспечения заданной дальности связи перед антенной A_1 включают усилитель мощности. В приемник после антенны A_2 вводят усилитель высокой частоты (УВЧ), а после фильтра – усилитель низкой частоты (УНЧ).

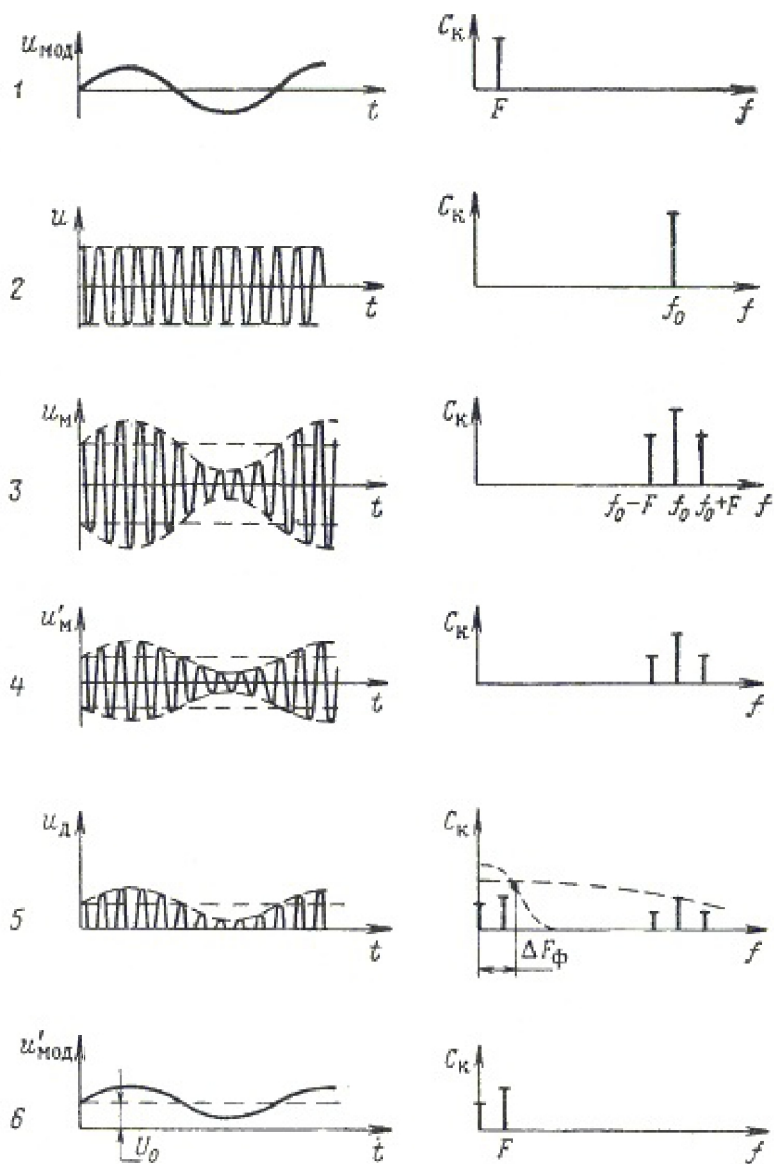


Рис. 1.6. Графики напряжений и спектры сигналов в канале радиосвязи.
Цифры у графиков соответствуют точкам на рис. 1.5

1.3 Бортовой комплекс связи ЛА

На современном этапе развития радиоэлектронного оборудования ВС одним из важнейших направлений является объединение (интеграция) всех систем передачи информации «борт – Земля – борт» в рамках построения единого бортового комплекса связи. В перспективе развитие радиотехнических систем связи «борт – Земля – борт» приведет к созданию многоканальной единой интегральной системы связи гражданской авиации с различными способами передачи информации, включая ретрансляцию, спутниковую радиосвязь и использование ЭВМ для обработки информации.

Структурная схема перспективного бортового комплекса связи представлена на рис. 1.7.

БКС представляет собой совокупность устройств связи, функционально объединенных бортовым процессором связи. БКС предусматривает полную автоматизацию связи и ее применение в ближайшем будущем, когда получат широкое распространение методы кодированной быстродействующей (цифровой) связи, в том числе и через ИСЗ.

Данный комплекс связи будет выдавать экипажу через систему индикации и управления сигналы только в тех случаях, когда в этом имеется необходимость. В основном же обмен информацией будет производиться непосредственно между процессором связи комплекса и соответствующими цифровыми вычислительными машинами (ЦВМ) служб УВД. В состав такого комплекса будет входить радиостанция связи через искусственные спутники Земли (РСС), которая частично или полностью заменит другие бортовые радиостанции. На современных ВС комплекс связи не содержит ЦВМ и поэтому понятие «комплекс» может быть применено к связному оборудованию ВС условно.

В состав БКС (см. рис. 1.7) входят радиостанция декаметрового диапазона дальней связи, радиостанции метрового диапазона (МВ1 и МВ2) ближней связи, радиостанции систем спутниковой связи (РСС), вычислительный комплекс связи (ВКС), абонентские пункты кабины (АПК) и салона (АПС), бортовой магнитофон (БМ) и линия связи. По этому принципу может быть построен БКС с использованием стандартных каналов тональной частоты или цифровых каналов с импульсно-кодовой модуляцией и дельта-модуляцией сигналов.

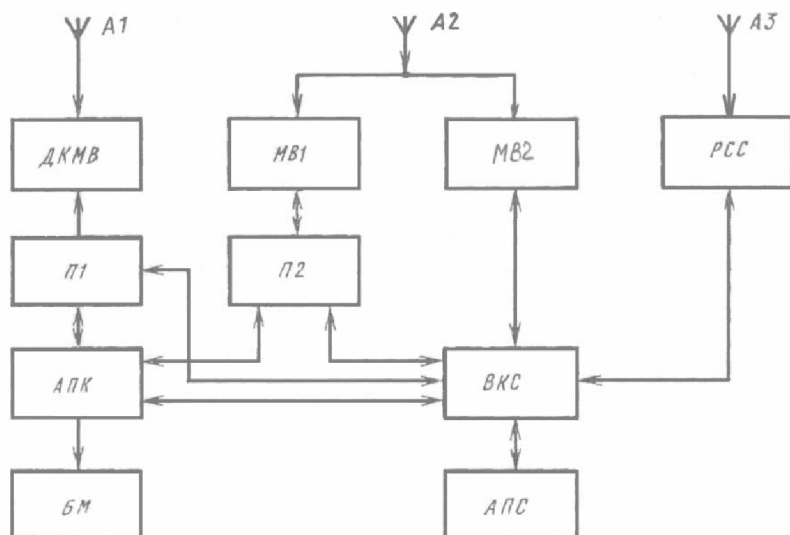


Рис. 1.7. Структурная схема перспективного бортового комплекса связи ВС

Основными являются радиостанции МВ1 и МВ2. Радиостанция МВ1 с помощью переключателя П2 может работать в режимах автоматического и ручного управления, а МВ2 – только в автоматическом режиме, который является основным для обеих радиостанций.

ДКМВ – радиостанция – резервная. С помощью переключателя П1 она может работать в режимах ручного и автоматического управления.

РСС заменяет МВ- и ДКМВ – радиостанции, особенно на тех участках воздушных трасс, где невозможно использовать указанные радиостанции из-за отсутствия связи по тем или иным причинам.

ВКС состоит из процессора ввода — вывода информации и центрального процессора комплекса связи. Последний, обеспечивает цифровую обработку сигналов, управление работой устройств связи, диагностирование состояния и прогнозирование устройств связи и т.д.

Часть функций центрального процессора комплекса может быть возложена на периферийные процессоры, установленные непосредственно в радиостанциях и АПК и АПС комплекса связи. АПК и

АПС служат для передачи речевой и цифровой информации по внутренним и внешним каналам связи. Для обеспечения взаимодействия пилота с ЭВМ в системе передачи данных в АПК предусмотрен алфавитно-цифровой дисплей, который передает сообщения со скоростями 50...9600 бит/с. Дисплей позволяет отображать информацию с клавиатуры на экране ЭЛТ, редактировать изображаемую информацию, вводить информацию в ЭВМ и выводить ее с ЭВМ, передавать телеграфные сообщения.

В современных дисплеях функции управления режимами работы, автоконтроля работоспособности и тестов технического обслуживания выполняют микропроцессоры. Такие абонентские пункты называются интеллектуальными. Для сопряжения дисплея с устройствами передачи данных и линиями связи применяют мультиплексоры для передачи данных, процессоры связи и процессоры ввода—вывода. Кроме устройств, обработки данных и сопряжения, в АПК имеются устройства передачи данных, обеспечивающие сопряжение с различными типами каналов связи (телефонными, телеграфными, широкополосными и др.).

К устройствам передачи данных относятся дискретные модулирующие и демодулирующие устройства (модемы), а также автономные устройства защиты от ошибок.

Преобразование речи в АПК может осуществляться без изменения и с изменением структуры речевых сигналов. Без изменения структуры речевых сигналов речь преобразуется электроакустическими преобразователями — микрофонами и телефонами.

Микрофоны преобразуют акустические сигналы в электрические, а телефоны — наоборот. Электрические преобразователи (микрофоны и телефоны) применяются во всех одноканальных и многоканальных системах передачи речевых сигналов в полосе частот 300...3400 Гц.

С изменением структуры речевых сигналов речь преобразуется кодирующими (вокодерами) и декодирующими (кодеками) устройствами на базе цифровых методов преобразования, в частности, с помощью импульсно-кодовой модуляции и дельта-модуляцией первичных аналоговых электрических сигналов. При этом процесс преобразования аналоговой информации в цифровую будет осуществляться непосредственно в самих источниках сообщений (например, в авиагарнитуре пилота).

Устройства автоматического ответа и документирования информации построены на принципах магнитной записи и воспроизведения сигналов. Примером устройства документирования информации служит бортовой магнитофон. Для передачи и приема знаковой информации используется дисплей.

На ВС для линий связи наиболее перспективны оптические кабели даже в том случае, когда в каждом световоде будет использоваться только один цифровой канал связи. Оптические кабели уже начали внедряться на бортовых сетях связи ВС.

1.4 Обобщенная структурная схема бортовой радиостанции и принцип ее действия. Основные технические характеристики канала авиационной связи

Общим требованием, предъявляемым к бортовым радиостанциям ВС, является возможность ведения бесперехватной и бесподстрочечной радиосвязи на сотнях и тысячах разных частот в заданном рабочем диапазоне. Высокая стабильность частоты колебаний передатчика и настройки на принимаемую волну приемника радиостанций, термостатирование кварцевых резонаторов или целых каскадов, использование высококачественных радиокомпонентов и современной элементной базы, наличие автоматической дистанционной настройки радиостанций и ряда других мер позволили создать современную бортовую аппаратуру, обеспечивающую ведение связи без поиска и подстройки на любой частоте диапазона. Так, МВ-радиостанции в диапазоне 118...135, 975 МГц имеют 720 рабочих частот с шагом сетки 25 кГц. Относительная нестабильность частоты этих радиостанций составляет около $(10...30) \cdot 10^{-6}$. ДКМВ-радиостанции, работающие в диапазоне 2...30 МГц с шагом сетки частот 100 Гц, имеют 280 тысяч рабочих частот. Стабильность частот не превышает $(0,5...5) \cdot 10^{-7}$.

Несмотря на большое разнообразие типов бортовых радиостанций, устанавливаемых на современных ЛА, все они построены по единому принципу (рис. 1.8).

Основными частями современных бортовых радиостанций являются приемопередатчик, антенно-фидерное устройство, пульт управления и авиагарнитура.

Приемопередатчик состоит из возбуждателя (синтезатора частот), передающего и приемного трактов, источника питания.

Возбудитель и передающий тракт составляют радиопередатчик, а возбуждатель и приемный тракт — радиоприемник радиостанции. Такой принцип построения радиостанции, когда некоторые ее элементы используются как в режиме «Передача», так и в режиме «Прием», называется *трансиверным*. Он позволяет упростить схему, уменьшить габариты и массу радиостанции.

Возбудитель (синтезатор) — наиболее ответственный, сложный и дорогостоящий элемент радиостанции, формирующий дискретную сетку рабочих частот в заданном диапазоне от f_{\min} до f_{\max} с шагом ΔF из колебаний одного или нескольких высокостабильных опорных генераторов. Термостатирование кварцевых генераторов позволяет уменьшить их относительную нестабильность в эксплуатационных условиях до $10^{-6} \dots 10^{-7}$.

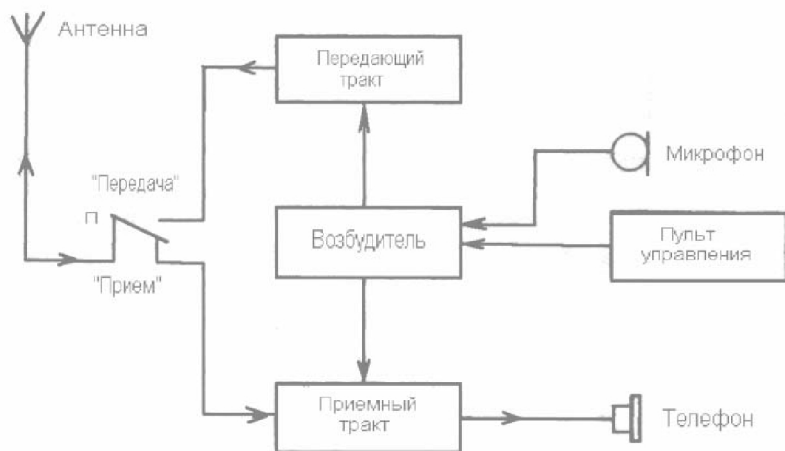


Рис. 1.8. Обобщенная структурная схема радиостанций связи ВС

Передающий тракт служит для формирования рабочего сигнала по видам работы, переноса (транспозиции) сформированного сигнала на нужную рабочую частоту и усиления этих колебаний до необходимого уровня мощности. Функции приемного тракта за-

ключаются в селекцию полезного сигнала, его усилении, преобразовании частоты принятого сигнала, детектировании и усилении звуковых колебаний, а также передаче их на телефоны пилота.

Автоматизация процессов настройки при установке любой рабочей частоты и дистанционный способ управления облегчают работу экипажа с радиостанцией.

Органами управления радиостанции являются пульт управления и тангента (нажимной переключатель) микрофона. Пульт управления обеспечивает включение и выключение радиостанции установки рабочей частоты, выбор вида связи, регулировку громкости, включение подавителя шумов и встроенного автоконтроля, а также индикацию работоспособности радиостанции в различных режимах работы. Тангента микрофона включает и выключает режимы «Передача» и «Прием». Авиагарнитура содержит электроакустические преобразователи (микрофон и телефон), с помощью которых звук преобразуется в электрический сигнал и наоборот.

1.5 Физические основы радиосвязи

Из радиотехники известно, что для передачи информации посредством излучения электромагнитных волн нужно перенести спектр сигнала в область высоких радиочастот. В таком преобразовании низкочастотного сигнала и состоит сущность модуляции. Именно вид модуляции, используемый в канале радиосвязи, определяет структуру передатчика и приемника радиостанции, а также и параметры ее в целом. В каналах авиационной воздушной связи наибольшее распространение получили обычная амплитудная модуляция (АМ) и однополосная амплитудная модуляция. Следует заметить, что наряду с указанными видами модуляции в радиостанциях МВ-диапазона используется минимальная частотная модуляция (например, в радиостанции ближней связи «Орлан»).

Обычная амплитудная модуляция широко применяется и в настоящее время в каналах авиационной связи, что объясняется простотой реализации всей радиостанции и небольшой шириной спектра излучаемых колебаний. АМ является основной при ведении телефонной и телеграфной связи экипажем ВС с радиостанциями аэропортов и другими ВС. Различают каналы радиосвязи с АМ на большом и малом уровнях мощности (рис. 1.3,а) модуляция произ-

водится в усилителе мощности (УМ), в который поступают несущее колебание частоты ω_0 от возбудителя и прошедший через модулятор (Мод.) входной сигнал $s(t)$ от микрофона. В этом случае назначение усилителя мощности состоит в том, чтобы при подаче на один его вход напряжения несущей частоты $u_{\text{нес}}(t)=U_0 \cos(\omega_0 t + \varphi_0)$, а на другой вход – низкочастотного модулирующего сигнала $s(t)=u_{\text{мод}}(t)=U_{\Omega} \cos \Omega t$ дать на выходе амплитудно-модулированное (АМ) колебание.

Временная математическая модель АМ-сигнала:

$$u_{\text{АМ}}(t)=U_0 [1+ms(t)] \cos(\omega_0 t + \varphi_0),$$

где U_0 , ω_0 , φ_0 – амплитуда, частота и начальная фаза несущего колебания; $s(t)$ – низкочастотное сообщение, подлежащее передачи по радиоканалу.

Выражение $u_{\text{АМ}}(t)$ определяет операцию перемножения, которую в процессе модуляции выполняют модулирующие каскады передатчика.

Применив известную формулу произведения косинусов, можно перейти от временной модели АМ-сигнала к спектральной

$$\begin{aligned} u_{\text{АМ}}(t) &= U_0(1 + m \cos \Omega t) \cos \omega_0 t = \\ &= U_0 \cos \omega_0 t + \frac{1}{2} m U_0 \cos(\omega_0 + \Omega)t + \frac{1}{2} m U_0 \cos(\omega_0 - \Omega)t, \end{aligned}$$

где $m = U_{\Omega}/U_0$ — коэффициент амплитудной модуляции, определяющий степень воздействия передаваемого сигнала на изменение амплитуды несущего колебания, т. е. глубину амплитудной модуляции.

Фильтр (Ф) после усилителя мощности выделяет полезный спектр модулированного сигнала перед подачей его в антенну и согласовывает выход УМ с антенной.

Приемная часть канала связи (см.рис. 1.9,в) состоит из супергетеродинного приемника. Выделение (фильтрация) полезных радиосигналов из совокупности других (мешающих сигналов) и помех, действующих на выходе антенны и не совпадающих по частоте с полезным сигналом, осуществляется частотно-избирательными устройствами приемника. Смеситель (СМ) и гетеродин (Гет.) приемника преобразуют частоту принятого сигнала в промежуточную частоту по закону $f_{\text{пр}}=f_{\text{гет}} - f_0$. В процессе преобразования частоты происходит перенос спектра сигнала $G(f)$ в область промежуточной

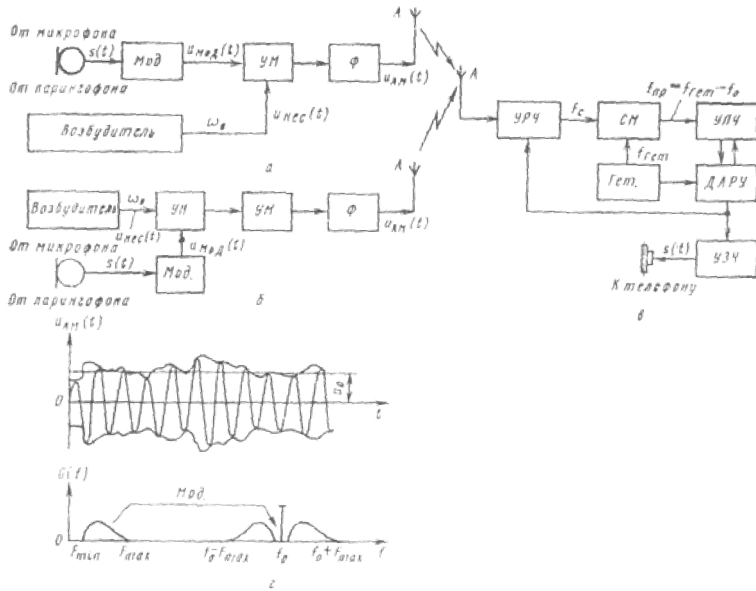


Рис. 1.9. Структурная схема канала связи с амплитудной модуляцией

частоты без нарушения амплитудных и фазовых соотношений его составляющих. Усилитель промежуточной частоты (УПЧ) обеспечивает избирательность приемника по соседнему каналу и усиление преобразованного сигнала до уровня, необходимого для эффективной работы демодулятора. Роль демодулятора выполняет амплитудный детектор (Д). Операция демодуляции производится с целью выделения информации (модулирующей функции), содержащейся в полезном радиосигнале. Одновременно в детекторе осуществляется устранение несущего высокочастотного колебания, являющегося переносчиком сообщения. Требуемый уровень выходных сигналов приемника создает усилитель звуковой (низкой) частоты (УЗЧ).

Управление амплитудой излучаемого сигнала в случае мало-мощного модулятора производится в усилителе напряжения (УН) до усилителя мощности. Поэтому канал с АМ на малом уровне мощности (см. рис. 1.9, б) отличается только структурой передатчика. Вариант канала связи, приведенный на рис. 1.9, а, применяется, как правило, в бортовых МВ-радиостанциях, где режим АМ –

единственный, а приведенный на рис. 1.9, б – в радиостанциях диапазона ДКМВ и ГКМВ наряду с однополосной модуляцией.

Спектр АМ-сигнала (см. рис. 1.9, г) содержит составляющую несущей частоты и две боковые полосы, по форме повторяющие спектр модулирующего сигнала, ограниченного частотами от $-F_{\min}$ до F_{\max} . Полезную информацию несет любая из боковых полос спектра АМ-сигнала.

Несущие колебания не содержат информации. Это приводит к неэффективному использованию мощности передатчика. Даже при 100%-ной АМ синусоидальным сигналом, на долю несущей частоты, приходится $2/3$ средней мощности излучаемых колебаний. В каналах телефонной связи с АМ средняя глубина модуляции не превышает 40%. При этом на несущие колебания передатчика приходится 90%. Следовательно, для передачи информации используется только 10% мощности передатчика. Это обстоятельство является недостатком амплитудной модуляции.

Следует отметить, что для канала с АМ не требуется высокая стабильность несущей частоты, так как информация заключается только в изменении амплитуды. Однако не следует забывать, что допущение больших колебаний частоты несущей ведет к расширению полосы пропускания канала и, следовательно, к ухудшению помехоустойчивости. В то же время по сравнению с другими видами модуляции при всех прочих условиях полоса пропускания канала с АМ наименьшая.

Таким образом, АМ-сигнал, содержащий обе боковые полосы спектра с одинаковой информацией о сигнале источника сообщений, является избыточным. Эта избыточность устраняется в каналах связи с однополосной модуляцией.

Однополосная амплитудная модуляция используется в каналах дальней связи в диапазонах ГКМВ и ДКМВ. В целях экономии мощности передатчика и уменьшения полосы частот излучаемого сигнала, что особенно важно для авиационной воздушной связи, ограничиваются излучением одной боковой полосы (ОБП) частот. В однополосных каналах связи передается только верхняя или нижняя боковая полоса спектра, а несущая АМ не передается или передается только частично. Подавить несущую и одну из боковых полос можно, поставив фильтр на выходе амплитудного модулятора с очень резким срезом в окрестности несущей частоты. На практике

для подавления несущей частоты применяют балансную модуляцию несущей и далее фильтруют боковую полосу. Но однопольный сигнал формируют на сравнительно невысокой поднесущей частоте (чаще на 500 кГц) для того, чтобы проще выполнить модуляцию и качественную фильтрацию. При тщательном балансе схемы балансного модулятора может быть получено подавление несущей частоты по отношению к максимальному уровню выходного сигнала до 40 дБ, но не менее 25...30 дБ. При этом уровень нелинейных искажений и побочных составляющих спектра на выходе не превышает допустимых значений. Выделение боковой полосы производится с помощью специальных фильтров (кварцевого или электро-механического — ЭМФ). Существующие кварцевые и электро-механические фильтры обеспечивают крутизну характеристики около 1000 дБ на 1% изменения частоты, а многорезонансные LC-фильтры — около 100...150 дБ на 1%.

Максимальная амплитуда ОМ-сигнала на выходе устройства формирования не превышает обычно 1...2 В (при мощности в доли ватта). Далее сформированный однопольный сигнал путем частотных преобразований переносят в область рабочих несущих частот, попутно дополнительно фильтруя после каждого преобразования частоты. Этот простейший способ формирования однопольного сигнала путем последовательных преобразований с фильтрацией не является единственным.

Связь исходного первичного сигнала источника сообщения $s(t) = U_{\Omega}(t) \cos \varphi(t)$ и сигнала на выходе балансного модулятора с коэффициентом передачи $k_{\text{БМ}}$ можно представить в виде:

$$u_{\text{Аи}}(t) = k_{\text{Аи}} U_{\Omega}(t) \cos \varphi(t) \cos \omega_0 t = \\ = k_{\text{Аи}} U_{\Omega}(t) / 2 \cos[\omega_0 t + \varphi(t)] + k_{\text{Аи}} U_{\Omega}(t) / 2 \cos[\omega_0 t - \varphi(t)],$$

где $U_{\Omega}(t)$ и $\varphi(t)$ — амплитуда и фаза первичного сигнала.

Первое слагаемое этого выражения описывает колебание верхней боковой полосы, второе — нижней.

Выделение с помощью фильтрации только верхней боковой полосы дает однопольный сигнал.

Временная математическая модель ОМ-сигнала:

$$u_{\text{ОМ}}(t) = k U_{\Omega}(t) \cos[\omega_0 t + \varphi(t)],$$

где k — коэффициент передачи тракта модулятор — фильтр.

Сравнив выражения $s(t)$ и $u_{ом}(t)$ МОЖНО сделать следующие выводы: колебание, содержащее одну боковую полосу - это колебание с амплитудной и фазовой (частотной) модуляциями и преобразование спектров сигнала мгновенная амплитуда однополосного сигнала с точностью до постоянного множителя воспроизводит мгновенную амплитуду модулирующего колебания изменение частоты однополосного сигнала относительно частоты ω_0 равно мгновенной

частоте $\Omega(t)$ модулирующего процесса, так как $\varphi(t) = \int_0^t \Omega(t) dt$.

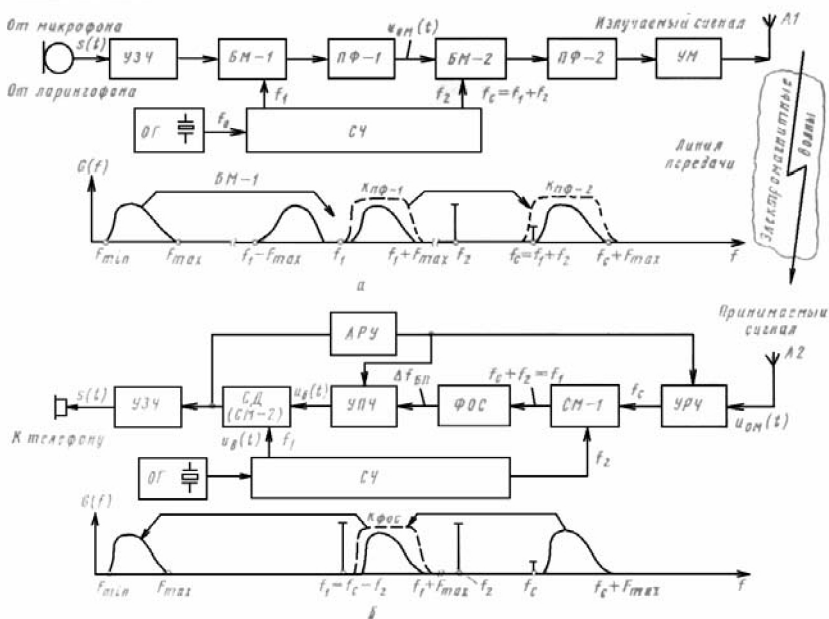


Рис. 1.10. Структурная схема передающей (а) и приемной (б) частей канала радиосвязи с однополосной модуляцией

На рис. 1.10, а приведена схема передатчика с ОМ, в которой для формирования однополосного сигнала используется рассмотренный выше способ последовательных преобразований с фильтрацией, а на рис. 1.10, б — структурная схема приемной части канала связи с ОМ сигналов.

Сигнал с микрофона имеет спектр в диапазоне $F=F_{min}-F_{max}$. Этот сигнал проходит через усилитель звуковых частот и после усиления поступает на балансный модулятор БМ-1. Частота поднесущего колебания $f_1 \gg F_{max}$.

При балансной модуляции образуется такой же сигнал, как и при АМ, но с подавленной поднесущей f_1 . Напряжение поднесущей с частотой f_1 поступает с синтезатора частот (СЧ), который выполняет функции возбуждителя и гетеродина. Полосовой фильтр (ПФ-1) выделяет из спектра этого сигнала верхнюю боковую полосу частот. Далее в преобразователе частоты (в частности, в балансном модуляторе БМ-2) происходит изменение частоты колебаний ОМ-сигналов в область рабочих (несущих) частот $f_c = f_1 + f_2$ без нарушения амплитудных и фазовых соотношений его составляющих. Преобразователь частоты кроме преобразующего элемента смесителя включает в себя гетеродин и фильтр, выделяющий ОМ-сигнал. Усилитель мощности обеспечивает необходимое усиление однополосного сигнала перед подачей его на излучение через антенну А1.

В приемном устройстве (см. рис. 1.10, б) путем гетеродинирования спектр ОМ-сигнала из высокочастотной области переносится в область звуковых частот. С этой целью принятый антенной А2 и усиленный в усилителе радиочастот (УРЧ) ОМ-сигнал подается на смеситель (СМ-1) вместе с напряжением частоты f_2 от синтезатора СЧ. Фильтр однополосного сигнала (ФОС) выделяет требуемую полосу частот, соответствующую принимаемому сигналу. После усиления УПС однополосный сигнал попадает на демодулятор, в котором осуществляется выделение сообщения из сигнала и устранение несущего высокочастотного колебания, являющегося переносчиком сообщения. Важно отметить, что напряжение одной верхней боковой частоты этого сигнала $u_0 = (t) = kU_{\Omega}(t) \cos(\omega_0 + \Omega)t$ представляет собой гармоническое колебание. Амплитудное детектирование подобного колебания дает постоянное напряжение, пропорциональное $kU_{\Omega}(t)$, частотное детектирование также дает постоянное напряжение частоте Ω . На выходе же детектора необходимо иметь переменные напряжения с частотой сообщения Ω). Следовательно, детектировать сигнал только одной боковой полосы частот обычными способами нельзя. Поэтому в приемнике нужно

создавать искусственно несущую частоту f_c с помощью синтезатора частот, однако абсолютной погрешности технически достигнуть невозможно.

Вследствие стабильности частот возбуждителя передатчика и опорного генератора в синтезаторе приемника частот колебания гетеродина, подводимого к демодулятору – когерентному детектору (КД), отличается от преобразованной частоты несущего колебания. Вследствие так называемого асинхронизма частоты выходных колебаний демодулятора отличаются от модулирующих частот в передатчике, что приводит к искажениям передаваемого сообщения.

Однако иногда небольшие искажения допустимы. Так, для воспроизведения речевого сообщения с требуемым условием разборчивости речи допускается разница между воспроизводимой частотой и частотой модуляции (150...250) Гц, а при наличии помех (обычных в каналах радиосвязи ДКМН) не более $\pm (50...100)$ Гц. Если считать, что нестабильность поровну распределена между передатчиком и приемником канала связи, то относительная нестабильность синтезатора частот ДКМВ – радиостанций должна на наибольшей частоте (30МГц) быть не хуже 10^{-6} .

Если синтезатор частот не может обеспечить указанную нестабильность, то в канале связи применяют «пилот-сигнал», т.е. неполное подавление несущей в передатчике. Одновременно в приемнике радиостанции используют автоподстройку частоты гетеродина по «пилот – сигналу». Такая же мера необходима при доплеровском сдвиге несущей частоты, выдавливаемой высокой (сверхзвуковой) скоростью полета ЛА.

Таким образом, в модуляторе (в частности, смесителе СМ-2) с помощью напряжения частоты f_1 производится преобразование сигнала, т.е. перенос спектра в область звуковых частот $f_1 + F - f_1 = F$. Усилитель звуковых частот выделяет сигналы в диапазоне от F_{\min} до F_{\max} , в результате чего на его выходе формируется исходный сигнал $s(t)$ с точностью до погрешностей воспроизведения.

Полученный низкочастотный сигнал с выхода ЗЧ выдается потребителям. Специфическая особенность такого приемника состоит еще и в том, что постоянная времени фильтра АРУ должна быть достаточно большой (≤ 10 с) для устранения скачков усиления за счет пауз (последнее явление свойственно ДКМВ-диапазону).

Таким образом, сложность бортовой аппаратуры с однополосной модуляцией обусловлена, прежде всего, необходимостью подавления несущих колебаний в передатчике и последующего восстановления их в приемнике; высокой линейностью усилительного тракта, так как для неискаженного усиления однополосного сигнала требуется точная передача закона изменения как огибающей $U_{\Omega}(t)$, так и фазы $\varphi(t)$ этого сигнала, а также допустимым уровнем неполосных излучений, которые создаются при недостаточном подавлении в передатчике спектральных составляющих (несущая частота, вторая боковая полоса и т.п.).

Эффективность канала связи с ОМ по сравнению с каналом АМ заключается в том, что вся мощность передатчика или ее большая доля приходится на информационную часть спектра, что позволяет либо увеличить дальность связи при данной мощности передатчика, либо применить для обеспечения той же дальности действия менее мощный передатчик.

Другим преимуществом канала связи с ОМ является суженная в два раза полоса пропускания приемника, что соответственно повышает в два раза чувствительность приемного устройства канала связи.

В результате оба этих фактора приводят к тому, что энергетический потенциал канала ОМ увеличивается в 2,8 раза по сравнению с дальностью при АМ. В результате указанных преимуществ однополосного сигнала ДКМВ в радиостанциях оставлен только однополосный режим радиосвязи. Проводятся исследования по переводу на однополосный режим радиосвязи в метровом диапазоне волн.

Аналоговый канал с минимальной частотной модуляцией (МЧМ) сигналов применяется для связи между ЛА и наземными диспетчерскими пунктами в автоматизированных системах УВД. В качестве наземных радиостанций АС УВД используют радиостанции типа «Полет», а в качестве бортовых – радиостанции типа «Орлан». В радиостанциях «Полет2 и «Орлан» используется МЧМ-сигнал, представляющий собой сумму квадратурных составляющих, каждая из которых может рассматриваться как сигнал с фазовой модуляцией. Таким образом, информативным параметром МЧМ-сигнала является его фаза с двумя значениями (0; Π) для каждой составляющей. Причем смена фаз для одной из них происходит в четные, а для другой – в нечетные интервалы, т.е. в интервалы длительностью $2T$ (T – длительность тактового интервала).

Качество работы канала связи определяется качеством передачи и приема информации, а также затратами на канал связи. В каналах радиосвязи на качество работы оказывают непосредственное влияние помехи, действующие в линии связи, нестабильность и не идеальность различных характеристик устройств, не идеальность характеристик линии радиосвязи.

Для оценки качества работ канала связи используют показатели, одни из которых являются информационными, а другие техническими.

К информационным характеристикам канала относятся скорость передачи информации, достоверность (т.е. точность воспроизведения сообщения в месте приема) и пропускная способность канала связи.

Основными техническими параметрами канала связи являются: уровень и частотный диапазон входного сигнала, необходимое превышение уровня сигнала над уровнем помех, вид и параметры модуляции, способ демодуляции, диапазон несущих частот радиоканала и стабильность несущей частоты, мощность излучения передатчика и чувствительность приемника, избирательность и ширина полосы пропускания радиоканала, уровень сигнала на входе приемника, линейные (частотные) и не линейные искажения сигнала, уровень рабочих излучений передатчика, эти, и параметры антенных устройств, уровень затухания сигналов в линии связи и характер распространения радиоволн и др.

Технические показатели радиоканала связи могут быть дополнены технико-экономическими (стоимость, потребление энергии, габариты, масса) и технико-эксплуатационными (надежность, ремонтпригодность, удобство эксплуатации и мобильность, контролепригодность) характеристиками.

Следует отметить, что мощность передающего и чувствительность приемного трактов радиостанции – один из основных параметров, определяющих дальность радиосвязи. Мощность передатчиков бортовых радиостанции зависит от назначения и рабочего диапазона частот и находится в пределах 5...400 Вт.

Чувствительность приемников бортовых радиостанций составляет 3...15 мкВ при телефонной связи и 0,3...5 мкВ при приеме телеграфных сообщений.

Кроме того, время переключения аппаратуры с режима «Прием» на режим «Передача» и обратно в телефонном режиме не должно превышать 0,5 с. Радиостанции должны работать непрерывно в течение суток при соотношении временной работы в режиме «Прием» и в режиме «Передача» 4 : 1. Необходимо также иметь устройство встроенного контроля для автоматической проверки функционирования передатчика и приемника и выдачи сигнала готовности к работе или об отказе аппаратуры.

1.6 Радиосвязное оборудование современных воздушных судов гражданской авиации

1.6.1 Состав и назначение радиосвязного оборудования

Радиосвязное оборудование (РСО) воздушных судов гражданской авиации (ГА) обеспечивает выполнение следующих функций:

- двухстороннюю радиотелефонную связь в ДКМВ (КВ) диапазоне с наземными службами ГА с помощью радиостанций “Арлекин-ДГ”;

- двухстороннюю радиотелефонную связь в МВ (УКВ) диапазоне экипажа самолета с диспетчерскими пунктами и экипажами других самолетов с помощью двух радиостанций “Орлан-85СТ”;

- внутреннюю телефонную связь между членами экипажа, связь с бортпроводниками, связь с наземным обслуживающим персоналом (и персонала между собой), прослушивание членами экипажа радиосвязных и радионавигационных средств, а также громкоговорящее воспроизведение служебной информации в кабине экипажа, с помощью аппаратуры внутренней связи “Лайнер-85СТ”, АВСА-Э и АВСА-Б;

- громкоговорящее оповещение пассажиров пилотами и бортпроводниками, а также прослушивание пассажирами музыкальных программ с помощью аппаратуры АВСА-О;

- оповещение экипажа об аварийных и критических ситуациях в полете с помощью аппаратуры “Алмаз-УП”;

- запись служебных переговоров с помощью магнитофона “МАРС-БМ”;

- воспроизведение пассажирам музыкальных программ со стандартных кассет МК-60 с помощью магнитофона “СОЮЗ”.

1.6.2 Аппаратура внутренней связи экипажа АВСА-Э

АВСА-Э обеспечивает:

- внутреннюю двухстороннюю телефонную связь экипажа;
- ведение внешней двухсторонней радиосвязи через радиостанции "Арлекин-ДГ" или "Орлан-85 СТ" № 1 и № 2;
- независимое прослушивание любого из приемников радиостанций "Арлекин-ДГ", "Орлан-85 СТ" № 1 и № 2 или радионавигационных приемников АРК-25 № 1 и № 2, VOR-85 № 1 и № 2, ДМЕ/Р-85 № 1 и № 2, ILS-85 № 1, № 2, № 3, MLS-85 № 1, № 2, № 3 (прослушивание 3-х комплектов ILS-85 или MLS-85 производится одновременно);
- прослушивание сигналов специального назначения от аппаратуры "Алмаз-УП", СППЗ-85, КИСС-1-1М (КИСС-1-9), маркерного приемника (МРП);
- подключение аппаратуры документирования звуковой информации МАРС-БМ;
- внутреннюю двухстороннюю телефонную связь членов экипажа с бортпроводниками через АВСА-Б;
- оповещение пассажиров через АВСА-О;
- громкоговорящее воспроизведение членам экипажа через громкоговорители в кабине информации, передаваемой и принимаемой пилотами по сетям внутренней и внешней связи;
- звуковую сигнализацию вызова бортпроводников и циркулярный вызов бортпроводников от командира воздушного судна;
- внутреннюю связь обслуживающего персонала между собой и с членами экипажа в наземных условиях (одновременно подключается до 5 розеток НОП);
- переключение микрофонного входа с авиагарнитур на кислородную маску;
- попарное резервирование пультов БВ-Э1 командира воздушного судна и второго пилота (КВС и 2/П) и пультов БВ-Э2 бортинженера (Б/И) и других членов экипажа;
- подключение авиагарнитур КВС на радиостанцию МВ1 и 2П на радиостанцию МВ2, без регулировки;
- регулировку громкости каналов РАДИО, СПУ, ПРОСЛ, ДИН (только на БВ-Э1).

Выход на внутреннюю и внешнюю связь производится двухпозиционными кнопками СПУ/РАДИО у КВС и 2/П или кнопками СПУ и РАДИО у Б/И и других членов экипажа. Также КВС и 2/П могут выходить на внешнюю и внутреннюю связь с микрофона МЗ (клавиша Р-С).

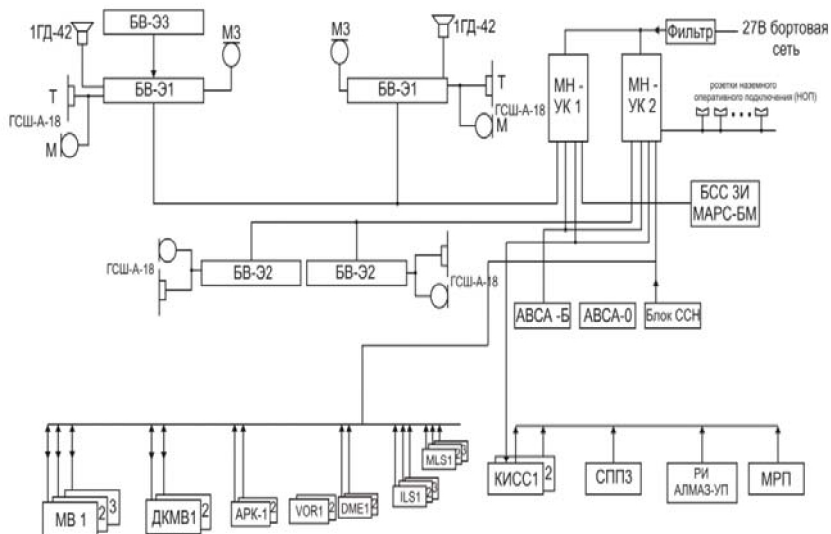


Рис. 1.11. Аппаратура внутренней связи АВСА-85 – Э

В состав АВСА-Э входят:

- пульты БВ-Э1 и микрофоны МЗ для КВС и 2/П;
- пульты БВ-Э2 для Б/И и других членов экипажа;
- пульт БВ-Э3 для КВС;
- блоки МН-УК-1 и МН-УК-2;
- фильтр ФНЧ и блок ССН;
- громкоговорители 1ГД-42;
- двухпозиционные кнопки 2КПВ (СПУ/ РАДИО);
- кнопки 2КР (СПУ и РАДИО);
- кнопка ПК-19В (тангента СПУ для Б/И);
- розетки НОП (“СВЯЗЬ НОП”).

Управление АВСА-Э осуществляется КВС с пультов БВ-Э1 и БВ-Э3, 2/П с БВ-Э1, Б/И и ДЧЭ с БВ-Э2.

На пультах БВ-Э1 и БВ-Э2 выбор радиостанции для внешней связи производится кнопками РАДИО. Кнопки ПРОСЛ могут быть нажаты в любое положение.

Кроме того, на пультах БВ-Э1 осуществляется кнопками:

ПАСС - включение громкоговорящего оповещения пассажиров;

СТБП - вызов и подключение (в сеть экипажа) старшего Б/П;

ЦВБП - циркулярный вызов бортпроводников;

РЕ32 - подключение авиагарнитуры КВС на радиостанцию МВ1 и 2/П на радиостанцию МВ2.

На пультах БВ-Э1 и БВ-Э2:

- КМ - переключение микрофона с авиагарнитуры на кислородную маску;

- РЕ31 - включение резервирования (попарное резервирование БВ-Э1 КВС и 2/П или БВ-Э2 Б/И и других членов экипажа).

Пульт БВ-Э3 служит для индивидуального вызова бортпроводников и осуществляется кнопками:

1 С - вызов бортпроводника (Б/П) у первого аварийного выхода;

2 С - вызов Б/П у второго аварийного выхода;

3 С - вызов Б/П задней кухни;

СТБП - вызов старшего Б/П (в сети Б/П);

ОТВЕТ БП - ответ бортпроводникам;

С1Кл - не задействована.

В АВСА-Э применена встроенная система контроля, позволяющая определить неисправность пультов БВ-Э1 (на МН-УК-1) и БВ-Э2 (на МН-УК-2), а также самих блоков МН-УК-1 (2).

1.6.3 Аппаратура внутренней связи бортпроводников АВСА-Б

- АВСА-Б обеспечивает:

- внутреннюю ТЛФ связь Б/П между собой;

- возможность выхода Б/П на внутреннюю связь с членами экипажа через АВСА-Э;

- громкоговорящее оповещение пассажиров через АВСА-О;

- звуковую сигнализацию вызова Б/П и экипажа старшим Б/П;

- включение воспроизведения музыкальных программ в пассажирском салоне от магнитофона “СОЮЗ”.

В состав АВСА-Б входят:

- пульт БВ-Б4, блок МН-Б1, трубка ТМБ, (микрофон МЗ из состава АВСА-О);
- трубка ТМБ, щиток вызова, громкоговоритель 0,5ГД-25К (микрофон МЗ из АВСА-О);
- трубка ТМБ, щиток вызова, громкоговоритель 0,5ГД-35К (микрофон МЗ из АВСА-О);
- блок МН-Б2, трубка ТМБ, щиток вызова борт, громкоговоритель 0,5ГД-35К(микрофон МЗ из АВСА-О).

Выключатель ВНУТР. СВЯЗЬ БОРТПРОВ. установлен на щитке включения систем верхнего пульта пилотов. При обесточивании основной электрической сети АВСА-Б автоматически переключается на аккумуляторы.

Управление АВСА-Б осуществляют старший Б/П с пульта БВ-Б4, а другие Б/П со щитков вызова в пеналах Б/П. Переговоры Б/П между собой и с пилотами ведутся в сети связи Б/П с помощью трубки ТМБ. При необходимости разговоры между пилотами и только старшим Б/П осуществляются в сети связи экипажа, для чего КВС и 2/П нажимают кнопку СТБП на пульте БВ-Э1.

Звуковой тональный сигнал вызова на внутреннюю связь прослушивается в громкоговорителях, установленных на потолке в переднем и заднем вестибюлях или в бортовых пеналах Б/П в салоне. При получении тонального сигнала вызова, для выхода на внутреннюю связь нажимается кнопка ОТВЕТ.

Передача сообщений в пассажирские салоны осуществляется после нажатия кнопки ПАСС с помощью трубки ТМБ или без нажатия этой кнопки с помощью микрофона МЗ (из АВСА-О) непосредственно (клавиши С-Р нажата в любое положение). После проведения переговоров между собой или после оповещения пассажиров система приводится в исходное состояние нажатием кнопки СБРОС.

Трансляция в пассажирский салон музыкальных программ с магнитофона “СОЮЗ” обеспечивается при нажатой кнопке МАГНИТОФОН (при этом она подсвечивается) на пульте БВ-Б4.

1.6.4 Аппаратура внутренней связи оповещения АВСА-О

АВСА-О обеспечивает:

- оповещение пассажиров бортпроводниками с микрофона МЗ;

- громкоговорящее оповещение пассажиров пилотами с помощью АВСА-Э;
- громкоговорящее оповещение пассажиров бортпроводниками с помощью АВСА-Б;
- передачу в громкоговорители салонов музыкальных программ;
- автоматическое переключение громкости трансляции на земле и в воздухе;

В состав АВСА-О входят:

- усилители АБ-УМ № 1 и № 2;
- микрофоны ручные МЗ, расположенные в пеналах бортпроводников на их рабочих местах;
- громкоговорители 0,5ГД-35К, расположенные в багажных полках в пассажирском салоне;
- согласующие трансформаторы СТ-225;
- неоперативные регуляторы (резисторы) ГРОМКОСТЬ ОПОВЕЩЕНИЯ I, II и ГРОМКОСТЬ ТРАНСЛЯЦ I, II.

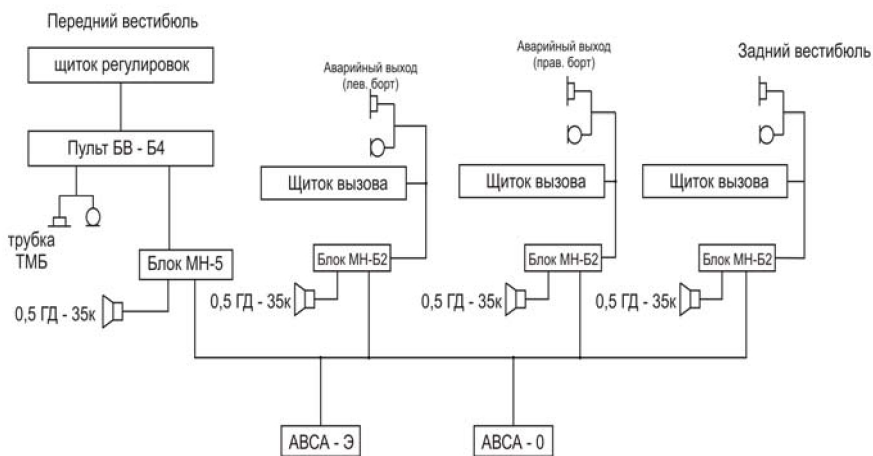


Рис. 1.12. Аппаратура внутренней связи АВСА – 85 – Б

Питание АВСА-О осуществляется от бортовой сети 27 В по 2 каналам (левый и правый борт).

Выключатель ВНУТР. СВЯЗЬ ОПОВЕЩЕН. установлен на щитке включения систем верхнего пульта пилотов. При обесточивании основной электрической сети АВСА-О автоматически переключается на аккумуляторы.

Управление АВСА-О осуществляется:

КВС и 2/П с пультов БВ-Э1;

старшим Б/П с пульта БВ-Б4 и другими б/п со щитков вызова.

Оповещение с помощью микрофона МЗ бортпроводниками производится непосредственно в пассажирский салон. Автоматически обеспечивается приоритет ведения оповещения в последовательности КВС - СТ.БП - БП.

Предусмотрена неоперативная регулировка громкости оповещения пилотами и трансляции передач в пассажирский салон на щитке регулировок в пенале старшего Б/П. Предусмотрено автоматическое переключение громкости трансляции на земле и в воздухе осуществляемое концевым выключателем на основной стойке шасси.

Трансляция в пассажирский салон музыкальных программ осуществляется старшим Б/П после нажатия кнопки МАГНИТОФОН на БВ-Б4 (при этом она подсвечивается), если магнитофон "СОЮЗ" включен. При ведении оповещения в пассажирские салоны пилотами или бортпроводниками, музыкальные программы отключаются.

Группа громкоговорителей и согласующих трансформаторов в переднем туалете, буфете-кухне, в панелях багажных полок подключены к усилителю АБ-УМ № 1. Группа громкоговорителей и согласующих трансформаторов в задних туалетах, кухне и в панелях багажных полок подключены к усилителю АБ-УМ № 2.

При двухклассной компоновке (бизнес и экономический классы) трансляция в пассажирские салоны музыкальных программ с магнитофона "СОЮЗ" обеспечивается при включении выключателей ОПОВЕЩ/ТРАНСЛ САЛОН 1 и САЛОН 2 и нажатии кнопки МФ (при этом загорается светодиод) на щитке вызова старшего Б/П.

Группа громкоговорителей и согласующих трансформаторов переднего и среднего туалетов, буфетов-кухонь и в панелях багажных полок салона бизнес класса подключены к усилителю АБ-УМ № 1.

Группа громкоговорителей и согласующих трансформаторов в панелях багажных полок салона экономического класса, задних туалетов и задней кухни подключены к усилителю АБ-УМ № 2.

В АВСА-О применена встроенная система контроля (ВСК), позволяющая определить неисправности. Информация о неисправности (исправности) блоков отображается на лицевых панелях усилителей АБ-УМ № 1 и № 2.

1.6.5 ДКМВ радиостанция “АРЛЕКИН-ДГ”

ДКМВ (КВ) радиостанция “Арлекин-ДГ” обеспечивает радиотелефонную связь в декаметровом диапазоне волн экипажа самолета с аэропортами авиалиний. Работает “Арлекин-ДГ” на целевую антенну.

Диапазон частот	2 - 30 МГц.
Шаг сетки частот	100 Гц.
Мощность выходная	400Вт (в диапазоне 4 - 30 МГц),
100 Вт (в диапазоне 2 - 4 МГц).	
Мощность потребляемая ПРД	1500 ВА,
ПРМ	400 ВА.
Цикл работы ПРД	5 мин,
ПРМ	5 мин.

В состав радиостанции входят:

- приемопередатчик Б1-АрД;
- согласующее устройство Б5А2-АрД;
- щелевая антенна.

Питание радиостанции осуществляется от трехфазной бортовой сети 200/115 В 400 Гц. Выключатель ДКМВ установлен на щитке включения систем верхнего пульта пилотов.

Управляют радиостанцией КВС и 2/П с КП РТС № 1 и № 2 только в ручном режиме.

При нажатии кнопки ДКМВ КП РТС 2 (1) становится автономным пультом управления радиостанцией. Многофункциональные кнопки при этом принимают значения РЕЧЬ, ДАНН., АЗЕ, ІЗЕ, НЗЕ, ПШ. Радиостанция работает в режиме РЕЧЬ. Режим ДАНН не задействован.

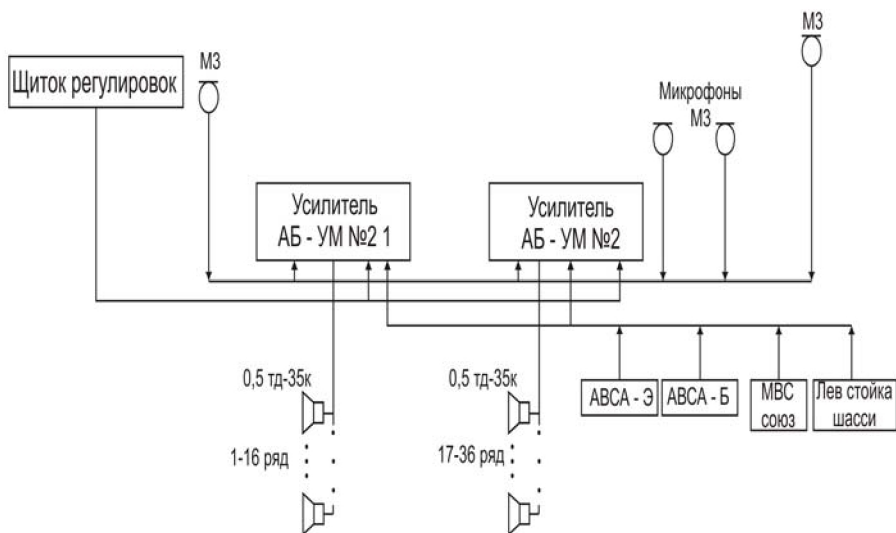


Рис. 1.13. Аппаратура внутренней связи АВСА – 85 – О

Для работы используют режимы:

- АЗЕ (АМ) - амплитудная телефония;
- НЗЕ (ОМН) - амплитудная телефония на верхней боковой полосе с ослабленной несущей;
- ЗЗЕ (ОМ) - амплитудная телефония на верхней боковой полосе с подавленной несущей.

Режимы РЕЧЬ и ДАНН, АЗЕ и ЗЗЕ взаимоисключающие.

Текущие значения частот и режимов работы индицируются на информационном табло, а набор частот производится на цифровом поле КП РТС 1 (2).

Подавитель шумов включается кнопкой ПШ и нажатием кнопки ВВД на КП РТС, а выключается кнопкой ПШ и кнопкой СБР.

При отказе радиостанции выдается сигнал в КИСС-1-9 на экране которой высвечивается надпись Р/СТ ДКМВ1ЮТКАЗ.

1.6.6 МВ радиостанция “ОРЛАН-85СТ” (8.33 / 25 кГц)

Приемопередающая радиостанция МВ (УКВ) диапазона предназначена для двухсторонней радиотелефонной связи экипажа само-

лета с диспетчерскими пунктами международных и внутренних авиалиний, а также с экипажами других самолетов.

Диапазон 118.000 ÷ 137.975 МГц.

Шаг сетки частот 8.33 кГц/25 кГц.

При работе с дискретностью частоты 25 кГц обеспечивается широкополосный режим приема, при дискретности частоты 8.33 кГц - узкополосный режим приема.

Мощность потребляемая - ПРМ 40 Вт,
- ПРД 270 Вт.

Питание радиостанций осуществляется от бортовой сети 27В.

Включение радиостанций МВ1 и МВ2 осуществляется выключателями ВНЕШНЯЯ СВЯЗЬ МВ1 и МВ2 на щитке включения систем левом верхнего пульта пилотов. При обесточивании основной электросети радиостанция МВ1 автоматически переключается на питание от аккумуляторов. В этом случае КВС перейти на управление от ПДУ1.

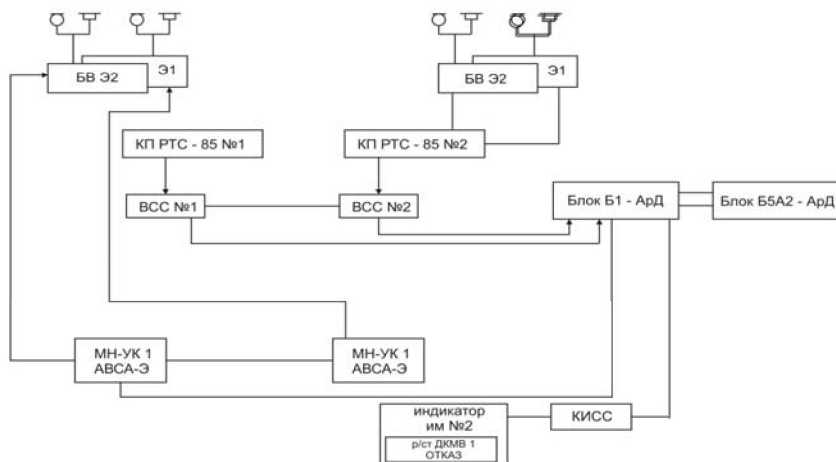


Рис. 1.14. ДКМВ радиостанции «АРДЕКИН – ДГ»

На самолете установлено два комплекта радиостанций:

- МВ1 - с антенной верхнего расположения;
- МВ2 - с антенной нижнего расположения.

В состав каждой радиостанции входят:

- приемопередатчик;
- пульт дистанционного управления (ПДУ);
- антенна АШС-УМ;
- приемопередатчики №1 и №2;
- ПДУ №1 на бортовом пульте КВС;
- ПДУ №2 на бортовом пульте 2/П;
- антенна АШС-УМ на верхней части фюзеляжа;
- антенна АШС-УМ на нижней части фюзеляжа.

Управление радиостанциями МВ1 и МВ2 осуществляется КВС и 2/П соответственно с ПДУ1 и ПДУ2 или с комплексных пультов КП РТС 1 и КП РТС 2. Переключение управления с ПДУ1 на КП РТС1 производит КВС переключателем МВ1 ПДУ на левом бортовом пульте, а с ПДУ2 на КП РТС2 производит 2/П переключателем МВ2 ПДУ на правом бортовом пульте.

С пульта ПДУ1 и ПДУ2 КВС и 2/П осуществляют настройку с дискретностью 8.33 кГц, включение подавителя шумов, включение прослушивания аварийного канала соответствующей радиостанции МВ1 и МВ2.

С пультов КП РТС1 и КП РТС2 КВС и 2/П осуществляют настройку с дискретностью 25 кГц, включение подавителя шумов и режима РЕЧЬ любой из радиостанций МВ1 и МВ2.

КП РТС 1(КП РТС 2) становится пультом управления радиостанций МВ1, МВ2 при нажатии кнопки МВ в зоне выбора РТС. При этом на табло многофункциональных (МФК) кнопок высвечиваются режимы РЕЧЬ, ДАНН, ПШ. Радиостанции МВ1 и МВ2 работают в режиме РЕЧЬ, режим ДАНН не задействован, режимы РЕЧЬ и ДАНН взаимоисключающие. Текущие значения частот и режимов работы индицируются на информационном табло, а набор частоты производится на цифровом поле данных на КП РТС. При управлении радиостанцией с КП РТС возможны сбои цифровой линии управления, приводящие к потере настройки и необходимости повторного ввода рабочей частоты. При этом возможно появление на индикаторе КИСС ложной сигнализации отказа этой радиостанции.

При включении режима АВТ на КП РТС, управление настройкой частоты МВ1 (МВ2) производится с ПУИ ВСС. При исправных ПДУ рекомендуется в качестве основного режима использовать управление с ПДУ.

Выключение режима подавления шума ПШ не увеличивает чувствительности приемника радиостанции МВ1(МВ2) и не дает выигрыша в дальности связи. При использовании радиостанций режим ПШ должен быть включен и выключается только для проверки исправности приемника.

Для ведения радиосвязи через радиостанцию МВ1 или МВ2 на пульте БВ-Э1 КВС и 2/П и пульте БВ-Э2 Б/И и дополнительном месте в кабине экипажа должны быть нажаты в зоне РАДИО кнопки МВ1 или МВ2, при этом уровень громкости сигнала радиосвязи устанавливается регулятором РАДИО.

В зоне ПРОСЛ кнопки прослушиваемых РТС могут находиться в любом требуемом положении, а кнопки РЕЗ 1, РЕЗ 2 на пультах БВ-Э1, БВ-Э2 должны быть выключены.

Контроль работы радиостанции в режиме ПЕРЕДАЧА осуществляется самопрослушиванием в телефонах гарнитуры всеми членами экипажа и дополнительно в громкоговорителях кабины экипажа. Независимое прослушивание радиостанций МВ1 и МВ2 обеспечивается каждому члену экипажа при нажатии на пультах БВ-Э1 (БВ-Э2) в зоне ПРОСЛ кнопок МВ1 или МВ2, при этом уровень громкости прослушиваемого сигнала устанавливается регулятором ПРОСЛ.

Для ведения передачи с микрофона авиагарнитуры КВС и 2/П используют любую (штурвальную или на рукоятке управления передней опорой) двухпозиционную кнопку СПУ/РАДИО (нажимать во вторую позицию), Б/И - кнопку РАДИО на среднем пульте, на дополнительном месте экипажа - кнопку РАДИО на бортовом пульте левом. У КВС штурвальные левая кнопка СПУ/РАДИО запитывается от МВ1 и правая от АВСА-Э, у 2/П соответственно левая от АВСА-Э и правая от МВ2.

При полном обесточивании АВСА-Э или в режиме РЕЗ2 АВСА-Э обеспечивается выход на радиосвязь КВС через МВ1 и 2/П через МВ2.

Для ведения передачи с микрофона МЗ КВС и 2/П устанавливают переключатель С-Р в положение Р.

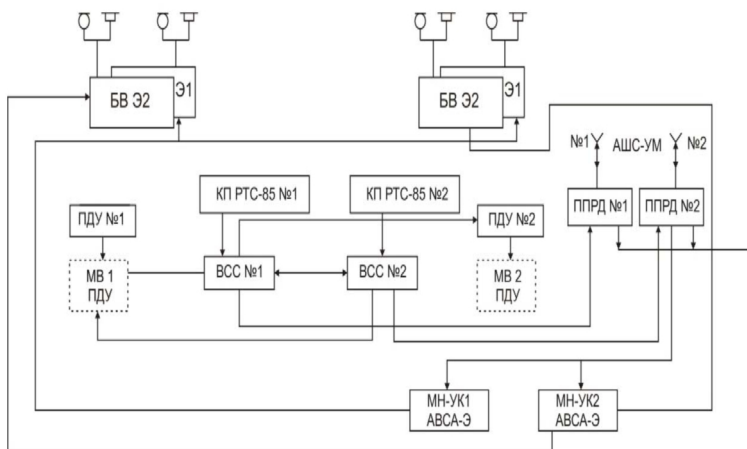


Рис. 1.15. МВ радиостанция Орлан-85 СТ (25/8,33 кГц)

В радиостанции применена встроенная система контроля. Проверка производится с использованием светодиодной индикации на передней панели радиостанции при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ. При исправной работе высвечивается индикатор зеленого цвета ИСПРАВНО РС. Прерывистое свечение индикатора ИСПРАВНО РС первые 10 секунд свидетельствует о неисправности собственных устройств ОЗУ и ПЗУ микропроцессора приемника. При неисправности высвечиваются соответствующие индикаторы красного цвета зоны НЕИСПРАВНО:

ПРИЕМОПЕРЕДАТЧИК;

АФУ (антенный выход);

ПУ (пульт дистанционного управления).

При осуществлении контроля радиостанция должна быть нагружена на антенну или эквивалент антенны.

При отказе радиостанции информация выдается в КИСС. На индикаторе ИМ ~2 в кадре ДВ/СИГН высвечивается текст желтого цвета Р/СТ МВ1 ОТКАЗ или Р/СТ МВ2 ОТКАЗ (в КИСС-1-1М на индикаторе ИМ ~1 в кадре СИГН высвечивается текст Р/СТ АНЦ И Я МВ1 ОТКАЗ или Р/СТ АНЦ И Я МВ2 ОТКАЗ). На индикаторе ИМ ~1 в кадре БЛОКИ (по вызову) высвечивается текст Р/СТ АНЦ И Я МВ1 или Р/СТ АНЦ И Я МВ2.

Таблица 1. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Максим.
Цикличность работы в рабочем диапазоне температур: - ПЕРЕДАЧА - ПРИЕМ	мин	- 4	- -	1 -
Время готовности к работе				2

При работе радиостанции MB1(MB2) в режиме "Передача" возможны электромагнитные помехи:

- радиоприемнику другой радиостанции MB1 (MB2) при разное по частоте менее 0.5 МГц;

- радиоприемнику VOR при разное по частоте менее 1.5 МГц для VOR-MB1 и менее 0.6 МГц для VOR-MB2;

- радиоприемникам ILS (курс), VOR и другой радиостанции MB2 (MB1) при одновременной работе на передачу радиостанций MB1 (MB2) и ДКМВ и определенном соотношении частот их настройки:

$$f(\text{прм}) = f(\text{МВ}) - f(\text{ДКМВ});$$

- радиоприемникам ILS (курс) и VOR при одновременной работе на передачу двух радиостанций MB1, MB2 и определенном соотношении частот их настройки:

$$f(\text{прм}) = 2f_1(\text{МВ}) - f_2(\text{МВ}),$$

где $f(\text{прм})$ - частота приемника,

$f_1(\text{МВ})$ - частота передатчика ближняя к $f(\text{прм})$.

При работе радиостанции MB2 в режиме ПЕРЕДАЧА на всех частотах рабочего диапазона возможно влияние на индикацию показаний давления 2-й гидросистемы и давления азота на ИМ № 1 и индикаторах давления - показания занижаются относительно реальных значений на 10-15%.

В связи с изложенным:

- регламентировать по времени работу на связь через радиостанции MB1, MB2 при разное частот между ними менее 0.5 МГц;

- при навигации по маякам VOR, имеющим рабочие частоты выше 116.5 МГц, для ведения радиосвязи на частотах ниже 119.5 МГц использовать только радиостанцию MB2;

- при навигации с использованием маяков VOR в качестве основного средства навигации и при заходе на посадку по радиомаякам систем ILS, СП-50, VOR запрещается одновременный выход на передачу по любым двум радиостанциям (MB1-MB2; MB1(MB2) - ДКМВ).

- работу радиостанции MB2 в режиме ПЕРЕДАЧА и считывание показаний давления 2-й гидросистемы и давления азота регламентировать по времени.

1.6.7 БССЗИ (аппаратура записи) “МАРС-БМ”

Бортовое средство сбора звуковой информации (БССЗИ) - магнитофон “МАРС-БМ” служит для непрерывной записи переговоров КВС и 2/П по сетям внутренней и внешней связи, записи звуковой обстановки в кабине экипажа, с сохранением записи за последние 30 минут работы рис. 7.1.

Дополнительно к магнитофону используются два усилителя УС-6 для записи переговоров КВС и 2/П, ведущихся без использования аппаратуры АВСА-Э.

В состав “МАРС-БМ” входят:

- блок 70А-10М (механизм лентопротяжки);
- блок 70А-10М (электронный блок);
- контрольный разъем 2РМД27Б19Г5А1 (КОНТРОЛЬ МФ);
- усилитель Ус-М;
- микрофоны МДМ-5 (3 шт.);
- усилители УС-6 (2шт.).

Питание “МАРС-БМ” осуществляется от Б/С 27 В рис. 7.2. Выключатель МФ установлен на щитке включения систем верхнего пульта пилотов. Ручное включение дублируется автоматически по сигналам “Кран открыт” перекрывающих кранов двигателей 1 и 2, а также при убранном положении левой опоры шасси. При обесточивании основной электрической сети “МАРС-БМ” автоматически переключается на аккумуляторы.

Запись обеспечивается по каналам:

1 канал - информация, прослушиваемая и передаваемая КВС через АВСА-Э;

2 канал - информация, прослушиваемая и передаваемая 2/П через АВСА-Э;

3 канал - информация, поступающая с открытых микрофонов МДМ-5 через усилитель УсМ;

4 канал - запись текущего времени (не задействован).

Применение дополнительных усилителей УС-6 обеспечивает запись на тех же каналах 1 и 2 одновременно переговоров КВС и 2/П с микрофонов авиагарнитур (без использования АВСА-Э) при не нажатых кнопках СПУ\РАДИО.

При отказе “МАРС-БМ” выдает сигнал в КИСС-1-9, на экране котором высвечивается надпись МАГНИТОФОН ОТКАЗ.

1.6.8 Аппаратура речевого оповещения “АЛМАЗ-УП”

Аппаратура воспроизведения речевых сообщений “Алмаз-УП” рис. 8.1 (речевой информатор или РИ) предназначена для речевого оповещения членов экипажа о возникшей на самолете ситуации.

Количество сообщений – 48.

Мощность потребляемая – 30 Вт.

В состав РИ входят:

- блок воспроизведения речевых сообщений “Алмаз-УП48”;
- блок селекции сигналов П-591-30.

Питание РИ осуществляется от Б/С 27 В рис. 8.2. Выключатель РИ установлен на щитке включения систем верхнего пульты пилотов. Предусмотрено автоматическое включение РИ при наличии одного из двух сигналов “Кран открыт” перекрывных кранов двигателей 1 и 2. При обесточивании основной электрической сети РИ автоматически переключается на аккумуляторы.

Управление работой РИ осуществляется:

- автоматически по сигналам датчиков бортового оборудования;
- вручную с помощью кнопок КОНТР., ПОВТОР, ПРЕКРАЩ. на щитках ССО КВС и 2/П.

При одновременном поступлении сигналов от нескольких датчиков бортового оборудования выдача сообщений идет цикл за циклом в очередности возрастания порядковых номеров канала (по степени важности). Речевые сообщения выдаются в телефоны авиагарнитур и в динамики кабины экипажа. Для повторного воспроизведения сообщения нажимается кнопка ПОВТОР, при этом РИ при-

ходит в исходное состояние и если сохраняется сигнал от датчика, повторно включается. При нажатии кнопки ПРЕКРАЩ. отключается питание усилителя воспроизведения и РИ возвращается в исходное состояние. При нажатии кнопки КОНТР. (на последний 48 канал подается 27 В) воспроизводится контрольное речевое сообщение.

Во время воспроизведения речевого сообщения от РИ “Алмаз-УП” выдается в СППЗ-85 сигнал “Запрет речи СППЗ” для исключения одновременного воспроизведения сообщений от РИ и СППЗ.

1.6.9 Система сигнализации опасности ССО

Система ССО предназначена для передачи информации о возникновении опасной ситуации на борту самолета бортпроводником экипажу (внутренняя сигнализация) и экипажем на наземные диспетчерские пункты (внешняя сигнализация) по МВ каналам связи, через радиостанции МВ1 и МВ2.

Цикл работы ССО по внешней сигнализации:

- передача - 11 с;
- прием (пауза) - 40 с.

В состав ССО входят:

- датчик позывных МЧ-64В;
- звуковой генератор ЗГ;
- фильтр радиопомех МЧ-64.

Включение внутренней сигнализации производится кнопками из буфета и задней кухни бортпроводниками. Приведение ССО в исходное состояние производится кнопкой ССО СБРОС СИГНАЛА на щитке ССО 2/П.

Включение ССО в режиме внешней сигнализации осуществляется кнопками в кабине экипажа КВС или 2/П. Манипулируемый специальный позывной сигнал периодически передается через радиостанции МВ1 и МВ2 в автоматическом режиме только на той частоте, на которую настроены МВ1 и МВ2.

Во время передачи позывного сигнала горят табло ССО СВЯЗЬ желтого цвета на щитках ССО у КВС и 2/П, а радиосвязь и прослушивание в телефонах отсутствуют. В паузах (гаснет табло) члены экипажа могут вести обычную радиосвязь. Выключение внешней сигнализации производится кнопкой ССО СБРОС СВЯЗИ на щитке ССО КВС.

При обесточивании основной электрической сети система ССО автоматически переключается на питание от аккумуляторов.

1.6.10 Аварийная МВ радиостанция Р-855А1

Радиостанция Р-855А1 обеспечивает двухстороннюю бесперебойную и бесподстроечную связь с МВ радиостанциями на частотах 121,5 и 243 МГц, а также привод к месту нахождения экипажа, в режиме радиомаяка рис. 10.1.

Р-855А1 является УКВ, симплексной, переносной, малогабаритной радиостанцией индивидуального пользования.

Р-855А1 работает в режиме радиотелефона (“связь”) и радиомаяка (“маяк”). В верхней части корпуса расположены переключатель режима работы и антенное гнездо. На боковой стороне кнопка включения на передачу.

На передней части имеется микрофон-телефон и инструкция по пользованию.

На самолете имеются две радиостанции Р-855А1:

в кабине экипажа в шкафу панели наземной подготовки на правом борту;

на перегородке за последним рядом кресел на левом борту.

Источником питания радиостанции является ртутно-цинковая батарея “Прибой-2С”. Продолжительность непрерывной работы в нормальных условиях при использовании одной батареи:

- в режиме “маяк” - не менее 24 час;

- в режиме “связь” при цикле ПРМ/ПРД 3:1 - не менее 60 час.

Гарантийный срок сохраняемости батареи не менее 24 месяцев. Р-855А1 водонепроницаемая и сохраняет параметры после пребывания в морской воде на глубине не более 1 метра в течение 1 часа.

1.6.11 Аварийная ДКМВ радиостанция Р-861

Аварийно-спасательная ДКМВ радиостанция Р-861 обеспечивает двухстороннюю связь экипажа самолета со спасательными службами в телефонном и телеграфном режимах или в режиме автоматической передачи сигналов бедствия. Р-861 работает на 4 фиксированных частотах 2182, 4182, 8364, 12546, КГц в режимах:

А1 – амплитудная телеграфия без модуляции несущего сигнала при работе ключом;

А2 – амплитудная телеграфия с модуляцией несущего сигнала автоматическим датчиком сигналов бедствия;

А3 – двухполосная радиотелефонная с амплитудной модуляцией.

Р-861 имеет телескопическую антенну типа ШТЫРЬ длиной $5,5 \pm 0,5$ м.

Источник питания 12 В - батарея из 10 аккумуляторов КПНЗ-7, соединенных последовательно. Продолжительность непрерывной работы от одной свежезаряженной батареи в нормальных условиях при соотношении ПРМ/ПРД 6:1 не менее 48 часов. Мощность передатчика не менее 4 Вт при номинальном и не менее 2,5 Вт при минимальном напряжении источника питания.

В состав Р-861 (в чехле) входят:

- приемопередатчик;
- блок питания;
- антенна;
- шлемофон;
- ларингофоны;
- труба изоляционная.

В случае аварийной посадки радиостанция снимается с борта самолета одним из членов экипажа. На верхней стороне корпуса приемопередатчика шильдик с краткой инструкцией по разворачиванию радиостанции. На крышке блока питания имеется шильдик с изложением порядка подготовки и работы радиостанции.

ГЛАВА 2. РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиолокационное обеспечение полетов связано с комплексом радиоэлектронного оборудования, включающего бортовые радиолокационные станции (БРЛС), доплеровские измерители скорости и угла сноса (ДИСС), радиовысотомеры (РВ), самолетный ответчик – маяк (СОМ).

Бортовые РЛС – это технические средства получения информации об удаленных объектах путем приема отраженной (или переизлученной) электромагнитной энергии. Они предназначены для решения следующих задач: измерения относительных координат ВС, высоты полета, путевой скорости, угла сноса, обнаружения на маршруте встречных ВС и препятствий, метеообразований, предоставляют диспетчеру, управляющему полетом, необходимую информацию, включая данные о бортовом номере, высоте полета и остатке топлива на борту.

Основные методы получения информации об удаленных объектах: облучение объекта зондирующим сигналом $E_{зонд}(t)$ и прием отраженного сигнала $E_{отп}(t)$ (активная радиолокация), облучение объекта зондирующим сигналом, который принимается бортовым радиоустройством, преобразуется и излучается в виде ответного сигнала $E_{омв}(t)$ (вторичная радиолокация или активная радиолокация с активным ответом).

Для решения задач радиолокации используют следующие свойства электромагнитных полей (ЭМП): конечную скорость распространения в свободном пространстве, равную $c = 3 \cdot 10^8$ м/с, отражение радиоволн от объектов, прямолинейное распространение фронта волны в однородной среде, возможность направленного излучения и приема радиоволн, эффект Доплера – эффект изменения частоты колебаний при относительном перемещении приемника и передатчика.

В БРЛС дальность до объекта наблюдения $D = 0,5ct_D$ находится путем измерения временного сдвига t_D зондирующего и принимаемого отраженного сигнала, так как скорость распространения

электромагнитной волны в однородной среде (а таковой является атмосфера) принимается постоянной и равной $C = 3 \cdot 10^8$ м/с.

Определение угловых координат (пеленгация) объектов наблюдения основывается на прямолинейности распространения радиоволн и направленных свойствах антенны радиолокатора. Угловое положение отражающего объекта соответствует такому направлению главного лепестка диаграммы направленности антенны, при котором обеспечивается максимальный уровень принимаемого сигнала. Скорость перемещения объекта относительно РЛС определяется на основе эффекта Доплера измерением доплеровского частотного сдвига сигнала.

Для успешного решения задач обеспечения полета по программной траектории с помощью радиолокационных средств на ВС устанавливаются следующие бортовые РЛС:

- для определения навигационных параметров полета (радиовысотометры, доплеровские измерители скорости и угла сноса);
- метеонавигационные, предназначенные для предупреждения экипажа о грозových образованиях, зонах повышенной турбулентности атмосферы, а также о наземных препятствиях (горы, высокие сооружения и др.) и встречных ВС;
- радиолокационные самолетные ответчики, снабжающие автоматизированные системы управления воздушным движением (АС УВД) информацией о дальности, азимуте и опознавательном индексе ВС, а также дополнительной информации с борта ВС (о бортовом номере, высоте полета, векторе путевой скорости и остатке топлива на борту).

2.1 Теоретические основы радиолокации

Уравнение радиолокации определяет зависимости между излучаемой мощностью, параметрами сигнала, свойствами среды и объекта отражения, параметрами РЛС и энергией принимаемого сигнала.

Пложность потока электромагнитной энергии, облучающей объект,

$$P_0 = (P_{изл} t_{обл} G_A A) / 4\pi D^2; \quad (2.1)$$

где $P_{изл}$ — излучаемая мощность; $t_{обл}$ — время облучения объ-

екта (длительность полезного сигнала); G_A — коэффициент направленного действия передающей антенны; D — дальность между РЛС и объектом; A — коэффициент, учитывающий условия распространения радиоволн.

Энергия, отраженная от цели в сторону РЛС, $E_{отр} \Pi_0 \vec{S}_0 =$, где \vec{S}_0 — эффективная отражающая поверхность объекта (ЭОП), полностью характеризующая отражающие свойства объекта относительно зондирующего сигнала.

Энергия полезного сигнала на входе РЛС (при приеме)

$$E_{с \cdot нрм} = P_{изл} t_{обл} G_A S_A S_0 A / (4\pi)^2 D^4, \quad (2.2)$$

где S_A - площадь раскрыва (эффективная) приемной антенны.

Для ВРЛ энергия, принимаемая ответчиком,

$$E_{нрм-о} = P_{изл-з} t_{обл-о} G_{а-з} S_{а-о} A / 4\pi D^2, \quad (2.3)$$

Энергия сигнала, полученная в ответ на вопрос,

$$E_{нрм-з} = P_{изл-о} t_{обл-з} G_{а-о} A / 4\pi D^2. \quad (2.4)$$

Индексы «з» принадлежат параметрам запросчика, индексы «о» — параметрам ответчика. Принимаемая энергия $E_{с \cdot нрм} = kD^{-4}$ убывает пропорционально четвертой степени дальности. Поэтому принимаемый сигнал имеет весьма малую мощность.

Радиолокационные объекты описываются следующими характеристиками: эффективной отражающей поверхностью (ЭОП), статистическим законом распределения значений (ЭОП), спектром флуктуации амплитуды (мощность отраженного сигнала), законом распределения амплитуды (мощности) отраженного сигнала, спектром флуктуации фазового фронта отраженного сигнала.

ЭОП характеризует отражающие свойства объекта, которые зависят от геометрических размеров, конфигурации, материала, длины волны, направления облучения и поляризации волны:

$$S_0 = \varepsilon G_0 S_T, \quad (2.5)$$

где ε - коэффициент поляризации; $G = f(\lambda)$ - коэффициент направленности отраженного сигнала; S_T - геометрическая площадь.

Точный расчет составляющих, входящих в формулу, затруднен, поэтому на практике S_0 определяют экспериментально из соотношения $S_0 = 4\pi D^2 E_{РЛС} / E_0$, где $E_{РЛС}$ и E_0 — энергия электромагнитного поля РЛС и объекта.

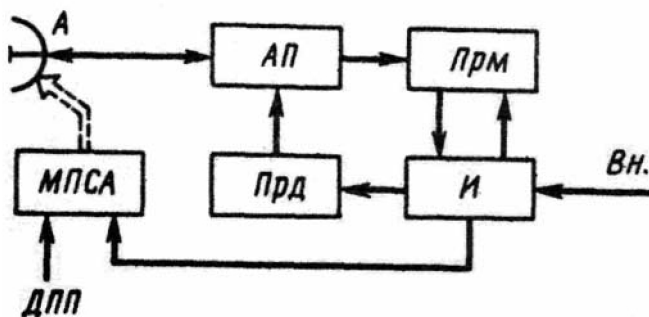


Рис. 2.1. Обобщенная структурная схема МНР

Рисунок 2.1 содержит Прд, который вырабатывает зондирующие импульсы требуемой мощности и длительности. Через антенный переключатель АП радиоимпульсы поступают на антенну А и излучаются в пространство. Принимаемые той же антенной отраженные сигналы через АП проходят на Прм. Обработанные в Прм сигналы направляются на индикатор И. Индикатор, кроме отображения информации, может выполнять функцию синхронизатора, управляя запуском Прд, устройством временной регулировки усиления (ВАРУ) в приемнике и режимом сканирования антенны. На индикатор могут подаваться сигналы от внешних устройств Вн. с целью выдачи экипажу дополнительных сведений. Механизм привода и стабилизации антенны МПСА обеспечивает управление положением ДН в пространстве. Сигналы, необходимые для стабилизации антенны, подаются от бортовых датчиков пространственного положения ВС.

2.2 Бортовые метеонавигационные радиолокационные станции

В настоящее время на ВС гражданской авиации устанавливаются метеонавигационные радиолокационные станции (МН РЛС) типа «Гроза», «Градиент», «Контур», «Буран – 85» и др. Они предназна-

чены для обнаружения и указания экипажу углового положения (азимута), дальности и степени опасности гидрометеорологических образований (зон активной грозовой деятельности и кучевой облачности с повышенной турбулентностью), положения ВС относительно наземных ориентиров, а также угла сноса ВС. Информация от МН РЛС отображается на электронно-лучевом индикаторе в кабине экипажа. В перспективных МН РЛС предусматривается выдача информации в навигационный комплекс.

Формирование навигационной информации в МН РЛС происходит следующим образом. Положение наземных ориентиров и гидрометеобразований относительно ВС определяется по результатам измерений дальности и азимута отражающего объекта, а характер последнего – по интенсивности отражающего сигнала.

Дальность D определяется посредством измерения длительности временного интервала $t_D = \frac{2D}{c}$ между моментами излучения зондирующего импульса и моментом приема отраженного сигнала.

Время t_D измеряется по расстоянию между началом развертки на экране ЭЛТ и отметкой цели.

Азимут отражающего наземного или воздушного объекта определяется с помощью антенны с узкой диаграммой направленности. Об азимуте объекта по угловому положению оси направленной антенны при приеме отраженного сигнала.

Антенна сканирует в пределах зоны обзора по азимуту, синхронно с движением антенны перемещается линия развертки на экране ЭЛТ. Курсовой угол цели отсчитывается по отклонению линии развертки, на которой появилась отметка цели, от положения, соответствующего продольной оси ВС («0»).

Характер отражающего объекта (в том числе и степень опасности гидрометеобразований) определяется обычно по яркости отметки цели.

Точность измерений дальности и азимута характеризуется разрешающей способностью по дальности и азимуту, которые зависят соответственно от длительности импульса передатчика и угла раствора диаграммы направленности антенны. Чем меньше длительность импульса и угол раствора, тем лучше разрешающая способность по дальности и азимуту.

Для решения конкретных задач МНРЛС имеет три основных режима: «Земля», «Метео» и «Контур», а так же вспомогательный режим для самоконтроля.

Эти режимы позволяют наилучшим образом использовать возможности РЛС при выполнении определенных функций и отличаются главным образом видом диаграммы направленности антенны (ДНА) и характером индикации.

Режим «Земля» используется для получения радиолокационной карты местности с целью определения координат ВС относительно характерных наземных ориентиров. Ими могут быть водоемы, реки, крупные промышленные центры, города, горные массивы, острова и. т. д. Информационный сигнал о пролетаемой местности формируется в полярной системе координат «азимут – дальность».

Амплитуда отраженных колебаний от цели в определенной степени характеризует ее размеры и отражающие свойства. Время запаздывания импульса передатчика характеризует дальность до отражающего объекта. Направление приема отраженной волны содержит информацию об угловых координатах объекта.

Применение веерной ДНА или ВАРУ в сочетании с карандашной ДНА и усилитель принятой информации (УПИ) с логарифмической характеристикой позволяют уменьшить зависимость амплитуды сигналов от дальности до отражающего объекта. Для получения изображения с тремя световыми тонами (яркостями) часто применяют трехтоновую амплитудную характеристику видеоусилителя приемника. При такой характеристике темному фону соответствует отсутствие сигнала, малой яркости – фон местности, а ярким отметкам – сильные сигналы, отраженные, например, от промышленных объектов.

Режим «Метео» служит для обнаружения и определения координат гидрометеообразований. Радиолокационное изображение на индикаторе представляет собой горизонтальный разрез грозовой облачности плоскостью полета и позволяет качественно судить о степени опасности гидрометеообразований. Опасными принято считать те из них, которые обнаруживаются на дальностях свыше 100 км, так как факт их обнаружения свидетельствует о сильной турбулентности атмосферы в этих образованиях.

Для получения такого изображения плоскость сканирования антенны с карандашной ДНА стабилизируется в горизонтальной

плоскости, а видеоусилитель имеет линейную амплитудную характеристику с ограничением очень сильных сигналов.

Режим «Контур» позволяет оценить степень опасности гидрометеорообразований, находящихся на дальности 40...60 км от ВС. При этом используются карандашная ДНА и запирающие видеоусилителя при сильных сигналах. На экране индикатора наблюдаются только сравнительно слабые сигналы, соответствующие кромке метеорообразований. Чем уже такая кромка, тем опаснее данное гидрометеорообразование.

В режиме «Контур» зона действия ВАРУ должна охватывать интервал времени от 15 мкс после излучения зондирующего сигнала до значения времени, соответствующего 0,25 обнаружения гидрометеорообразования. Точность поддержания постоянства амплитуды не хуже 4 дБ.

Режим «Контроль» позволяет оценить энергопотенциал радиолокатора и локализовать неисправность с точностью до блока.

2.3 Радиовысотомеры

Высота полета является одним из основных навигационных параметров, информация о котором необходима на всех этапах полета ВС. Поэтому в состав пилотажно-навигационных комплексов ЛА помимо барометрических входят радиовысотомеры (РВ), обеспечивающие измерение истинной высоты полета (т.е. высота над рельефом земной поверхности) с высокой точностью. Погрешность измерения высоты полета не превышает доли метра.

В зависимости от измеряемой максимальной высоты различают РВ малых и больших высот.

На ВС гражданской авиации используются в основном РВ малых высот (до 1500 м) с изучением непрерывных частотно-модулированных (ЧМ) колебаний вблизи частоты 4300 МГц (рис.2.2).

РВ больших высот (около 30000 м) с изучением импульсных колебаний на частоте 840 МГц применяют на ВС как вспомогательное навигационное средство при аэрофотосъемке местности и для других целей.

Из рис. 2.2, б видно, что информация о высоте полета H заключена в сдвиге по времени законов ЧМ изучаемого и отраженного сигналов.

Генератор низкой частоты (ГНЧ) вырабатывает напряжение u_m , управляющее частотой $\omega_{изл}$ зондирующего ЧМ-сигнала, формируемого в генераторе сверх высокой частоты (СВЧ). Антенна А1 служит для изучения сигнала в сторону земной поверхности. При изменении частоты СВЧ-генератора по несимметричному пилообразному закону с периодом модуляции $T_m = \frac{1}{F_m}$ частота излучаемых колебаний

$$\omega_{изл} = \omega_0 + \frac{d\omega}{dt}t = \omega_0 + \frac{2\Delta\omega_D}{T_m}t, \quad (2.6)$$

где ω_0 – средняя частота излучаемых колебаний (несущая частота); $\Delta\omega_D = \omega_{max} - \omega_{min}$ – полоса модуляции (девиация) частоты передатчика.

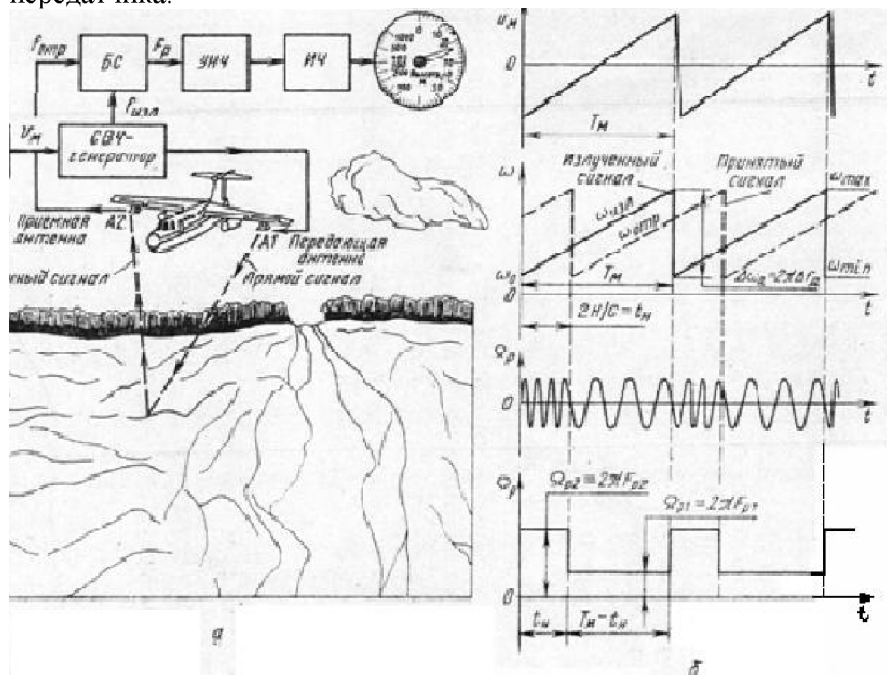


Рис. 2.2. Упрощенная структурная схема радиовысотомера с частотной модуляцией (а) и временные диаграммы (б)

Отраженный сигнал с антенны А2 поступает на балансный смеситель (БС), куда подается часть мощности зондирующего (прямого) сигнала. Частота отраженного сигнала ω_{omp} повторяет частоту излученного сигнала $\omega_{изл}$ с запаздыванием на $t_H = \frac{2H}{c}$:

$$\omega_{omp} = \omega_0 + \frac{2\Delta\omega_D}{T_M}(t - t_H) = \omega_0 + \frac{2\Delta\omega_D}{T_M}\left(t - \frac{2H}{c}\right). \quad (2.7)$$

В балансном смесителе выделяется разностная частота (частота биений), значение которой пропорционально t_H , а следовательно и H :

$$\Omega_P = \left| \omega_{изл} - \omega_{omp} \right| = \frac{4\Delta\omega_D}{cT_M} H, \quad (2.8)$$

или

$$F_P = \left| f_{изл} - f_{omp} \right| = \frac{4\Delta f_L}{cT_M} H. \quad (2.9)$$

Искомое значение высоты при постоянных Δf_D , c и T_M определяется по формуле $H = 0,25cT_M\Delta f_D^{-1}F_P = MF_P$, где M – масштабный коэффициент, зависящий от параметров РВ.

Таким образом, для определения H необходимо измерить F_P . С этой целью сигнал после БС - преобразованный сигнал – усиливается в усилителе низких (разностных) частот и поступает на измеритель частоты (ИЧ), с которого снимается напряжение $u(t) = kH$, пропорциональное высоте полета ВС.

2.4 Доплеровские измерители скорости и угла сноса

Важнейшей характеристикой движения ВС относительно земной поверхности является его вектор скорости \vec{V}_{BC} (рис. 2.3). На самолетах обычно измеряются горизонтальная составляющая V_G вектора

скорости \vec{V}_{BC} (путевая скорость \vec{V}_{II}), т.е. сумма вектора воздушной скорости \vec{V} , создаваемой двигателями, и горизонтальной составляющей вектора скорости ветра \vec{U} , а также угол сноса α_4 .

Доплеровские измерители скорости и угла сноса (ДИСС) позволили решить проблему оперативности и точности отсчета \vec{V}_{II} и α , а следовательно, и обеспечить вождение ВС по кратчайшему расстоянию – ортодромии. При этом направление вектора путевой скорости $\vec{V}_{II} = \vec{V}_T$ должно совпадать с линией пути.

ДИСС является одним из основных датчиков автономной навигационной системой бортового комплекса (рис.2.4). Эта система осуществляет автоматическое решение таких навигационных задач, как счисление пройденного пути при определении местонахождения и направления полета современного скоростного ВС. Точность местонахождения ВС с помощью доплеровской РЛС практически зависит только от погрешности датчика истинного курса которая превосходит погрешности, вносимые ДИСС. Практика показала, что вероятная ошибка, характеризующая точность ДИСС при усреднении сигналов на участке горизонтального полета не менее 20 км, равна по скорости $\pm(0,1...0,15\%$, по углу сноса $\pm 0,1^\circ$.

Таким образом, ДИСС предназначен для определения составляющих вектора скорости ВС относительно подстилающей поверхности и выдачи экипажу и в навигационный комплекс информации, необходимой для выполнения полета и счисления пути.

ДИСС основаны на радиолокационном принципе и являются автономными устройствами, т.е. работают без связи с наземными радионавигационными точками, что не ограничивает их дальность действия. В этом заключается важнейшее преимущество ДИСС.

Для доплеровских измерителей не существует принципиальных ограничений по скорости, они могут устанавливаться на ВС различного назначения. Кроме того, современные ДИСС достаточно надежны в эксплуатации, имеют небольшие габариты и массу, работают практически при любых метеорологических условиях.

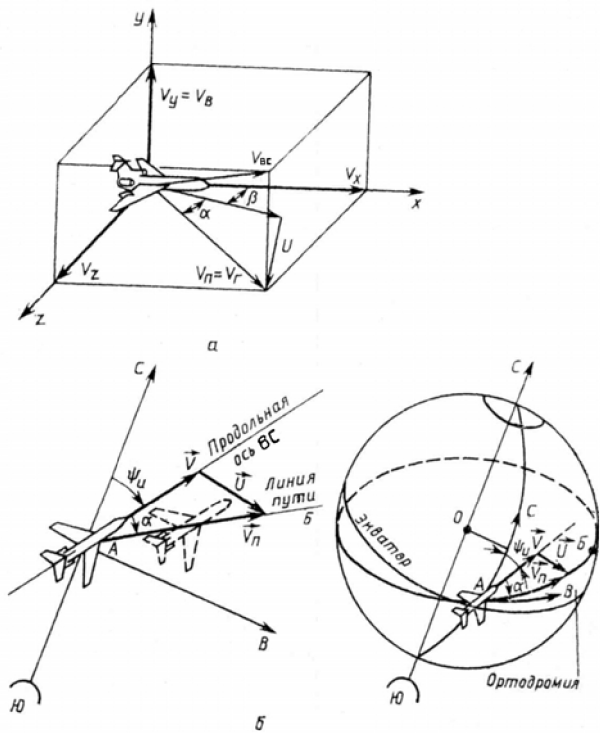


Рис. 2.3. Составляющие вектора полной скорости (а) и навигационный треугольник скоростей (б)

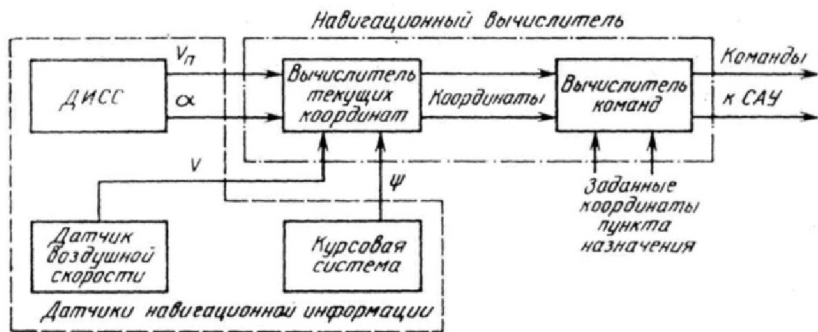


Рис. 2.4. Основные датчики информации автономной системы навигации

Формирование навигационной информации в ДИСС.

Определение скорости ВС основано на эффекте Доплера, в силу которого частоты отраженного и излучаемого сигналов отличаются на доплеровскую частоту $F_D = \frac{2V_D}{\lambda}$, где V_D - радиальная скорость; λ - длина волны излучаемого сигнала.

Доплеровская частота F_D зависит от радиальной, а следовательно, и от полной скорости ВС.

Практически на ВС постоянно действует ветер какого-либо направления, вызывая его снос на угол α . В этом случае доплеровская частота зависит от значения и направления угла сноса ВС.

Для луча (рис.2.5,а) радиальная скорость $V_D = -V_T \cos(\Gamma_0 - \alpha) \cos B_0$, а доплеровский сдвиг частоты $V_D = \frac{2V_T}{\lambda} \cos(\Gamma_0 - \alpha) \cos B_0$. С учетом информации об угловом положении луча B_0, Γ_0 и длине волны λ частота Доплера зависит от двух неизвестных навигационных параметров $V_{П}$ и α .

Поскольку речь идет о двух неизвестных величинах, то информация о составляющих вектора скорости и угле сноса формируется при совместном решении уравнений для $F_{Дл}$.

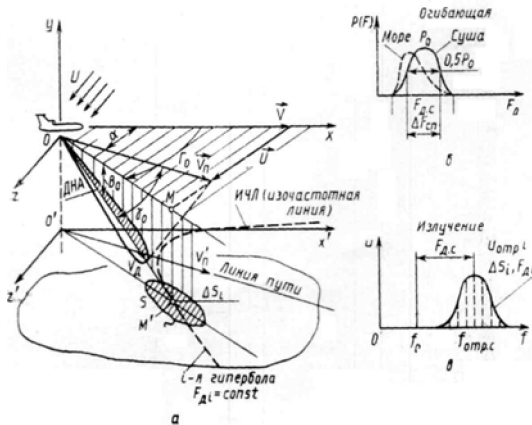


Рис. 2.5. Ориентация диаграммы направленности в связанной с ВС системе координат (а), огибающая и ширина доплеровского спектра (б), спектр частот сигнала, отраженный от участка s (в)

При неподвижной антенне такая система уравнений может быть получена путем приема сигналов с двух симметричных относительно продольной оси ВС направлений (лучи 2, 3, см. рис. 2.6). Для компенсации искаженной информации при эволюциях (крене и тангаже) ВС целесообразно применение третьего дополнительного луча 1.

При горизонтальном полете доплеровские частоты по каждому из лучей антенны в самолетном ДИСС:

$$F_{Д1} = \frac{2V_{П}}{\lambda} \cos(\Gamma_0 - \alpha) \cos B_0;$$

$$F_{Д2} = -\frac{2V_{П}}{\lambda} \cos(\Gamma_0 + \alpha) \cos B_0;$$

$$F_{Д3} = -\frac{2V_{П}}{\lambda} \cos(\Gamma_0 - \alpha) \cos B_0.$$

Таким образом, самолетный ДИСС при трехлучевой антенне выдает следующую информацию:

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{F_{Д3} - F_{Д2}}{F_{Д1} + F_{Д2}} \operatorname{ctg} \Gamma_0;$$

$$V_X = \frac{0,25\lambda(F_{Д1} + F_{Д2})}{\cos B_0 \cos \Gamma_0};$$

$$V_Z = \frac{0,25\lambda(F_{Д3} - F_{Д2})}{\cos B_0 \cos \Gamma_0}.$$

Образование информационных сигналов и последовательное преобразование их для определения значений и осуществляется бортовой РЛС ДИСС, в состав которой входят антенны (передающая и приемная), приемопередатчик, устройство измерения средней доплеровской частоты автономные вычислители и а. а также индикатор путевой скорости и угла сноса (см. рис. 2.6).

Эта упрощенная структурная схема для современных ДИСС различных типов, применяемых в гражданской авиации, одинакова.

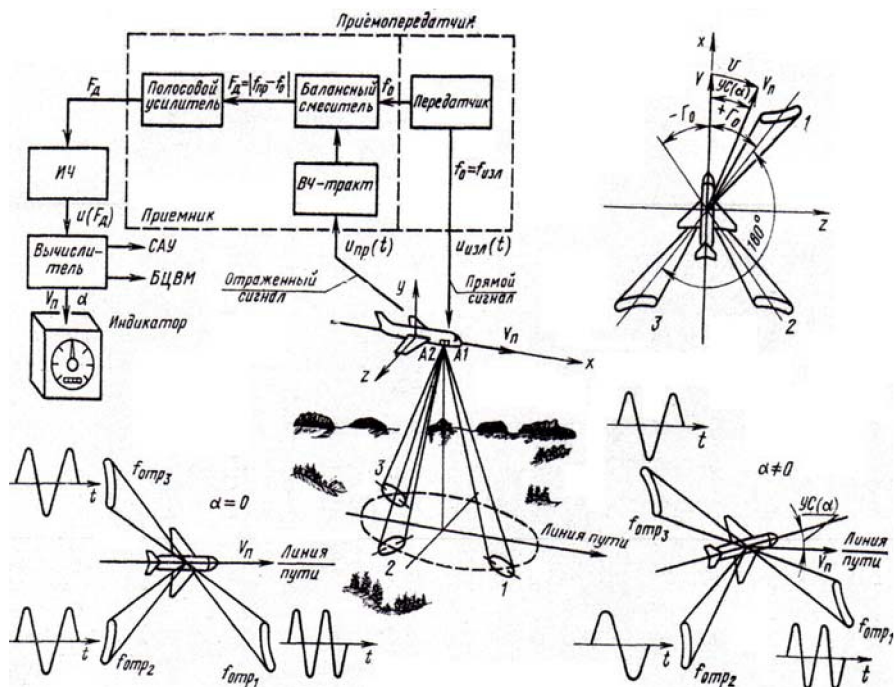


Рис. 2.6. Обобщенная структурная схема измерителя скорости и угла сноса, расположение трех лучей в пространстве, частоты доплеровских сигналов при различных углах сноса α .

2.5 Самолетные ответчики

Самолетные ответчики (СО) предназначены для автоматической передачи информации, необходимой для управления движением ВС. Ответчики передают сигналы ответа на запросные сигналы, излучаемые вторичными радиолокаторами АС УВД.

В состав самолетных ответчиков (рис. 2.7) входят приемопередатчик, дешифраторы и шифраторы, пульт управления. Антенная система вместе с ответчиком не поставляется. К основным типам ответчиков, используемых в нашей стране, относятся СО-70, СО-72М, СО-77 и др.

Обобщенная структурная схема самолетного ответчика производит прием сигналов запроса вторичного радиолокатора (ВРЛ) ан-

ки (03), предупреждающий перегрузку передатчика при большом числе ответов в единицу времени, поступают на дешифратор (ДШ), а после детектирования — на шифратор координатного сигнала (ШК). Координатный код, полученный в ДШ, управляет передатчиком (Прд) ответчика. Кроме того, в ДШ определяется смысловое содержание кода запроса. Полученные при этом сигналы через делитель частоты запуска (ДЧЗ) подаются на шифратор информационных сигналов (ШИ). Дешифраторы и шифраторы координатного и информационного кодов выполнены на линиях задержки в соответствующих логических схемах. Информационный код с выхода ШИ также поступает на Прд. Высокочастотные ответные сигналы, выработанные Прд, через антенну излучаются в пространство.

Для управления ШИ служит кварцевый калибратор КК. В шифраторе информационных сигналов используются данные от бортовых датчиков (БД), выдающих информацию о высоте полета (барометрический высотомер или система воздушных сигналов), остатке топлива (топливомер) и др.

Встроенная система контроля предназначена для проверки работоспособности ответчика. С этой целью в шифраторах формируется контрольный код, правильность прохождения которого по тракту ответчика свидетельствует о работоспособности последнего.

3.1 Методы задания и реализации траектории полета. Основные алгоритмы процесса навигации летательных аппаратов

Основа реализации заданной траектории полета — определение фактических координат ЛА. В широко применяемой ортодромической системе координат программная траектория задается (навигационная задача ставится) координатами I пространственного положения ЛА в функции времени

$$Z_3 = Z_3(T); S_3 = S_3(T); H_3 = H_3(T),$$

где $S_3(T), Z_3(T), H_3(T)$ — заданные (программные) ортодромические координаты пространственного места ВС в заданный момент времени T .

Обеспечение наиболее точного совпадения фактической траектории полета с программной — главное в теории и практике вождения ЛА. Для этого в любой момент времени необходимо выполнение условий

$$\begin{aligned} Z(T) &\rightarrow 0 \\ \Delta_s(T) &= [S(T) - S_3(T)] \rightarrow 0; \\ \Delta_H(T) &= [H(T) - H_3(T)] \rightarrow 0, \end{aligned}$$

где $S(T), Z(T), H(T)$ — текущие координаты ЛА, определяющие вектор его состояния.

В данных выражениях в любой момент времени координата $Z(T)$ указывает только наличие линейно-бокового уклонения от линии заданного пути; $\Delta_s(T)$ — информирует о несоблюдении временной программы полета; $\Delta_H(T)$ — уклонение от заданного профиля полета.

Такое разделение переменных удобно для дифференциации каналов навигации и пилотирования по направлению, дальности высоте.

Методы решения основано задачи воздушной навигации – выполнение условий (1) – зависят от состава и характеристик пилотажно-навигационного оборудования ВС. Но во всех случаях основе вождения ЛА лежит определение его местоположения счислением пути и комплексное применение технических средств и способов решения навигационных задач. Счисленные координаты периоди-

чески должны корректироваться. Экипаж обязан выбирать для решения задач вождения ВС такие средства и способы, имеющиеся в его распоряжении, которые в данных условиях полёта обеспечат наибольшую точность следования по программной траектории и безопасность полета.

На ВС оснащенных навигационными комплексами, при введенной в ЭВМ программе и включении системы автоматического управления обеспечивается автоматизированный полет по линии заданного пути с выдерживанием $Z(T)=0$. Выполнение $\Delta_S(T)=0$ достигается изменением скорости полета в соответствии с результатами контроля пути по дальности. При включенной САУ эшелон полета выдерживается автоматически, т.е. $\Delta H(T)=0$. Об отклонении от заданного эшелона экипаж оповещается автоматически системой сигнализации.

Основным условием автоматизированного управления полетом ВС является алгоритмизация навигационного процесса, т. е. представление его в виде определенной последовательности этапов преобразования и использования навигационной информации.

В качестве основных алгоритмов процесса навигации можно назвать о назвать определение пространственного местоположения ВС, определение параметров фактического навигационного режима полёта (скорости полёта, направления и д. р.) и выполнение полёта по заданному маршруту (по координатам точек, заданных относительно ВС).

Алгоритмы процесса навигации ВС выражаются навигационными уравнениями, которые в основном отображают две важнейшие взаимосвязанные математические процедуры: преобразование пространственных координат и определение (счисление) параметров движения ВС, — координат, скоростей, направлений. Таким образом, эти уравнения описывают взаимосвязь первичных геометрических параметров, измеряемых с помощью технических средств навигации, со вторичными, полученными в результате счисления первичной навигационной информации.

Следует отметить, что математические методы обработки навигационной информации основываются на использовании результатов теории вероятностей, математической статистики и теории статистического оценивания. Алгоритмы обработки информации, основанные на одних и тех же математических методах, могут быть

реализованы с помощью различных технических средств — аналоговых вычислителей, бортовых цифровых ЭВМ, которые выполнены непосредственно человеком (навигатором).

Цифровые ЭВМ в состоянии реализовывать практически любые алгоритмы обработки, если они не требуют чрезмерно большого объема памяти и быстродействия.

Навигационные вычислители аналогового типа обладают существенно более низкими точностью и быстродействием, в них затруднены реализация логических операций и организация памяти. Непосредственно человеку (навигатору) под силу осуществить в приемлемое время только простейшие вычислительные операции, но зато он сравнительно легко проверяет логические условия.

Определение пространственного места ВС — наиболее сложная задача процесса навигации. При ее решении вычисляются значения координат ВС в каждый текущий момент времени. Для определения места ВС в бортовых навигационных комплексах используют два метода: счисления пути и позиционный.

Метод счисления пути основан на измерении, и интегрировании по времени составляющих вектора скорости ВС относительно земной поверхности. В любой системе координат формулы счисления пути (основные уравнения счисления) имеют следующий вид:

$$\eta = \eta_0 + \int_0^t V_{m\eta} dt; \quad \xi = \xi_0 + \int_0^t V_{n\xi} dt,$$

где η , ξ — координаты ВС в текущий момент времени; η_0, ξ_0 — координаты в момент счисления ($t=0$), или полученные в процессе коррекции;

$V_{m\eta}$, $V_{n\xi}$ — составляющие путевой скорости по осям используемой координатной системы.

Автоматизированное счисление координат места ДА производится бортовой вычислительной системой навигационного комплекса в наиболее приемлемой системе отсчета. В практике современной навигации такой системой отсчета оказалась плоская частная ортодромическая система координат Osz , в которой ось Os совмещают с линией заданного пути участка маршрута, а ось Oz строят перпендикулярно первой оси. Счисление пути в частноортодромической системе координат (ЧОСК) на этапе полета между промежуточными пунктами маршрута иллюстрируется рис.3.2.

Использование плоской системы координат предполагает, во-первых, плоскую (а не сферическую) поверхность Земли, что допустимо лишь при $S_{\max} - Z_{\max} \leq 500$ км, и, во-вторых, определение только текущих координат S и Z . Положение ВС вертикальной плоскости (третья координата — высота) при этом не определяется. В плоской ЧОСК все вычисления выполняются по формулам прямолинейной тригонометрии, что существенно упрощает алгоритмы счисления и коррекции и снижает требования к навигационному вычислительному устройству.

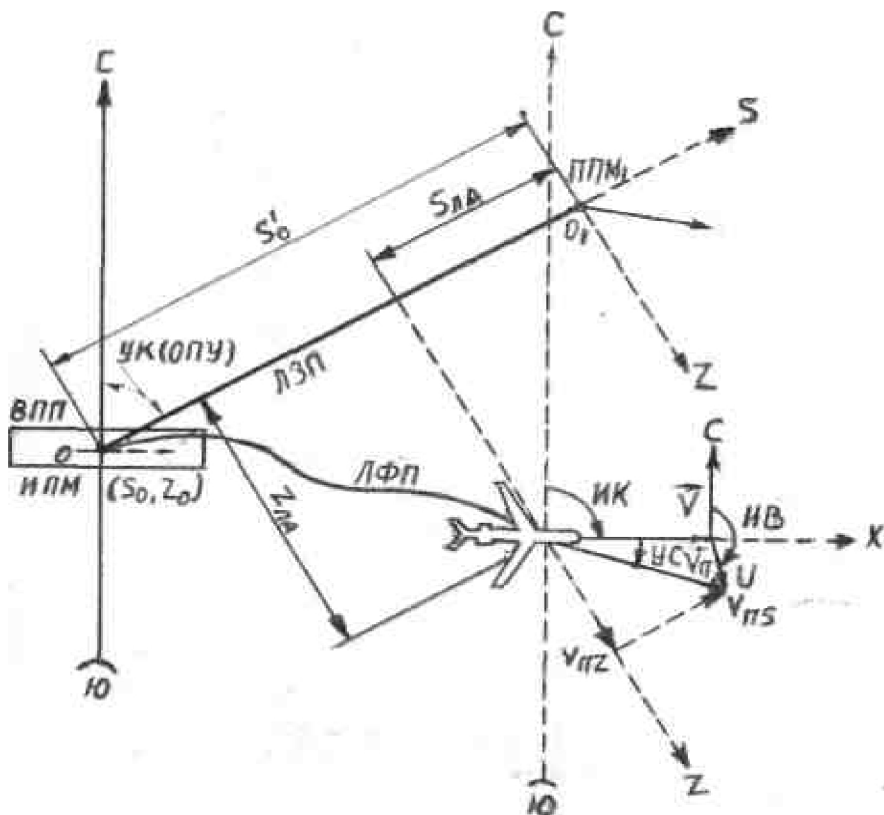


Рис. 3.2. К счислению пути в плоской геоцентрической системе координат (ЛЗП — линия заданного пути; ЛФП — линия фактического пути)

В ЧОСК, координаты ЛА, определяемые с использованием бортового навигационного комплекса:

$$S_{ЛА} = S_0^1 - \int_0^t V_{нс} dt; \quad Z_{ЛА} = S_0^1 - \int_0^t V_{пз} dt;$$

где S'_0 — длина первой частной ортодромии; $V_{нс}$ — составляющая вектора путевой скорости ЛА в направлении частной ортодромии; $V_{пз}$ — составляющая вектора путевой скорости перпендикулярная к направлению частной ортодромии

Аналогичные уравнения могут быть записаны и для других частных ортодромий, направления которых задаются с помощью ортодромического путевого угла (ОПУ) или угла карты (УК). Угол карты отсчитывается от северного направления меридиана, проходящего через ИПМ, до направления ортодромии.

При счислении в ЧОСК величины $V_{пз}$ и $V_{аз}$ формируются поразному в зависимости от используемых датчиков навигационной информации. Обычно датчиком скорости служит доплеровский измеритель скорости и сноса или инерциальный измеритель скорости. Система счисления пути в первом случае называется доплеровской навигационной системой, а во втором — инерциальной навигационной системой.

При курсодоплеровском счислении координат ВС $S_{ЛА}$ и $Z_{ЛА}$ используется информация о путевой скорости и угле сноса от ДИСС, курсе полета от курсовой системы (КС) и угле карты, вручную вводим оператором. Согласно рис.2.3,а составляющие вектора путевой скорости в формулах (1.3) могут быть представлены в следующем виде:

$$V_{нс} = V_{п} \cos(\text{ИК} + \text{УС} - \text{УК}); \quad V_{пз} = V_{п} \sin(\text{НК} + \text{УС} - \text{УК}).$$

Для определения текущих координат ВС $S_{ЛА}$ и $Z_{ЛА}$ в вычислитель вводят координаты S_0, Z_0 начального пункта, с момента пролета которого начинается счисление пути.

При курсовоздушном способе счисления координат $S_{ЛА}, Z_{ЛА}$ используется информация от датчика курса и системы воздушных сигналов (СВС), а также угол карты и параметры ветра, заполненные НВУ или вручную введенные оператором. Перечисленные навигационные параметры позволяют получить составляющие воздушной скорости V и скорости ветра U в той же ЧОСК (см. рис. 2.3,а)

$$V_{нс} = V_s \cos(\text{ИК} - \text{УК}) + U_s \cos(\text{НВ} - \text{УК});$$

$$V_{\text{ПЗ}} = V_z \sin(\text{НК} - \text{УК}) + U_z \sin(\text{НВ} - \text{УК}).$$

В результате путь может считаться без прямого измерения путевой скорости и угла сноса.

Следует отметить, что курсовоздушный режим работы бортового навигационного комплекса используется при отказе или неустойчивой работе ДИСС.

Особенностью систем счисления пути является автономность получения в них всей необходимой информации. Эти системы не нуждаются в линиях радиосвязи с наземными пунктами и обеспечивают скрытность движения ВС. Вместе с тем ошибка определения местоположения ВС из-за накопления (интегрирования) погрешностей возрастает с течением времени. Эти погрешности вызваны прежде всего неверным измерением курса, скорости, путевого угла и угла сноса, а также использованием прямоугольной системы координат вместо географической и формул элементарной тригонометрии вместо сферической. Поэтому численные координаты нуждаются в периодической коррекции с использованием позиционных средств. Сущность коррекции заключается в периодической замене численных координат координатами, которые определены с помощью позиционной радионавигационной системы.

Позиционный метод основан на определении местоположения ЛА путем засечек, представляющих собой точку пересечения двух или более линий положения относительно известных ориентиров. Координаты местоположения ВС являются определенной функцией от навигационных параметров. Как уже отмечалось, чаще всего навигационными параметрами РНУ и РНС являются расстояние, разность расстояний, угол и др. Достоинство метода линий положения состоит в том, что определение местоположения ЛА происходит без учета и даже без знания пройденного им ранее пути.

Позиционный метод определения местоположения ВС наиболее точный, что позволяет применять позиционные системы для коррекций систем счисления пути. Наибольшее распространение в радионавигации получили следующие методы определения местоположения ВС на плоскости: дальномерный (местоположение определяется при пересечении двух окружностей), угломерно-дальномерный (местоположение определяется при пересечении прямой с окружностью) и разностно-дальномерный (местоположение определяется при пересечении двух гипербол). На борту высота

полета определяется самостоятельным прибором — высотомером, что упрощает задачу нахождения местоположения ВС. Недостатками позиционного метода являются дискретность ВС фиксации местоположения ВС, и возможность определения его координат только в зоне действия РНС и РНУ (т. е. не автономность метода).

3.2 Автоматический компас ВС

Автоматический радиокompас является составной частью угломерной радионавигационной системы и относится к бортовым радиопеленгаторам для определения пеленга источника сигнала. АРК устанавливается на всех типах ВС и предназначен для автоматического и непрерывного измерения КУР — угла в горизонтальной плоскости между проекцией продольной оси ВС на эту плоскость и направлением на радиостанцию, отсчитываемого от 0 до 360° по ходу часовой стрелки (рис.3.3). Информация о КУР, отображается на индикаторах экипажа и служит для привода ВС в точку расположения радиостанции, а также для грубого определения местоположения ВС. Местоположение ВС определяется по пересечению двух линий положения, соответствующих, например, постоянному значению КУР (рис.3.2. Линии положения АРК — радиальные прямые, выходящие из точки, в которой находится радионавигационное устройство. Для определения МВС необходимо знать курс ВС и магнитные склонения в точках расположения как ВС, так и пеленгуемых радиостанций. Малая точность местоопределения с помощью АРК не отвечает требованиям самолетовождения и является следствием как большой погрешности самого АРК, так и увеличения линейной погрешности с удалением от радиостанции.

Для совместной работы с АРК используются специальные радиостанции, получившие название приводных, а также радиовещательные станции соответствующего диапазона. Приводные радиостанции применяются для привода ВС в район аэродрома посадки и выполнения предпосадочного маневра.

Кроме того, приводные радиостанции можно использовать для связи с ВС. В составе бортового пилотажно-навигационного комплекса авиационного АРК является дублирующим, резервным датчиком для получения информации о координатах ВС.

АРК и приводные радиостанции работают в гектометровом и частично в километровом диапазонах радиоволн.

Основой радиопеленгации является направленный прием электромагнитной энергии. Навигационная информация в АРК формируется антенной системой, параметры выходного сигнала которой зависят от направления на источник излучения. Методика определения направления и точность пеленгования в значительной мере определяются формой диаграмм направленности антенной системы и характером возможных искажений диаграмм направленности.

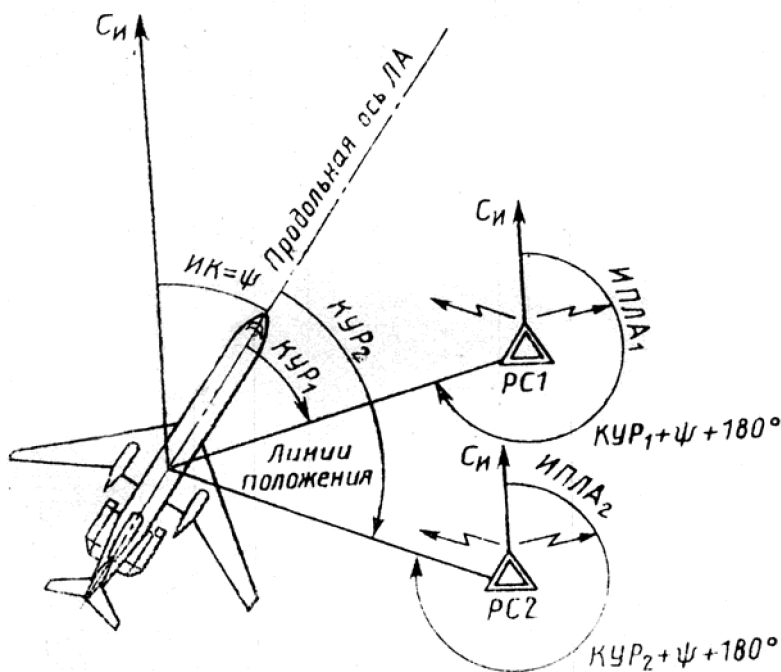


Рис. 3.3. К определению курсовых углов радиостанций

В бортовых радиопеленгаторах наибольшее распространение получила рамочная антенна (рамка), на направленных свойствах которой основан принцип действия радиокомаса. Свойство рамочной антенны — пеленговать работающую радиостанцию — иллюстрирует см. рис. 3.2. На рисунке приведена самая простейшая рамочная антенна — виток, расположенный в вертикальной плоскости. Рамка может поворачиваться вокруг вертикальной оси. Известно, что с помощью излучателя, состоящего из передатчика и антенны, можно сформировать электромагнитное поле в пространстве, окружающем излучатель. Электромагнитные волны представляют собой систему взаимосвязанных во времени и в пространстве колебаний напряженностей электрического и магнитного полей.

Для отображения ориентации полей введено понятие поляризации B радионавигации применяются в основном линейно-поляризованные волны, в частности, вертикально поляризованные, вектор \vec{E} которых имеет вертикальную ориентацию в плоскости распространения (см. рис.3.3).

Направление движения радиоволны, излучаемой радиостанцией, характеризует вектор Пойнтинга \vec{P} , расположенный перпендикулярно к векторам напряженности электрического \vec{E} и магнитного \vec{H} полей.

Поверхность равных значений фазы называется *фронтом волны*. В однородной среде радиоволна распространяется прямолинейно и ее фронт сферический. Опыт показывает, что при определенных условиях направление распространения радиоволн оказывается весьма стабильным, хотя существуют и исключения из этого правила.

Небольшие участки сферического фронта на удалениях в зоне действия АРК можно рассматривать как плоские. Нормаль к фронту совпадает с направлением радиуса-вектора, исходящего из точки расположения источника волны. Следовательно, по ориентации нормали к волновому фронту можно судить о направлении на точку расположения источника.

Рассмотрим сущность амплитудного метода пеленгации, в частности, метода минимума, широко используемого в авиационных

радиокомпасах. Метод минимума более прост в технической реализации и обладает высокой угловой чувствительностью, так как вблизи направления нулевого приема амплитуда результирующего сигнала быстро меняется при изменении угла. Недостатком метода является то, что в момент пеленгации сигнал исчезает.

Зависимость амплитуды от направления можно установить следующим образом. Если плоскость рамки (рис.3.4 *a*) перпендикулярна направлению на принимаемую радиостанцию, то ЭДС, наводимые в обоих вертикальных элементах антенны, одинаковы по фазе и амплитуде. Поскольку токи i_1 и i_2 в элементах равны и противоположны по направлению, результирующее напряжение на выходе рамки равно нулю, т.е. прием отсутствует. Если же рамка занимает произвольное положение, один из вертикальных элементов рамки оказывается ближе к радиостанции, и электромагнитные волны при этом наводят в каждом из элементов неодинаковые по амплитуде и фазе ЭДС. Равенство токов i_1 и i_2 нарушается, и результирующее напряжение на выходе рамки становится отличным от нулевого — происходит прием. Очевидно, если плоскость рамки установлена в плоскости распространения радиоволн, различие между токами i_1 и i_2 наибольшее, и наблюдается максимальный уровень приема. В этом случае разность фаз между ЭДС в вертикальных элементах антенны (рис.3.3)

$$\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} d \sin \theta,$$

где λ — длина волны принимаемого радиосигнала; d — длина рамки; θ — курсовой угол радиостанции.

Как любая приемная антенна, рамка характеризуется действующей высотой, равной отношению амплитуды ЭДС на выходе антенны к амплитуде напряженности поля радиоволн в месте приема

$$h_{o.p} = \frac{e_p}{E}$$

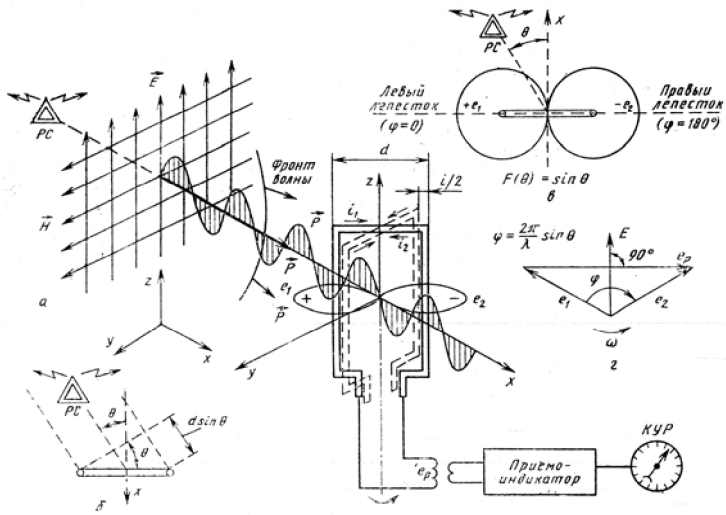


Рис. 3.4. Пеленгование с использованием рамочной антенны по минимуму разностного сигнала: *a* – нормально поляризованное электромагнитное поле, фронт волны, прямоугольная рамка; *б* – схема отсчета пеленга; *в* – диаграмма направленности в горизонтальной плоскости; *г* – векторная диаграмма сигналов

В навигационных АРК рамочную антенну изготавливают многовитковой, а обмотку ее укладывают на ферритовый сердечник с высокой магнитной проницаемостью, что позволяет сконструировать малогабаритные рамочные антенны с достаточно действующей высотой, не ухудшающие аэродинамических качеств ВС. На ВС рамочную антенну располагают над или под фюзеляжем в специальном углублении и закрывают радиопрозрачным обтекателем.

Действующая высота рамочной антенны:

$$h_{д.р} = \frac{2\pi\mu nS}{\lambda}$$

где μ — магнитная проницаемость сердечника; n — число витков; $S=nd$ — площадь витка; λ — длина волны принимаемого радиосигнала.

Векторная диаграмма (рис.3.4) показывает, что результирующая ЭДС e_p рамки равна геометрической разности наводимых в вертикальных элементах антенны ЭДС e_1 и e_2 , одинаковых по амплитуде, но отличающихся по фазе на угол φ (вектор $\overline{e_p} = \overline{e_1} - \overline{e_2}$). Вектор \overline{E} напряженности вертикально поляризованного поля в центре рамки перпендикулярен результирующему вектору $\overline{e_p}$, так как ЭДС, наводимая в каждом из вертикальных элементов антенны, находится в фазе с напряженностью поля радиоволны в месте расположения этой антенны.

В соответствии с векторной диаграммой результирующая ЭДС на выходе:

$$e_p = e_1 - e_2 = 2Eh\mu \sin \frac{\varphi}{2} = 2Eh\mu \sin \left(\frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \right).$$

Размеры реально существующих рамочных антенн радиоконпасов значительно меньше длины волны, поэтому, заменяя синус аргументом в выражении, получим:

$$e_p = 2Eh\eta\mu \frac{\pi}{\lambda} d \sin \theta = Eh_{\text{д.р.}} \sin \theta,$$

где E – напряженность поля пеленгуемой радиостанции в точке приема; θ – курсовой угол радиостанции; $h_{\text{д.р.}} = \mu 2 \frac{\pi}{\lambda} ndh = \mu 2 \frac{\pi}{\lambda} nS$ – действующая высота рамочной антенны.

Формула выражает зависимость результирующей ЭДС на выходе приемника от направления на работающую радиостанцию, т. е. является математическим выражением диаграммы направленности рамочной антенны.

В полярной системе координат диаграмма направленности рамочной антенны в горизонтальной плоскости имеет вид восьмерки

(рис. 3.4, в). Она образована касающимися друг друга окружностями с двумя направлениями нулевого приема, которые совпадают с перпендикуляром к плоскости рамки. Результирующая ЭДС на выходе рамки при приеме на один и другой лепестки диаграммы будут отличаться на 180° по фазе.

Нетрудно заметить, что из-за симметрии диаграммы возможна двойственность в определении КУР, отличающихся друг от друга на угол 180° . Для однозначного определения курсового угла радиостанции в АРК помимо рамочной антенны применяют ненаправленную антенну, диаграмма направленности которой представляет собой окружность. Поэтому амплитуда и фаза ее ЭДС не зависят от направления на пеленгуемую радиостанцию. По этой причине в АРК эту ЭДС используют в качестве опорного сигнала.

Таким образом, рамка является чувствительным элементом радиокомпаса, а ее ЭДС — управляющим сигналом АРК. Фаза этого сигнала зависит от направления на пеленгуемую радиостанцию. Пеленг определяется, когда минимум диаграммы направленности совпадает с направлением на радиостанцию.

На рис. 3.5 приведена упрощенная модель радиокомпаса. Она состоит из рамочной (РА) и ненаправленной антенн (НА), нагруженных соответственно на управляющую и рабочую обмотки статора электродвигателя (ЭД). Фаза ЭДС на выходе рамки сдвинута на 90° относительно ЭДС с ненаправленной антенны. Напряжение с вращающейся рамки снимается через кольца и щетки. Для упрощения допустим, что двухфазный синхронный двигатель работает при питании токами высокой частоты. Двигатель механически связан с рамкой и стрелкой индикатора КУР, которые согласованы так, что стрелка показывает $\text{КУР} = 0$, когда плоскость рамки перпендикулярна к продольной оси ЛА, т.е. направление нулевого приема совпадает с продольной осью.

Под действием наведенных ЭДС рамки и ненаправленной антенны через обмотки электродвигателя протекают токи i_1 и i_2 (рис. 3.5), которые сдвинуты на 90° по фазе. Эти токи вызывают появление магнитных потоков Φ_1 и Φ_2 , сдвинутых на 90° во времени и в пространстве за счет взаимно перпендикулярного расположения статорных обмоток электродвигателя.

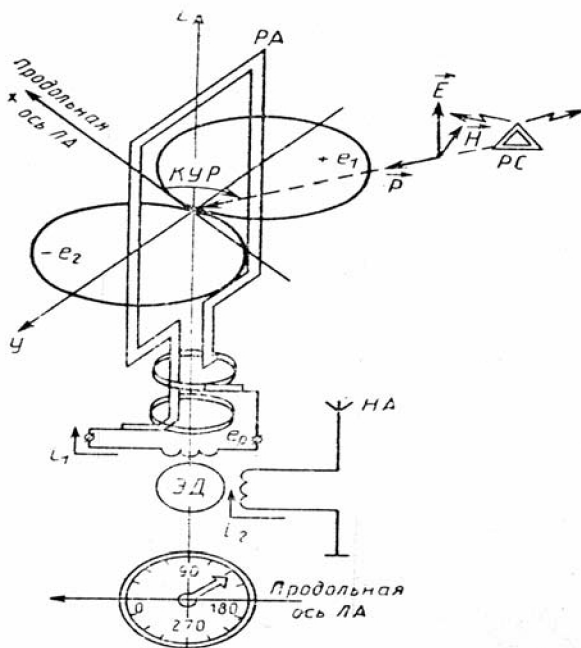


Рис. 3.5. Упрощенная модель радиоконписа

При сложении этих потоков возникает результирующий вращающийся магнитный поток статора ($\Phi = \Phi_1 + \Phi_2$), который наводит в короткозамкнутом роторе вихревой ток и вызывает вращение ротора.

Двигатель вращает рамку и стрелку индикатора. Когда рамка оказывается в положении нулевого приема, то $e_p = 0$, $i_2 = 0$, $\Phi_1 = 0$ и двигатель останавливается. При этом стрелка индикатора показывает КУР, так как направление нулевого приема, с которым согласовано положение стрелки, совпадает с направлением на пеленгуемую

радиостанцию. Приведение рамки в положение нулевого приема является следящим. При любом ее отклонении от этого положения возникает вращающий момент, направленный противоположно этому отклонению, и восстанавливается нулевой прием. В результате индикатор непрерывно отсчитывает КУР.

Рассматривая, рамочную антенну, мы имели в виду прием этой антенной только вертикально поляризованной волны $E_v = E$. В общем случае, рамочной антенной будет осуществляться прием и горизонтально поляризованных волн E_c ее горизонтальными частями. Горизонтальная составляющая поля принимаемого сигнала приводит к поляризационной погрешности радиокompаса. Причина возникновения этой составляющей — наклон передающей антенны или изменение поляризации сигнала при отражении от ионосферы. Обычно поле отраженного от ионосферы сигнала имеет эллиптическую поляризацию, при которой вектор E вращается в пространстве с частотой сигнала. При приеме такого поля, кроме поляризационной погрешности, имеет место притупление минимума диаграммы направленности рамки. Обе эти причины вызывают изменяющиеся и неподдающиеся учету погрешности. Одним из проявлений влияния E_c является колебание стрелки указателя КУР, достигающее при неблагоприятных условиях десятков градусов. Поэтому точность и дальность действия АРК указывают обычно для поверхностной волны.

На рамку, установленную на ЛЛ, кроме поля радиоволны воздействует поле, отраженное (переизлученное) элементами конструкции ЛА (фюзеляжем, плоскостями, щитками, шасси и т. п.). Соотношение между амплитудами, фазами и положением фронтов этих полей оказывается различным и зависит от направления прихода радиоволны, размеров и конфигурации фюзеляжа, места установки рамок и ряда других факторов. Чувствительность к влиянию переизлучателей является следствием интерференции полей радиостанции и переизлучателя. В общем случае положение фронта результирующей волны не совпадает с фронтом принимаемой волны и это вызывает смещение положения нулевого приема и, как следствие, погрешность в определении курсового угла, называемую *радиодевацией*.

На рис. 3.6 показан измеряемый радионавигационный параметр КУР — действительное направление на радиостанцию:

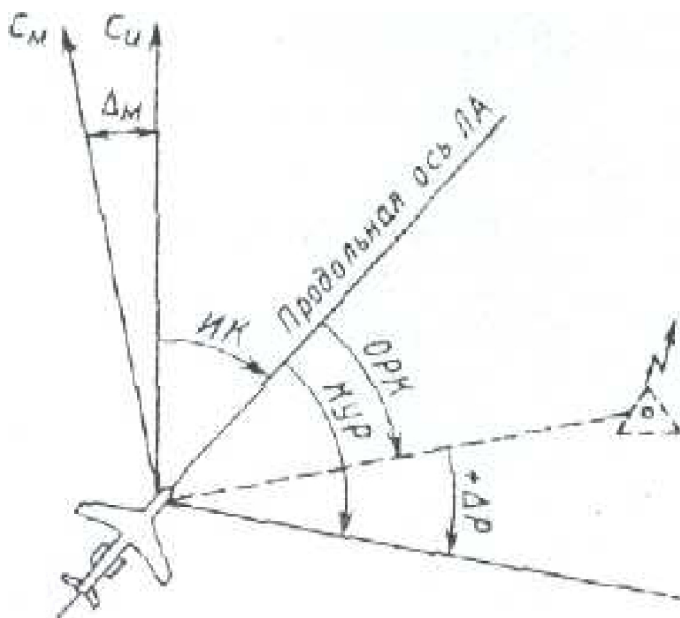


Рис. 3.6. К определению радиодeviации ΔP

ОРК — отсчет по радиокompасу; ΔP — погрешность радиодeviации, представляющая собой систематическую погрешность измерения КУР. Погрешность радиодeviации ΔP имеет на данном ЛА закономерный характер изменения и зависит от места установки рамочной антенны и КУР. Ее значение и знак изменяются по периодическому закону (рис.3.6). Максимум радиодeviации может достигать 20° . Закономерность изменения ΔP позволяет с помощью компенсаторов радиодeviации в системе передачи данных о КУР на измерительные приборы свести ΔP к приемлемому минимуму. Значение остаточной погрешности обычно не превышает $1...2^\circ$. Рамочную антенну рекомендуется размещать вблизи электрического центра ВС, т. е. в центре масс фигуры ВС плане, где поля имеющих на ВС переизлучателей частично компенсируют друг друга.

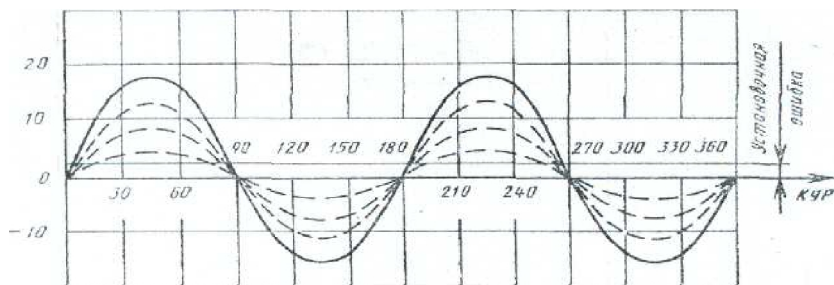


Рис. 3.7. График радиодевииции автоматического радиоконпаса

3.2.1 Обобщенная структурная схема АРК

Метод пеленгации (основа построения АРК) определяется видом информативного параметра входного сигнала радиоконпаса. Применяются амплитудный и фазовый методы.

Амплитудный следящий АРК имеет антенную систему из двух взаимно перпендикулярных неподвижных рамочных антенн и ненаправленной антенны. Информативным параметром рассматриваемого радиоконпаса является коэффициент глубины АМ-сигнала, получаемого при синфазном сложении напряжений с направленной и ненаправленной антенной. При приеме вертикально поляризованных радиоволн без учета влияния вторичных полей излучения, создаваемых корпусом ЛА, и некоторых других факторов входной величиной следящей системы является $KУР = 0$, а выходной — угол поворота искомательной катушки ϕ . Сигнал пропорционален $\phi_p = \phi - KУР$. Обобщенная структурная схема амплитудного следящего АРК, чувствительным элементом которого является ротор гониометра, представлена на рис. Задача следящей системы АРК — поддерживать $\phi = KУР$, т.е. $\phi_p = 0$. Временные диаграммы напряжений в различных элементах схемы.

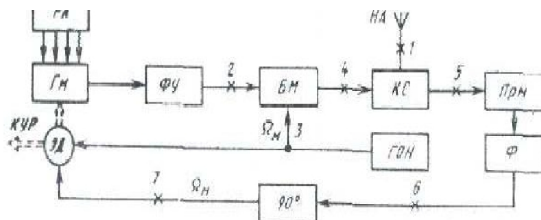


Рис. 3.8. Обобщенная структурная схема АРК

АРК (точки 1—7) при нахождении пеленгуемой радиостанции слева и справа от направления нулевого приема, а также в направлении нулевого приема приведены на рис. 3.8.

Сигнал на входе приемника АРК формируется при сложении напряжения $u_A(t) = U_A \sin \omega_0 t$ от ненаправленной антенны НА с преобразованным сигналом ротора гониометра и содержит всю необходимую для работы следящей системы информацию. Сигнал рамочной антенны, а следовательно, и $U_{рот}$ сдвинут по фазе относительно U_A на 90° .

Фазированный усилитель (ФУ) (рис.3.8) компенсирует этот сдвиг фаз и усиливает $U_{рот}$, так как $U_{рот} \ll U_A$. После усиления и поворота фазы на 90° напряжение $U_{рот}$ подается на балансный модулятор (БМ), который обеспечивает периодическое с частотой Ω_M изменение фазы управляющего сигнала гониометра на 180° . Напряжение с выхода БМ:

$$U_{бм}(t) = U_{бм} \sin \varphi_p \sin \Omega_M t \sin \omega_0 t,$$

где Ω_M — частота модуляции, создаваемая генератором опорного напряжения (ГОН), поступает на контур сложения (КС), в котором образуется входной сигнал приемника АРК. Одновременно напряжение $U_A(t) = U_A \sin \omega_0 t$ опорного сигнала подводится от усилителя. В результате сложения двух сигналов имеем:

$$U_{кс}(t) = U_A (1 + U_{бм} / U_A \sin \varphi_p \sin \Omega_M t) \sin \omega_0 t = U_A (1 + \tau \sin \Omega_M t) \sin \omega_0 t.$$

Суммарный сигнал даже при приеме немодулированных колебаний имеет АМ с частотой Ω_M . Глубина модуляции $m = U_{бм} / U_A \sin \varphi_p$ пропорциональна углу φ_p отклонения плоскости ротора от положения вектора H_p , а фаза огибающей принимает значения 0 и 180° в зависимости от знака φ_p . Нетрудно заметить, что изменение фазы управляющего ВЧ-сигнала переносится на управляющий НЧ-сигнал, который выделяется в результате детектирования АМ-сигнала. Полученное после детектирования и последующей фильтрации напряжение огибающей суммарного сигнала частоты Ω_M сдвигается по фазе на 90° и подается на управляющую обмотку двухфазного асинхронного электродвигателя (ЭД), обмотка возбуждения которого питается от ГОН.

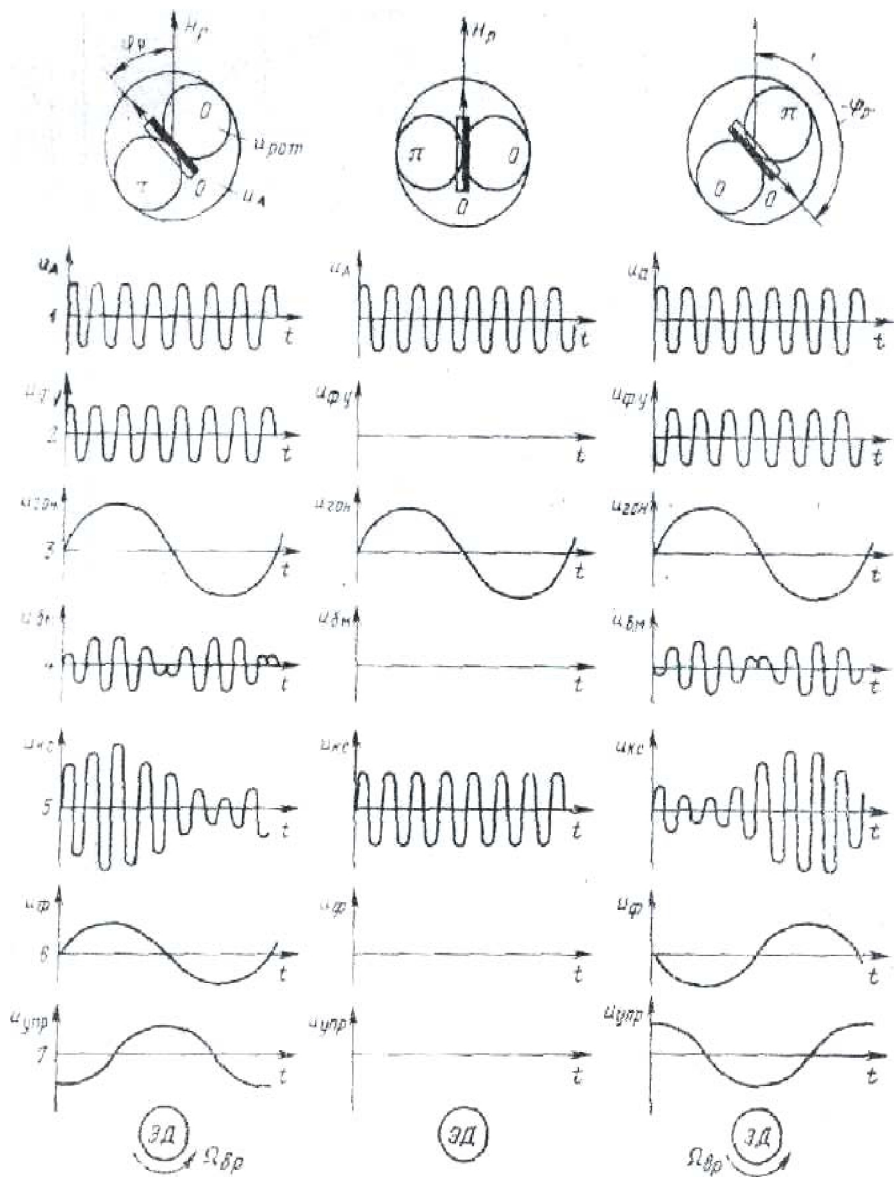


Рис. 3.9. Временные диаграммы напряжений в характерных точках обобщенной структурной схемы АРК

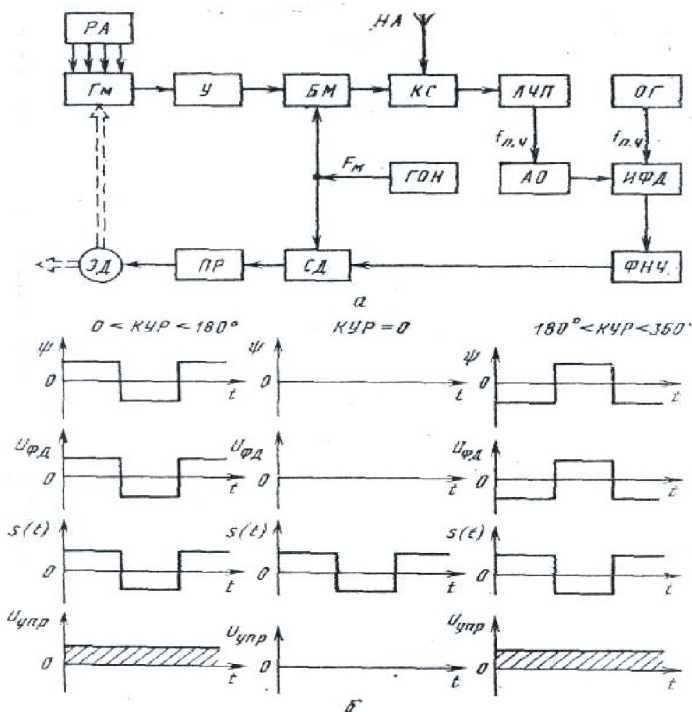


Рис. 3.10. Структурная схема фазового АРК с фазовой модуляцией (а) и временные диаграммы (б)

Находящиеся в эксплуатации автоматические радиоконпасы АРК-15, АРК-22 и другие имеют неподвижные рамочные системы. Разумеется, при разворотах ЛА данные антенные системы, а следовательно, и их диаграммы направленности вращаются вместе с ЛА. Использование неподвижных систем позволяет упростить механизм вращения рамочной антенны и тем самым повысить надежность, снизить массу и облегчить эксплуатацию комплекта радиоконпаса. Чтобы исключить поворот рамочных антенн, используется бесконтактный индукционный преобразователь сигналов, называемый гониометром. Он осуществляет электрическую связь рамочных антенн со входом приемного устройства радиоконпаса. Фазовый АРК с фазовой модуляцией (рис.3.10) по структуре входных цепей подобен

амплитудному, но сигнал с гониометра не подвергается сдвигу по фазе на 90° . Сигнал, фаза которого зависит от направления на источник излучения, формируется при векторном сложении напряжений двух рамочных антенн с ортогонально расположенными в пространстве диаграммами направленности или напряжений с направленной и ненаправленной антенн. При векторном сложении сигналов с рамочных и ненаправленной антенн (рис. 3.11) информация, заключенная в амплитуде напряжения с гониометра, переводится в фазовый сдвиг ψ результирующего сигнала.

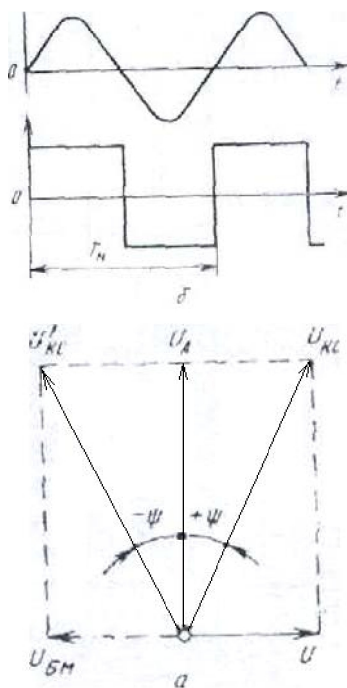


Рис.3.11. Векторная диаграмма напряжений рамочной и ненаправленной антенн (а), графики напряжений сигнала ненаправленной антенны и генератора опорного напряжения (б)

3.3 Радиотехнические средства ближней навигации ЛА

Радиотехнические средства ближней навигации предназначены для решения основной задачи навигации – определения местоположения ЛА в полярной системе координат по пересечению линий

равных азимутов и дальностей на расстояниях, не превышающих 500 км при принятых в настоящее время высотах полета (рис.3.11). Наименьшая погрешность определения азимутальной (радиальной) линии положения составляет $0,1 \dots 0,2$ гр., диаметральной (круговой) линии положения – $100 \dots 200$ м. Третья координата – высота полета ЛА – определяется с помощью радиовысотомера. Для работы радио, средств, ближней навигации ЛА выделены участки метрового и дециметрового диапазонов радиоволн частоты $0,1 \dots 1,0$ ГГц. Радиотехнические средства ближней навигации включают в себя наземное и бортовое оборудование, совместная работа которого позволяет в пределах зоны действия получить информацию о полярных координатах ЛА (азимуте и наклонной дальности) относительно азимутально-дальномерного радиомаяка, установленного в полюсе системы отсчета. В соответствии с выполняемыми функциями в радиотехнических средствах ближней навигации выделяют каналы азимута и дальности, каждый из которых включает в себя наземный радиомаяк и бортовое оборудование.

Радиомаяки (РМ) формируют и излучают сигналы, по которым определяются характеризующие место ЛА навигационные параметры – азимут и дальность. Радиомаяки устанавливаются в пунктах с известными координатами. В зависимости от назначения различают азимутальные, дальномерные и азимутально-дальномерные радиомаяки.

Помимо азимутально-дальномерных радиомаяков радиотехнические средства ближней навигации могут содержать еще и посадочную радиомаячную группу (ПРМГ), состоящую из курсового радиомаяка, глиссадного радиомаяка и ретранслятора дальномера. Посадочная радиомаячная группа в сложных метеоусловиях осуществляет посадку ЛА и служит для формирования на его борту сигналов отклонения от заданного курса посадки и заданной глиссады планирования, а также позволяет получать информацию о текущей дальности ЛА до точки приземления.

Бортовое оборудование радиосредств ближней навигации предназначен для непрерывного измерения и индикации полярных координат ЛА (азимута и дальности) относительно наземного азимутально-дальномерного радиомаяка; построения полярных координат ЛА по данным навигационно-вычислительного устройства относительно радиомаяка; коррекции текущих координат ЛА, вычис-

лительных навигационно-вычислительным устройством по измеренным азимуту и дальности, логически оцененным на достоверность; выдачи сигналов на наземном индикаторе с целью его опознавания.

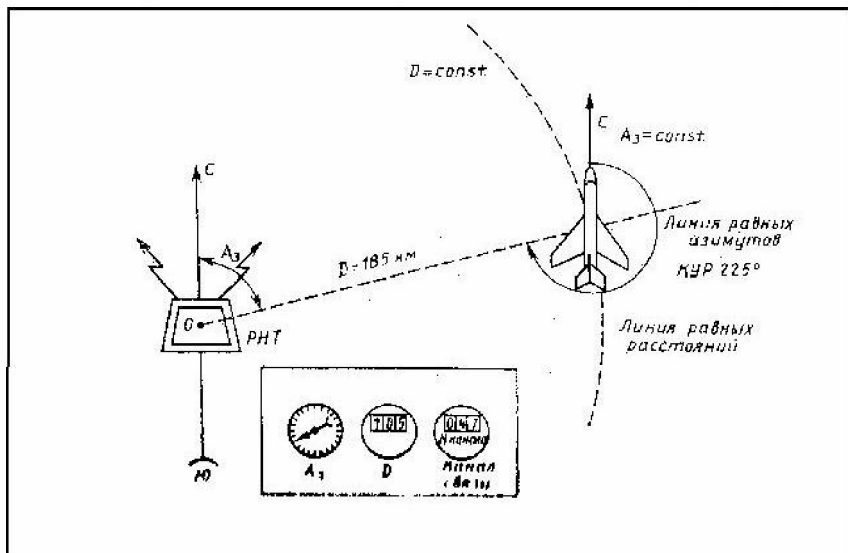


Рис. 3.12. Определение местоположения ЛА с помощью угломерно-дальномерной системы

Бортовое оборудование определяет также угловое отклонение ЛА от заданной посадочной глиссады и расстояние до точки приземления ЛА.

Полученная таким образом информация об измеренных азимуте и дальности, отклонении от заданного курса и глиссады, а также о расстоянии до точки приземления выдается на индикаторы экипажа и в ЭВМ навигационного комплекса для определения местоположения ЛА и решения следующих навигационных задач:

- полет по заданному маршруту;
- возврат ЛА на аэродром посадки с любого этапа маршрута;
- пробивание облачности с крейсерской высоты до высоты предпосадочного маневра;
- заход на посадку и посадка ЛА в любых метеорологических условиях;

- регулирование воздушного движения в районе аэродрома.

В гражданской авиации наибольшее распространение получила отечественная многофункциональная радиотехническая система ближней навигации РСБН (бортовая аппаратура РСБН-2с, РСБН-7с, «Радикал» и др.), кроме того, используется стандартизированная ИКАО зарубежная система VOR/DME.

Бортовое оборудование системы VOR/DME на отечественных ЛА гражданской авиации представлено навигационно-посадочной аппаратурой «Курс-МП» (канал VOR) и самолетным дальномером СД-75 и ему подобными (канал дальности).

Бортовое оборудование отечественной и зарубежной систем ближней навигации несовместимо по диапазону частот и формату сигнала. Параметры радиотехнических средств ближней навигации, полученной на основе опыта эксплуатации, приведены в таблицы.

3.3.1 Принципы действия РСБН

В РСБН для определения навигационной информации (расстояния, азимута) могут использоваться различные параметры электромагнитных колебаний (амплитуда, фаза, время). В соответствии с этим различают фазовые, амплитудные и временные радиосредства ближней навигации.

Измерение текущей дальности $D(t)$ во всех радиосредствах ближней навигации основано на измерении времени запаздывания ответного сигнала относительно момента послышки запросных сигналов. Для этого используется метод активной радиолокации с активным ответом, называемым принципом «запрос-ответ». На основе данного принципа построен импульсный радионавигационный дальномер с ответчиком, в котором имеются два канала связи: запроса и ответа.

Параметр	Тип радиосредств ближней навигации	
	РСБН	VOR/DME
Дальность действия при высоте полета не менее 10 000 м, км	400	400
Погрешность измерения (2%) азимута, градус дальности, м	$0,25+4/D$ (км) $200 \cdot 0.03 \% D$ (км)	0,5 200...400
Погрешность определения места ЛА, км	0,88	1,76

Диапазон частот, МГц:		
Канал азимута	873,6...935,2	108...118
Канал дальности (запрос)	726...812,8	1025...1150
Канал дальности (ответ)	939,6...1000,5	960...1215

В результате на борту ЛА измеряется суммарное время распространения t_z радиосигналов от запросчика к ответчику и обратно:

$$t_z = t_D + t_3,$$

где $t_D = 2D/c$ - задержка сигналов, пропорциональная текущей дальности $D(t)$; D - искомое расстояние от ЛА до радиомаяка; t_3 - задержка сигналов в трактах радиоаппаратуры; c - скорость распространения электромагнитной волны в свободном пространстве, равная $3 \cdot 10^8$ м/с.

При известной задержке сигнала t_3 в трактах радиоаппаратуры (учитываемой при измерении) текущая дальность от ЛА до радиомаяка определяется формулой $D = 0.5ct_D$ или D (км) = $0,15t_D$ (мкс).

Временной интервал t_D , содержащий информацию о дальномерности, в РСБН-2С измеряется автоматически аналоговым способом с помощью электромеханических следящих систем. В бортовой аппаратуре РСБН-7С, «Радиакл» и СД-75 дальность измеряется цифровым способом. Более совершенными являются цифровые устройства измерения дальности, выполняемые на современной элементной базе.

Для определения текущего азимута $A_z(t)$ в радиосредствах ближней навигации применяют как временные, так и фазовые радионавигационные устройства. Во временных устройствах информация об азимуте заложена в сдвиге по времени импульса (азимутального сигнала), который принимается на ЛА, относительно сигнала начала отсчета времени, излучаемого радиомаяком и соответствующего нулевому азимуту (северный сигнал). В фазовых радионавигационных устройствах информация об азимуте содержится в фазовом сдвиге огибающей сигнала, принимаемого на ЛА, относительно опорного сигнала, излучаемого радиомаяком и соответствующего азимуту, равному 0.

На временном методе определения азимута и дальности основана азимутально-дальномерная система типа РСБН. В системе VOR/DME, относящейся также к классу азимутально-дальномерных, используется фазовый метод при определении ази-

мута (канал VOR) и временной метод при определении дальности (канал дальности), Система VOR/DME образуется при территориальном совмещении радиомаяка типа VOR и дальномерного радиомаяка типа DME. Сравнительная оценка отечественной системы РСБН с зарубежной системой VOR/DME показывает, что по своим основным техническим характеристикам (дальности действия, погрешностям измерения дальности и азимута и др.) система РСБН превосходит систему VOR/DME, но уступает ей по числу частотно-кодовых каналов (ЧКК).

3.3.2 Радионавигационная система ближней навигации типа РСБН

Состав радиосистемы ближней навигации типа РСБН показан на рисунке. Наземное оборудование РСБН включает в себя азимутально-дальномерный радиомаяк с выносным индикатором кругового обзора (ВИКО) и посадочную радиомаячную группу (ПГРМГ).

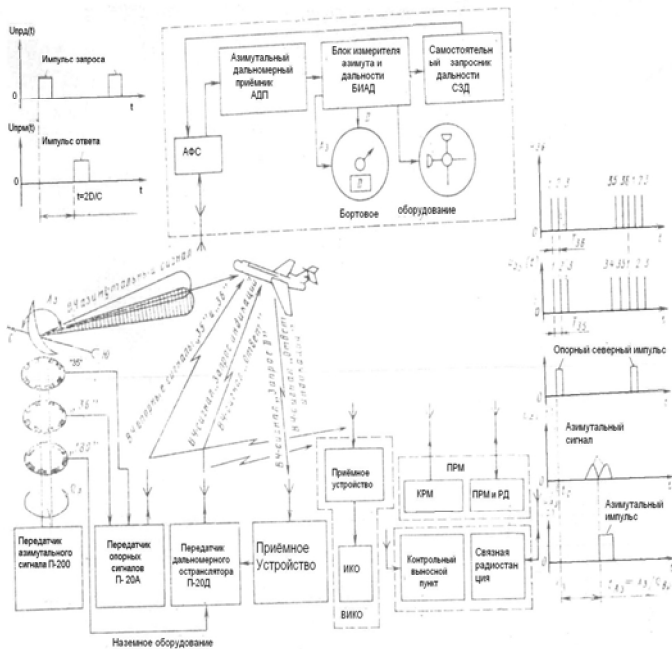


Рис. 3.13. Состав наземного и бортового оборудования системы РСБН

Азимутально-дальномерный радиомаяк состоит из приемного устройства и передатчика дальномерного ретранслятора П-20Д, передатчика опорных сигналов (серии «35» и «36») П-20А, передатчика азимутальных сигналов П-200, контрольно-измерительной аппаратуры и связной радиостанции.

Азимутально-дальномерный радиомаяк обеспечивает получение информации об азимуте и дальности на ЛА. Причем передача этой информации может быть либо на разных несущих частотах с непрерывным излучением азимутального сигнала (всенаправленные радиомаяки типа РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н), либо на одной несущей частоте с импульсным излучением азимутального сигнала (направленные радиомаяки типа ПОЛЕ-Н, УДАРМ и др.)

ВИКО, включающий в себя приемное устройство и индикатор кругового обзора (ИКО), позволяет наблюдать с Земли воздушную обстановку в радиусе действия радиомаяка и отображать информацию на экране ИКО, получаемую по каналу индикаций. Работает канал наземной индикации независимо от работы основных каналов азимута и дальности системы.

Контрольно-юстировочная аппаратура выносного пункта (КВП) обеспечивает установку и контроль нуля азимута, непрерывный контроль и автоматическую подстройку задержки в дальномерном радиомаяке и выдачу сигналов «Ухудшение параметров» или «Авария» для включения резервного комплекта аппаратуры.

Посадка ЛА в системе РСБН производится с помощью посадочной радиомаячной группы ПРГМ-4. Основными устройствами бортового оборудования системы РСБН являются антенно-фидерная система (АФС), азимутально-дальномерный радиоприемник (АДП), самолетный запросчик дальности (СЗД), блок измерения азимута и дальности (БИАД), индикаторы азимута и дальности, а также пульт управления.

Радионавигационная система ближней навигации обеспечивает работу в одном из двух основных режимов: «Навигация» и «Посадка», а также во вспомогательном режиме «Индикация воздушной обстановки».

Принцип действия системы РСБН со всенаправленными радиомаяками РСБН-2Н, РСБН-4Н, и РСБН-6Н в режиме «Навигация» заключается в следующем. В режиме «Навигация» определяется местоположение ЛА в полярной системе отсчета, в центре которой установлен азимутально-дальномерный радиомаяк.

Критерием работоспособности устройства измерения дальности является сигнал готовности в случае наличия сигнала ответа на входе устройства.

3.4 Радиотехническая система ближней навигации типа VOR/DME

Международная радионавигационная система ближней навигации типа VOR/DME принята по рекомендации ИКАО в качестве основной стандартной навигационной системы для обеспечения безопасности полетов ВС в районах и на маршрутах с высокой интенсивностью движения.

Стандартизированная ИКАО зарубежная система VOR/DME относится к классу азимутально-равномерных и использует фазовый метод при определении азимута (канал VOR) и временной метод при определении дальности (канал дальности). В таблице приведены основные характеристики системы VOR/DME, регламентированные стандартами ИКАО.

При полетах по зарубежным трассам (по радиомаякам VOR/DME в Европе и TAGAN в США) азимут определяется каналом VOR бортовой навигационно-посадочной аппаратуры " Курс-МП-70", а дальность - отдельным самолетным радиодальномером СД-75.

Принцип действия канала дальности DME не отличается от принципа действия соответствующего канала системы РСБН. Примерно также строятся и бортовые измерители времени бортовой аппаратуры DME. Что же касается канала азимута VOR, то он не совместим по диапазону частот и формату сигналов с соответствующим каналом отечественной системы РСБН.

Рассмотрим принцип действия и структурную схему бортового оборудования канала азимута VOR (рис.3.13.) Определение азимута ВС сводится к сравнению фаз двух сигналов: опорного $u_{on}(t)$ и азимутального $u_{Az}(t)$. Фаза азимутального сигнала соответствует измеряемому азимуту Az , а фаза опорного сигнала – нулевому азимуту точки приема $Az=0$. Зависимость фазы сигнала от азимута ВС достигается путем создания вращающейся диаграммы направленности (ДНА) излучения.

В стандартном варианте VOR антенна азимутального радиомаяка создает диаграмму направленности, имеющую форму окружности со смещенным центром. Антенна вращается с частотой $F_{ep} = 30 \Gamma\text{ц}$. Вращение антенны приводит к непрерывному изменению напряженности в точке приема:

$$E_c(t) = E_m \left[1 + m \sin(\Omega_{ep} t - Az) \right] \cos \omega_H t.$$

Следовательно, в точке приема с произвольным азимутом Az фаза огибающего принимаемого на ВС амплитудно-модулированного сигнала запаздывает относительно фазы АМ-сигнала, принимаемого в северном направлении, на $\psi_A = \Omega_{ep} t = Az$. Этот фазовый угол однозначно связан с азимутом ВС.

В бортовой аппаратуре VOR необходимо выделить из принятого сигнала низкочастотного напряжения, фаза которого зависит от азимута ВС (азимутальный сигнал), и сравнить его фазу с некоторой опорной фазой опорного сигнала, передаваемого азимутальным радиомаяком.

В целях упрощения устройств азимутального канала опорный сигнал передается на той же несущей частоте путем его частотной модуляции.

Чтобы исключить искажение информационной огибающей опорным напряжением в процессе частотной модуляции (ЧМ) несущей, в начале сигналом опорной фазы $u_{on}(t)$ модулируется по частоте вспомогательная поднесущая со средней частотой $f_n = 9960 \Gamma\text{ц}$, которая затем накладывается с помощью поднесущей модуляции на несущую частоту f_n . Высокочастотные колебания, промоделированные таким способом, излучаются ненаправленной антенной. Поле, создаваемое этой антенной имеет следующий вид:

$$E_{HA}(t) = E_m \left[1 + m_2 \sin(\omega_2 t - m_M \cos \Omega_{bp} t) \right] \cos \omega_H t$$

Важно подчеркнуть, что моделирующее напряжение – это сигнал опорной фазы $u_{on}(t)$, имеющий частоту 30 Гц и фазу, не зависящую от азимута точки приема и равную фазе сигнала $u_{Az}(t)$ при $Az=0$.

Принимаемый сигнал на ВС с азимутом A_3 запишется в виде:

$$u_{np}(t) = U_m [1 + m \sin(\Omega_{BP}t - A_3) + m_2 \sin(\omega_2 t - m_M \cos \Omega_{BP}t)] \cos \omega_H t$$

Спектр этого сигнала приведен на рисунке 3.14.

В результате детектирования такого сигнала на выходе такого устройства наряду с сигналом опорной фазы $u_{on}(t)$ образуется сигнал

$$u_{A_3}(t) = k_{нрм} U_m \sin(\Omega_{BP}t - A_3),$$

где $k_{нрм}$ - коэффициент передачи приемного устройства. Этот сигнал принято называть сигналом переменной фазы, т.к. его фаза зависит от азимута точки приема.

Следует отметить, что для получения азимутального сигнала $u_{A_3}(t)$ в радиомаяке обычно применяются неподвижные антенны, сигналы в которых подаются, например, через электронный гониометр, имитирующий вращение антенны.

Структурная схема бортового оборудования (см.рис.3.14, г) содержит два включенных после приемника (Прм) фильтра. Фильтр Ф-1 выделяет сигнал переменной фазы $u_{A_3}(t)$ частотой 30 Гц, который затем после усилителя У подается на фазовый детектор (ФД). Фазовый детектор является чувствительным элементом следящего измерителя фазы (ИФ). Фильтр Ф-2 выделяет опорный сигнал ЧМ подсушей 9960 Гц. Выделенный сигнал проходит через усилитель-ограничитель (УО), который срезает паразитную АМ с выхода УО сигнал, ограниченный по амплитуде, поступает на частотный детектор (ЧД), где выделяется сигнал опорной фазы $u_{on}(t)$.

В фазовращателе (ФВ) фаза сигнала $u_{on}(t)$ изменяется на $\varphi_{ФВ}$, а затем сдвигается на 90° .

Фазовый детектор выделяет сигнал

$$U_{ФД} = k_{ФД} \cos(\varphi_{A_3} - \varphi_{ФВ} + 0.5\pi) = k_{ФД} \sin(\varphi_{A_3} - \varphi_{ФВ})$$

где $k_{ФД}$ - коэффициент передачи фазового детектора. Если $\varphi_{ФВ} \neq \varphi_{A_3}$, то под действием сигнала электродвигатель ЭД поворачивает ротор ФВ до тех пор, пока не будет выполнено условие $\varphi_{ФВ} = \varphi_{A_3}$. По углу поворота ротора фазовращателя можно опреде-

лить фазу φ_{A_3} , численно равную азимуту точки приема. Для питания ЭД от сети 400Гц служит преобразователь ПР.

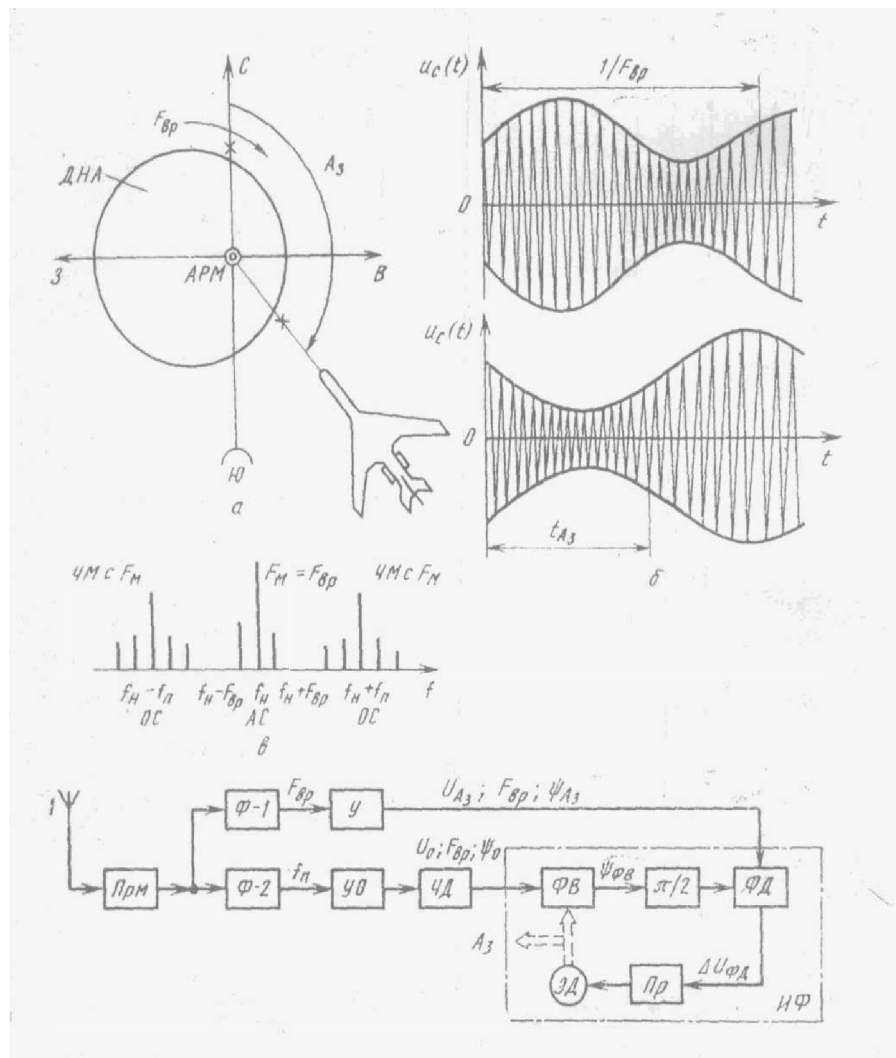


Рис. 3.14. Канал азимута системы VOR/DME:

- а - диаграмма направленности; б - огибающая сигналов, принимаемых в направлениях на север и ЛА; в - спектр излучаемых колебаний;
- г - структурная схема бортового оборудования

Точность определения местоположения ВС в системе VOR/DME зависит от точности канала азимута, погрешность которого 2σ при стандартном VOR около 5° . Столь низкая точность обусловлена сильным влиянием радиомаяк, отражённых от местных объектов.

Для увеличения точности стандартные азимутальные радиомаяки типа VOR заменяют более сложными радиомаяками, при этом погрешность значительно уменьшается (около $0,5^\circ$).

Вычисление местоположения.

Функция вычисления местоположения состоит из определения наилучшей оценки позиции самолета и вычисления точности этой оценки.

Вычисление местоположения

Каждая FMS вычисляет свою собственную позицию самолета и ее точность, используя три источника

Инерциальный с помощью системы соотношения воздушной и инерциальной информации **ADIRS** (*Air Data and Inertial Reference System*).

Глобальную систему позиционирования GPS с помощью много-режимного приемника **MMR**.

Радионавигационный, используя радионавигационные средства **NAVAIDS**.

Местоположение, вычисленное FMS это комбинация инерциального местоположения и местоположения по GPS или радио, в зависимости от того, какой инструмент обеспечивает наиболее точные данные. Это отражено в четырех навигационных методах в порядке уменьшения приоритетности:

Инерциальный - GPS (IRS/GPS)

Инерциальный - DME/DME (IRS/DME/DME)

Инерциальный - VOR/DME (IRS/VOR/DME)

Только инерциальный (IRS)

Примечание: Вычисление местоположения самолета FMS всегда использует инерциальное местоположение. И такое вычисление невозможно, если инерциальное местоположение недоступно. В таком случае, все функции FMS по навигации и планированию полета становятся недоступными.

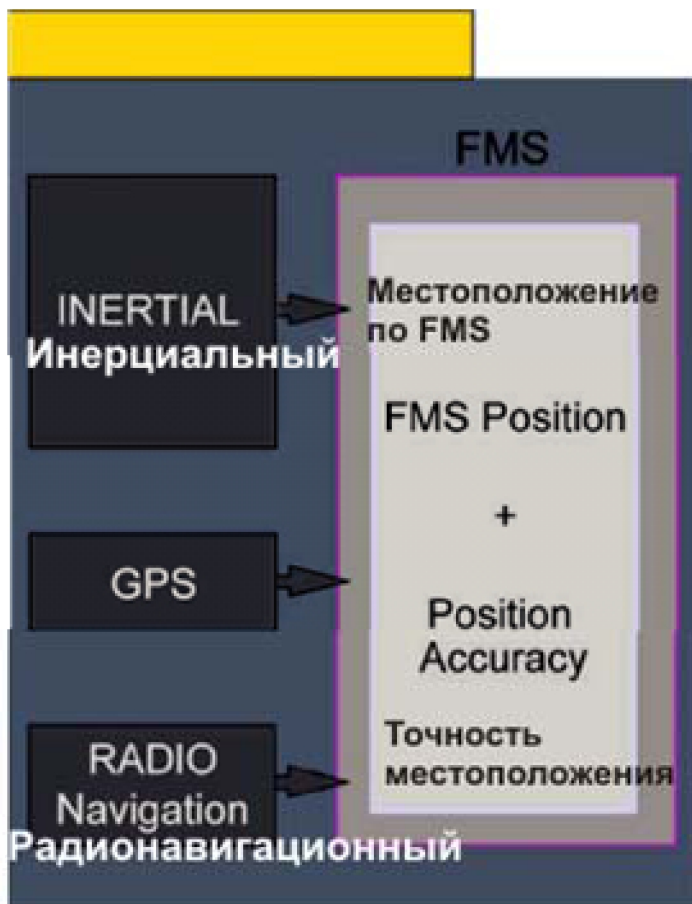
FMS непрерывно вычисляет Неточность Оценки Местоположения **EPU** (*Estimated Position Uncertainty*). EPU используется, вместе

с требуемыми навигационными характеристиками **RNP** (*Required Navigation Performance*), чтобы определить навигационную точность.

FMS постоянно сравнивает фактическую EPU с текущими RNP и назначает навигационное качество как:

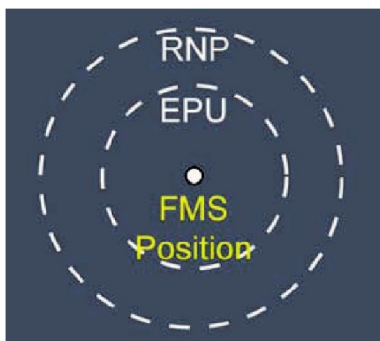
ВЫСОКОЕ, если EPU меньше или равна RNP.

НИЗКОЕ, если EPU больше чем RNP.



FMS Position Computation

Точность Местонахождения по FMS



Навигационное качество должно удовлетворять Требованиям Летной Годности по Точности **AAAR**.

Радионавигационная Настройка FMS автоматически настраивает:

NAVAIDS используемое для вычисления радио местоположения NAVAIIDS для отображения на навигационном дисплее ND

Посадочную систему NAVAIIDS

В двояном и независимом режимах FMS, каждая FMS настраивает NAVAIIDS своей стороны:

1 VOR – Всенаправленный азимутальный радиомаяк (*VHF Omni-directional Radio Range*);

4 DME Всенаправленные дальномерные радиомаяки (*Distance Measuring Equipment*);

1 ILS Система инструментального захода на посадку (*Instrument Landing System*);

1 ADF автоматический радиоконпас — (*automatic direction finder*);

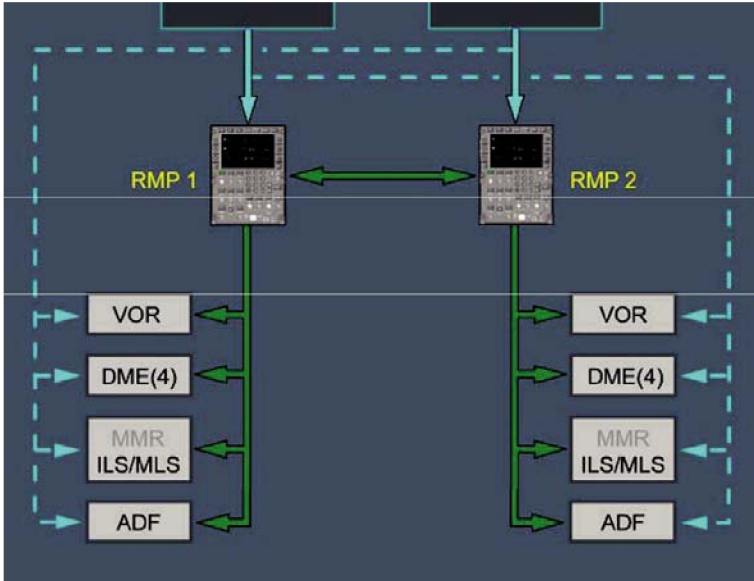
В одиночном режиме работы FMS или в случае сбоя связи между FMS и ее RMP–панелью радиоуправления (*Radio Management Panel*), доступная FMS будет настраивать NAVAIIDS на обеих сторонах.

Настройка NAVAIIDS какой-либо стороны происходит через RMP этой стороны, для того чтобы синхронизировать настройку NAVAIIDS между FMS и RMP.

Примечание: Навигационные средства NAVAIIDS, отображенные на Навигационном Дисплее ND и NAVAIIDS посадочной системы, также могут быть настроены вручную на странице POSITION / NAVAIIDS или на RMP. Ручная настройка всегда имеет приоритет над автоматической.

Резервная навигационная система

Интегрированная Резервная Инструментальная Система ISIS это независимая система на случай отказа ADIRS, CDS или сетей авионики.



VOR 1		VOR 2	
IDENT	STU	IDENT	GUP
FREQ	117.50	FREQ	115.8
COURSE		COURSE	
CLASS	VOR/DME	CLASS	VOR/DME
ADF 1		ADF 2	
IDENT	TOE	IDENT	
FREQ	415.0	FREQ	
BFO		BFO	
LS			
IDENT	MTBN		
FREQ/CHAN	510		
COURSE	075 °		
SLOPE	-3.0 °		
CLASS	MLS/DME		
RETURN			
LINE 1 - 35 CHAR			MSS LIST
LINE 2 - 35 CHAR			

ГЛАВА 4. СПУТНИКОВЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ИХ СТРУКТУРА

Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) предназначены для определения координат и других навигационных элементов ВС в пределах зоны действия входящих в систему навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ). Идея навигационных измерений с помощью СРНС состоит в следующем. Если известны положение и скорость перемещения нескольких НИСЗ относительно земной поверхности, то, определяя положение и скорость перемещения относительно этих спутников, можно определить его положение и скорость перемещения относительно поверхности Земли.

Иначе говоря, если известны законы движения НИСЗ в системе координат, связанной с Землей (например, их текущие гринвичские геоцентрические координаты), то определив текущие координаты ВС относительно ИСЗ, можно определить текущее местоположение ВС над Землей (например, его географические координаты и высоту) и его скорость (рис. 4.1).

СРНС способны обеспечивать решение задач навигации с высокой точностью в любой точке земного шара, в любое время года и суток.

Отличие СРНС от всех других радионавигационных систем дальнего действия состоит в том, что в них радиоизлучающая аппаратура размещается на НИСЗ и используется сверхвысоких частот, характеризующийся большой пропускной способностью радиоканалов и высокой точностью радиоизмерений независимо от места и времени.

Использование НИСЗ в качестве радионавигационной точки позволяет создавать системы, которые основываются на известных в радионавигации методах, прежде всего дальномерном, разностно-дальномерном и радиально-скоростном (доплеровском). Скорость измеряется доплеровским методом. Радиально-скоростной метод используется в основном для определения координат морских судов и ВС, потерпевших аварию (т. е. ВС расположенных на земной поверхности).

В существующих и разрабатываемых спутниковых РНС измерения дальности и радиальной скорости производятся беззапросным способом, использующим в качестве информативных параметров сигнала время распространения сигнала, излученного НИСЗ, и

(или) доплеровский сдвиг частоты принимаемого сигнала. Для дальномерных измерений могут использоваться фазовые и временные (импульсные) методы измерений. По принятым на борту ВС сигналам и имеющейся информации о параметрах движения навигационных ИСЗ вычисляются координаты ВС.

В состав СРНС «Навстар» входят (рис. 4.2) командно-измерительный комплекс (КИК), группа (созвездие) НИСЗ, центр управления (ЦУ) и бортовое оборудование объектов (потребителей). На рисунке показан космодром, обеспечивающий вывод НИСЗ на требуемые орбиты при первоначальном развертывании спутниковой системы, а также периодическое восполнение числа спутников по мере выработки каждым из них ресурса.

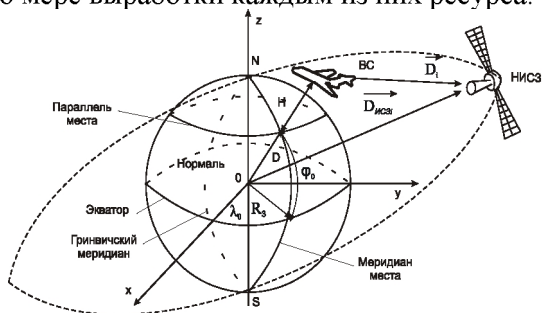


Рис. 4.1. Определение координат по навигационным искусственным спутникам Земли: R_C - радиус Земли; \vec{D} - вектор положения ВС; \vec{D}_i - вектор дальности от ВС до i -го НИСЗ; $\vec{D}_{EN\zeta_i}$ - вектор положения i -го навигационного НСЗ

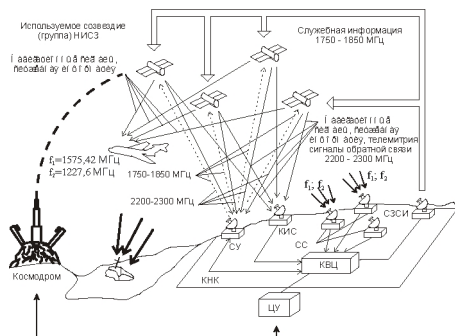


Рис. 4. 2. Состав и функциональные связи спутниковой системы навигации «Навстар»

КИК служит для управления полетом НИСЗ и работой их бортовых систем, а также для обеспечения НИСЗ информацией, необходимой для проведения навигационных сеансов. Основными задачами КИК являются: проведение траекторных измерений для определения орбит всех НИСЗ; выполнение временных измерений для определения расхождения бортовых шкал времени всех НИСЗ с системным временем; предсказание будущих эфемерид (предвычисленных значений координат и скорости) каждого НИСЗ и ухода бортового времени; формирование массива служебной информации и закладка его в память соответствующего спутника; телеметрический контроль работы системы спутников и диагностика их состояния. В состав КИК входят координационно-вычислительный центр (КВЦ), командно-измерительная станция (КИС), станция управления (СУ), несколько станций слежения за спутниками (СС) и станция закладки служебной информации (СЗСИ).

На НИСЗ, как на космическом аппарате, размещаются разнообразная аппаратура, средства пространственной стабилизации, аппаратура траекторных измерений, телеметрическая система, аппаратура командного и программного управления, система бортового эталона времени, БЦВМ. Координирует функционирование всех элементов СРНС центр управления, который связан радиопередачами с КИК.

Навигационные ИСЗ передают данные о своей орбите в момент измерений и навигационные сигналы для определения местоположения ВС, а также принимают и производят запись прогнозируемых параметров орбит.

Бортовое оборудование на основе принимаемой от НИСЗ информации производит по инициативе самого ВС определение навигационных параметров и вычисление координат ВС.

В качестве навигационных параметров в СРНС обычно используются расстояние, разность расстояний, угловое положение, радиальная скорость ВС и др.

Возможно одновременное определение навигационных параметров по нескольким НИСЗ, в зоне действия которых находится ВС, или последовательное во времени. Пространственное положение ВС находится на пересечении трех поверхностей положения, соответствующих постоянным значениям навигационного параметра. Для обеспечения заданной точности СРНС на борту ВС необхо-

димо также иметь эфемеридную информацию, т. е. предвычисленные значения координат и скорости НИСЗ.

В заключение следует отметить, что при эксплуатации СРНС все задачи воздушной навигации решаются автоматически с использованием цифровой ЭВМ при минимальном участии экипажа.

Роль экипажа сводится лишь к включению аппаратуры и контролю за ее функционированием. Все вычислительные величины, необходимые для вождения ВС выдаются на соответствующие индикаторы, а часть из них подается в САУ для автоматического вождения ВС по заданной пространственно-временной траектории полета.

4.1 Методы радионавигационных измерений

В принципе, в СРНС можно пользоваться всеми методами измерений, применяемыми в радионавигации с помощью наземных РНТ: угломерным, угломерно-дальномерным, дальномерным, разностно-дальномерным. Однако практически все методы, связанные с использованием угловых координат, исключаются, так как при больших расстояниях между ВС и ИСЗ они приводят к низкой точности определения местоположения ВС.

Наибольшую точность обеспечивают дальномерные системы. Несмотря на значительное удаление ВС от ИСЗ, погрешность измерений дальности удается доводить до 10 м.

Дальномерный метод определения местоположения ВС основан на измерении либо трёх дальностей D_i ($i=1, 2,3$) ВС до трех точек (рис. 3), либо двух дальностей и высоты H (рис.) в один и тот же момент времени. В этом случае координаты ВС x, y, z определяются в результате решения трех навигационных уравнений вида

$$D_i = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2},$$

где x_i, y_i, z_i - известные координаты ИСЗ.

Поверхностями положения являются три сферы радиуса D_i , центры, которых расположены в точках, где находятся ИСЗ в момент выполнения измерений, а при использовании информации о высоте полета центр соответствующей сферы совпадает с центром Земли. Пространственное положение ВС находится в результате пересечения трех сферических поверхностей положения.

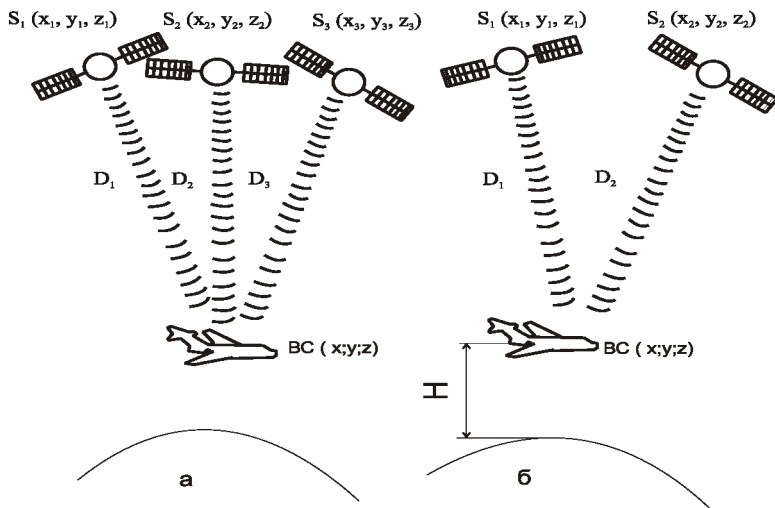


Рис. 4.3. К определению местоположения ВС дальнерным методом

Таким образом, навигационные уравнения устанавливают связь результатов измерения с координатами положения НИСЗ и ВС в прямоугольной геоцентрической системе координат Ox, y, z . Здесь плоскость xOy совмещена с плоскостью экватора, а ось x направлена в сторону гринвичского меридиана. При необходимости геоцентрические прямоугольные координаты могут быть пересчитаны в любые другие, в том числе и в частности ортодромические для автоматизированного вождения ВС. В гражданской авиации в большинстве случаев не требуется определять все три координаты по данным измерений с помощью НИСЗ, так как одна из них - высота H - измеряется непосредственно бортовыми высотомерами. Две остальные координаты x, y (или φ, λ) определяются по двум дальностям. Следовательно, для нахождения местоположения ВС достаточно использовать два уравнения вида

$$D_{2i} = \left[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 \right]^{1/2},$$

дополнив их уравнением, отображающим результаты измерения высоты полета:

$$(x^2 + y^2 + z^2)^{1/2} = (R_{\zeta} + H),$$

где R_{ζ} - радиус Земли.

В практике современного самолетовождения на борту ВС имеются, как правило, численные координаты $x_{сч}$, $y_{сч}$, $z_{сч}$. В этом случае СРНС целесообразно использовать для коррекции численных координат, т. е. для определения поправок Δx , Δy , Δz . При этом фактические – координаты ВС:

$$x = x_{сч} + \Delta x; y = y_{сч} + \Delta y; z = z_{сч} + \Delta z.$$

При дальномерном методе определения координат ВС может использоваться как пассивный (беззапросный), так и активный (запрос - ответ) режим работы бортового оборудования ВС. Дальномерным системам при запросном способе измерения дальности свойственна ограниченная пропускная способность ответчика НИСЗ. Однако в СРНС, работающих по запросно-ответному принципу, координаты ВС определяются без систематических ошибок. Для пассивных дальномерных систем координаты ВС определяются со случайными и систематическими ошибками, обусловленными рассогласованием шкал времени на НИСЗ и ВС за счет нестабильности эталонных генераторов. Однако синхронизация часов на ВС и НИСЗ предполагает точное определение координат ВС. Часы ВС синхронизируются по спутниковым часам в процессе навигационных измерений. Наиболее успешно эта задача решается при использовании дальномерных методов беззапросного типа, отличительной особенностью которых является то обстоятельство, что они реализуются в условиях, когда уход часов на борту ВС весьма значителен и игнорировать его нельзя.

Разностно-дальномерные методы с точки зрения технической реализации сходны с дальномерными. Существенные достоинства спутниковых разностно-дальномерных систем заключаются в их неограниченной пропускной способности и простоте бортовой аппаратуры ВС (обусловленной отсутствием радиопередатчика). Использование разностно-дальномерных систем не требует излучения сигналов с борта ВС и не демаскирует его. Однако по своим точностным характеристикам разностно-дальномерные системы несколько уступают дальномерным. Кроме того, при реализации разностно-дальномерных методов для получения одной поверхности положения необходимо использовать две спутниковые радионавигационные точки, поэтому число спутников в зоне видимости ВС при раз-

ностно-дальномерных измерениях должно быть на единицу больше числа спутников при дальномерных измерениях.

Непрерывным условием точного определения параметров движения ВС с помощью НИСЗ является точная привязка результатов измерения дальности или разности дальностей ко времени. На Земле, на борту ИСЗ и борту ЛА необходимо иметь высокоточные часы, обеспечивающие формирование местных шкал времени, согласованных между собой и хорошо воспроизводящих истинное время. Из-за расхождения шкал часов НИСЗ и ЛА временные интервалы между моментами излучения зондирующих сигналов с борта ИСЗ и моментом их приема на ВС измеряются с погрешностью Δt_{\pm} и, следовательно, возникает $\Delta D = c \cdot \Delta t_{\pm}$.

Поэтому измеряемые значения дальности \tilde{D} будут отличаться от истинных D на величину $c \cdot \Delta t_{\pm}$:

$$\tilde{D} = D + c \cdot \Delta t_{\pm}$$

где \tilde{D} - псевдодальность (квазидальность); Δt_{\pm} - расхождение шкал времени на борту ВС и НИСЗ.

Псевдодальномерный (квазидальномерный) - метод - это дальномерный метод беззапросного типа, реализуемый в условиях, когда синхронизированы временные шкалы всех спутников, а между шкалами времени на НИСЗ и ВС имеется расхождение на неизвестную, но постоянную за время определения навигационных параметров величину Δt_{\pm} . Постоянство Δt_{\pm} предполагает стабильность бортового генератора ВС только на интервале навигационных измерений, при этом эталонные генераторы всех опорных радионавигационных точек должны быть синхронизированы со шкалой единого времени. Другими словами, при реализации псевдодальномерного метода на борту ВС необходимо иметь информацию о поправке к бортовой шкале времени.

Поскольку в данном случае имеются уже четыре неизвестных величины $x, y, z, \Delta t_{\pm}$ то для их определения необходимо решить системе из четырех навигационных уравнений:

$$\tilde{D}_i = \left[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 \right]^{1/2} + \Delta D,$$

где $\Delta D = c \cdot \Delta t_{\mp}$ - постоянный сдвиг по дальности из-за отклонения шкалы бортового времени ВС относительно шкалы единого времени НИСЗ; c - скорость света.

Псевдодальномерный метод основан, таким образом, на измерении четырех псевдодальностей D_i ($i = 1 \dots 4$) ВС до четырех НИСЗ либо трех псевдодальностей и высоты полета ВС. В спутниковых системах с псевдодальномерным методом процедура измерений и обработки информации строится, таким образом, чтобы можно было определять не только параметры движения, но и поправку к бортовой шкале времени ВС.

Основной элемент всяких часов - генератор колебаний, стабильность колебаний которого определяет точность их хода. Так как стабильность частоты реально используемых: генераторов, ограничена, возникает потребность в периодической сверке и коррекции бортовых часов по более точным часам, используемым на Земле, а наземных часов - по часам общегосударственной службы времени. Периодичность сверки определяется степенью стабильности часов.

Если в спутниковых системах навигации координаты ВС определяются псевдодальномерным методом, то синхронизация часов осуществляется следующим образом.

Сначала по наземной шкале времени, отличающейся наиболее высокой точностью ($10^{-13} \dots 10^{-14}$) обеспечивается синхронизация часов, устанавливаемых на навигационных ИСЗ, и формируется спутниковая шкала времени. Время, отсчитываемое по спутниковой шкале, называется системным временем. На борту НИСЗ системное время хранится эталонами частоты высокой точности ($10^{-10} \dots 10^{-12}$).

Часы ВС синхронизируются по спутниковым часам в процессе навигационных измерений. При этом вводится поправка на время распространения сигналов точного времени от одной точки до другой. Например, если расстояние от центра управления (по часам центра синхронизируются часы НИСЗ) до НИСЗ равно 30000 км и столько же от НИСЗ до ВС, то при передаче сигналов точного времени с Земли до ВС через спутник запаздывание составляет 0,2 с, которое необходимо учесть.

В современных СРНС эталоны времени НИСЗ обладают настолько высокой стабильностью, что вносимой ими погрешностью можно пренебречь.

Таким образом, точность определения навигационных параметров ВС при измерениях по ИСЗ определяется точностью данных о параметрах движения ИСЗ, точностью радиотехнических измерений и геометрическими условиями наблюдения. В свою очередь, точность данных о параметрах движения ИСЗ зависит от точности определения орбиты и прогнозирования.

4.2 Аппаратура спутниковой навигации СН-3301

1. Общие сведения

Аппаратура СН-3301 изготавливается в двух модификациях ПКАН.461513.010 и ПКАН.461513.010-01.

Аппаратура СН-3301 модификации ПКАН.461513.010 предназначена для:

- определения навигационных параметров движения самолёта по радиосигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS с заданным уровнем точности CSA, SPS (по открытым СТ и С/А-кодам);
- выдачи навигационных параметров (в виде электрических сигналов) для индикации на БПИУ и в сопрягаемые системы;
- выработки управляющих сигналов для осуществления горизонтальной навигации самолёта.

Аппаратура СН-3301 ПКАН.461513.010-01 предназначена для:

- определения навигационных параметров движения самолёта по радиосигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS с заданным уровнем точности CSA, SPS (по открытым СТ и С/А – кодам);
- выдачи навигационных параметров (в виде электрических сигналов) для индикации на БПИУ и в сопрягаемые системы.

Аппаратура СН-3301 обеспечивает:

а) автоматическое, непрерывное, в реальном масштабе времени, на стоянке и в полёте, в любой точке земного шара, в любой момент времени и независимо от метеоусловий определение по сигналам СНС ГЛОНАСС и GPS:

-координат местоположения самолёта в системе координат WGS-84, в системе SGS-90, системе координат 1942 года,

- геодезической высоты самолёта (по направлению нормали к поверхности геоида),

- составляющих вектора путевой скорости самолёта (N/S, E/W, H - составляющие),
- путевого угла и путевой скорости,
- времени по шкале UTC;
- б) индикацию на дисплее БПИУ текущих координат и выдачу их внешним потребителям;
- в) приём и обновление альманахов СНС ГЛОНАСС и GPS;
- г) отображение на БПИУ признаков режима работы аппаратуры СН-3301;
- д) прием, формирование и выдачу в виде электрических сигналов информации для ПНО ВС;
- е) ввод и хранение координат 500 пользовательских точек, до 50 маршрутов включительно;
- ж) ввод, хранение, использование и индикацию базы навигационных данных;
- з) формирование и выдачу аналоговых и цифровых электрических сигналов;
- и) контролепригодность в соответствии с ГОСТ 18731-83.

На основе навигационных параметров и введенных координат пунктов маршрута полёта аппаратура СН-3301 обеспечивает вычисление и индикацию:

- а) линейного бокового отклонения ВС от ЛЗП и дальности ВС от места самолета;
- б) истинного и магнитного путевого угла;
- в) путевой скорости;
- г) времени полёта до очередного и конечного ПМ по линии заданного пути (при $Z=0$);
- д) времени прохождения очередного и конечного ПМ при полёте по ЛЗП (при $Z=0$).

2. *Тактико-технические данные и рабочие условия*

1. Погрешности определения навигационных параметров.

Погрешности определения навигационных параметров, с вероятностью 0,95 при $VDOP \leq 3$, при полностью развернутых системах навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS, не более:

- а) по местоположению самолета:

GPS ($HDOP \leq 1,5$)	100 м,
GPS+ГЛОНАСС ($HDOP \leq 1,5$)	44 м,
ГЛОНАСС ($HDOP \leq 1,5$)	44 м;

б) по высоте:

GPS	150 м,
GPS+ГЛОНАСС	130 м,
ГЛОНАСС	66 м;

в) по составляющей вектора скорости:

GPS	2,0 м/с,
GPS+ГЛОНАСС	0,3 м/с,
ГЛОНАСС	0,3 м/с;

г) по текущему времени (поправка метки времени) 1,0 мкс;

д) по текущему времени (индикация на дисплее БПИУ) 0,1 с.

2. Погрешности вычисления и формирования навигационных параметров.

Погрешности вычисления и формирования навигационных параметров аппаратуры СН-3301 с вероятностью 0,95 не более:

а) по геоцентрическим координатам 50 м;

б) по отклонению от ЛЗП (аналоговый сигнал «Индикация ЛЗП») 50 м;

в) по путевому углу 0,1°;

г) по формированию сигнала «Y-заданное» 0,15 В;

д) по путевой скорости 0,2 м/с;

е) по времени полета до ПМ и времени выхода в ПМ 5,0 с.

3. Ограничения на возможность получения навигационных параметров.

База навигационных данных, используемая в аппаратуре СН-3301, не включает стандартные процедуры SID, STAR.

Определение навигационных параметров с указанной погрешностью выполняется при изменении характеристик полета ВС в пределах:

а) путевой скорости от 0 до 1200 км/ч;

б) углов крена и тангажа от минус 30 до плюс 30°;

в) вертикальной скорости от минус 50 до плюс 50 м/с;

г) ускорения от минус 30 до плюс 30 м/с²;

д) путевого угла от 0 до 360°;

е) высоты барометрической, не более 15 000 м;

ж) угла сноса от минус 180 до плюс 180°.

4. Аналоговые электрические сигналы, формируемые аппаратурой СН-3301:

а) аппаратура СН-3301 формирует аналоговые электрические сигналы: а) сигнал «Индикация ЛЗП», пропорциональный отклонению ВС от ЛЗП, в виде напряжения постоянного тока, изменяющегося в пределах от минус 150 до плюс 150 мВ на нагрузке от 200 до 1000 Ом, чувствительность составляет 30 мВ/км;

б) сигнал «Готовность ЛЗП» в виде напряжения постоянного тока +27 В на нагрузке 1 кОм, характеризующий готовность аналогового сигнала отклонения от ЛЗП;

в) сигнал «Секундная метка» с параметрами в соответствии с ARINC-743А;

г) сигнал «Y-заданное» для выполнения автоматического полета по заданному маршруту в виде напряжения постоянного тока, изменяющийся в пределах от минус 10 до плюс 10 В на нагрузке не менее 1 кОм, для управления креном ВС в диапазоне от минус 30 до плюс 30° с крутизной не более 0,33 В/град (только для модификации ПКАН.461513.010);

д) сигнал «Готовность Y-заданное» в виде напряжения +27 В постоянного тока на нагрузке 1 кОм, характеризующий готовность сигнала «Y-заданное» (только для модификации ПКАН.461513.010);

е) управляющие сигналы на световое сигнальное табло самолета.

Управляющие сигналы на световое табло самолета выдаются в виде «чистого корпуса» со следующими характеристиками:

- коммутируемый ток 200 мА (допускается в первые 10 мс бросок тока до 1,8 А);

- ток утечки не более 200 мкА;

- падение напряжения в цепи коммутации не более 0,7 В.

5. Выдача и прием цифровой информации аппаратурой СН-3301.

Выдача информации в самолетные системы осуществляется цифровым последовательным кодом по одному каналу со скоростью передачи 50 или 100 кбит/с в соответствии с требованиями ГОСТ 18977-79, РТМ 1495-75 изменение 3 (ARINC-429).

Прием информации от самолетных датчиков осуществляется цифровым последовательным кодом по одному каналу со скоростью приема 12,5 кбит/с в соответствии с требованиями ГОСТ 18977-79, РТМ 1495-75 изменение 3 (ARINC-429).

6. Число радиоканалов РПУ.

Число радиоканалов РПУ - 14.

Для определения текущих значений навигационных параметров используются все НКА, находящиеся в зоне радиовидимости. Для устойчивой работы аппаратуры СН-3301 необходимо, чтобы в расчете параметров использовались сигналы не менее 5 спутников одной системы или 6 спутников двух систем в любой конфигурации.

7. Время получения координат.

Время получения первого отсчета навигационных параметров не превышает 2,5 мин.

Время непрерывной работы аппаратуры СН-3301 не ограничено.

Обновление значений навигационных параметров производится с временным интервалом не более 1 с.

8. Питание.

Питание аппаратуры СН-3301 осуществляется напряжением +27 В постоянного тока.

Аппаратура СН-3301 по электропитанию соответствует требованиям к приемникам I категории по ГОСТ 19705-89.

При прерывании электропитания +27 В на время не более 80 мс, после восстановления электропитания, аппаратура СН-3301 автоматически включается и переходит в режим начального тестирования и через время, не превышающее 2,5 минуты, обеспечивает свои выходные характеристики.

9. Потребляемая мощность.

Мощность, потребляемая	аппаратурой	СН-3301
ПКАН.461513.010, не более 20 Вт.		

Мощность, потребляемая	аппаратурой	СН-3301
ПКАН.461513.010-01, не более 15 Вт.		

3. Принцип работы аппаратуры СН-3301

1. Аппаратура СН-3301 состоит из:

- блока антенного (БА);

- блока приемоиндикатора и управления (БПИУ);

- блока сопряжения самолетного (БСС) (только для аппаратуры СН-3301 ПКАН.461513.010).

Функциональная схема аппаратуры СН-3301 приведена на рис.4.5.

Схема электрическая соединений для аппаратуры СН-3301 ПКАН. 461513.010-01 изображена на рис. 4.6.

Схема электрическая общая для аппаратуры СН-3301 ПКАН. 461513.010-01 изображена на рис. 4.7.

2. БА принимает сигналы от СНС ГЛОНАСС и GPS в диапазоне частот от 1570 до 1610 МГц, усиливает и фильтрует их. Усиленный и отфильтрованный сигнал поступает в БПИУ.

3. В БПИУ происходит обработка сигналов и выделение полезной информации, выделенная информация обрабатывается в навигационном процессоре, результаты определений индицируются на дисплее БПИУ, а также выдаются:

- по интерфейсу ARINC-429 в МФИ для индикации, в ВСС для коррекции ТКМС и другим потребителям;
- по интерфейсу RS-232 в ВСС для выработки управляющего сигнала «Y-заданное».

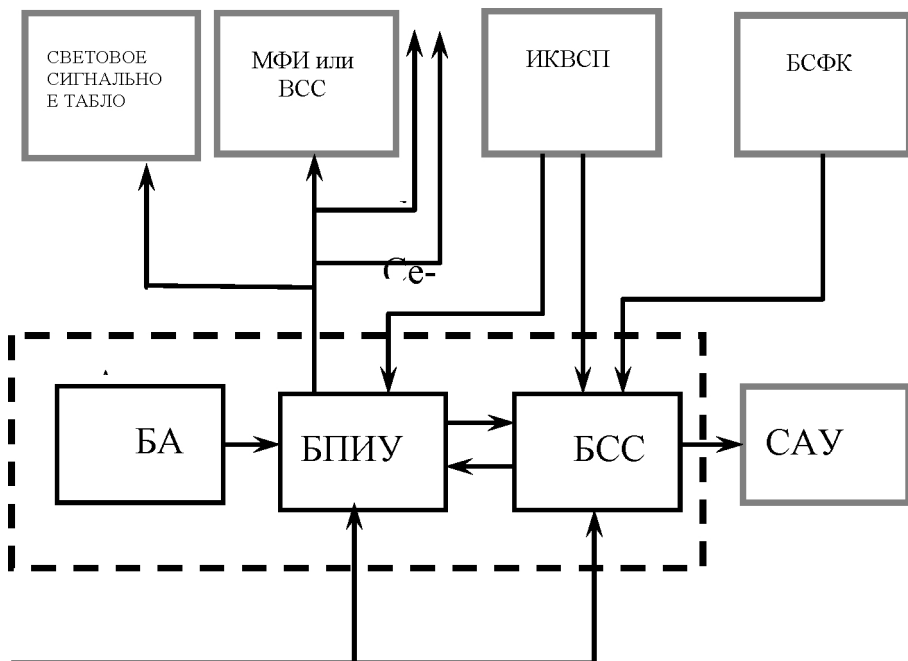


Рис. 4.5. Функциональная схема аппаратуры СН-3301

Поз. обозн.	Наименование	Л.
A1	Блок антенный ПКАН.434854.011	1
A2	Кожух ПКАН.305154.001	1
A3	Блок БПИУ ПКАН.487855.008	1
1	Кабель ВЧ	1
2	Кабель НЧ	1
X1/A1	Розетка R 143 557 000 RADIALL	1
X1/A3	Вилка РПКМ1-32ПП-1-В АВО.364.040 ТУ	1
X2/A3	Вилка РС32БАТВ АВО.364.047 ТУ	1
X1	Вилка угловая R 143 557 000 RADIALL	1
X3/A2	Розетка РПКМ1-32Г1-2-В АВО.364.040 ТУ	1
X4/A2	Розетка РС32БАТВ с кожухом АВО.364.047 ТУ	1

П р и м е ч а н и я:

1. Кабели 1,2 изготавливаются потребителем.
2. Затухание в кабеле 1 должно быть не более 10 дБ.

3. Распайку кабелей 1, 2 производить, используя разъемы «X3» и «X4» на кожухе БПИУ и вилку «X1» из комплекта монтажного ПКАН. 461951.011-01. Разъемы должны иметь маркировку в соответствии с настоящей схемой

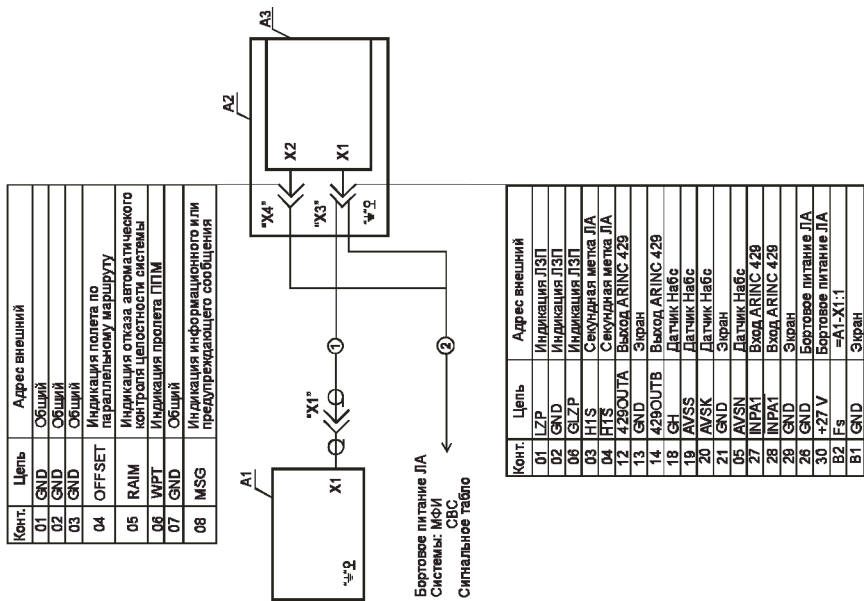


Рис. 4.7. Схема электрическая общая для аппаратуры СН 3301 ПКАН.461513.010

5. Управление аппаратурой СН-3301, ввод данных производится с передней панели БПИУ.

6. Блок сопряжения самолетный принимает информацию от бортовых систем курса и воздушной скорости (БСФК и ИКВСП) и навигационные параметры от БПИУ. На основании полученной информации в БСС происходит выработка сигнала «Y-заданное» - сигнала управления креном воздушного судна для осуществления горизонтальной навигации.

7. БСС выдает сигнал «Y-заданное» в САУ воздушного судна в аналоговом виде напряжением в диапазоне от минус 10 до плюс 10 В. Сигнал «Y-заданное» сопровождается сигналом «Готовность Y-заданное».

БСС по интерфейсу RS-232 выдает обработанную информацию от датчиков, результаты вычислений «Y-заданное» в БПИУ для осуществления автоматического полёта.

8. При ручном режиме управления самолетом корректировка курса производится пилотом. Если аппаратура СН-3301 подключена к САУ (подрежим AUTOPILOT ON), БСС выдает сигнал «Y-заданное» в САУ для возвращения на ЛЗП.

9. Если во время полета по маршруту (или полета «ПРЯМО НА» ПМ) при включенном подрежиме AUTOPILOT происходит потеря сигналов СНС, аппаратура СН-3301 в течение 5 минут производит автоматическое счисление координат и автоматическую навигацию с пониженной точностью, соответствующей RNP-5.

В этом случае счисление координат, путевой скорости и путевого угла ведется по информации от самолетных датчиков курса и скорости с учетом последних запомненных параметров ветра.


Если сигналы СНС будут отсутствовать в течение 5 минут, подрежим AUTOPILOT выключится, на дисплее БПИУ появится сообщение **DISENG FROM AUTOPILOT** и автоматическая навигация прекратится.


4. Описание органов отображения информации и управления


Находящиеся на передней панели БПИУ органы отображения информации и управления (дисплей, клавиатура, спаренный соосный переключатель) позволяют задавать различные режимы работы аппаратуры СН-3301, а также индентифицировать и редактировать информацию, необходимую для осуществления полёта ВС.


Внешний вид передней панели БПИУ приведен на рис. 4.8.

Назначение кнопок управления

 Кнопка управления NAV (далее по тексту кнопка NAV) используется для включения режима NAV, обеспечивающего доступ к страницам отображения информации по текущему навигационному участку.

 Кнопка управления WPT (далее по тексту кнопка WPT) используется для включения режима WPT, обеспечивающего просмотр информации по аэропортам, навигационным маякам, точкам пересечения и пользовательским ПМ.

 Кнопка управления FPL (далее по тексту кнопка FPL) используется для включения режима FPL, обеспечивающего просмотр плана полета или записанных маршрутов.

 Кнопка управления AUX (далее по тексту кнопка AUX) используется для включения режима AUX, позволяющего

выбирать параметры режимов работы аппаратуры CH-3301 по усмотрению оператора.

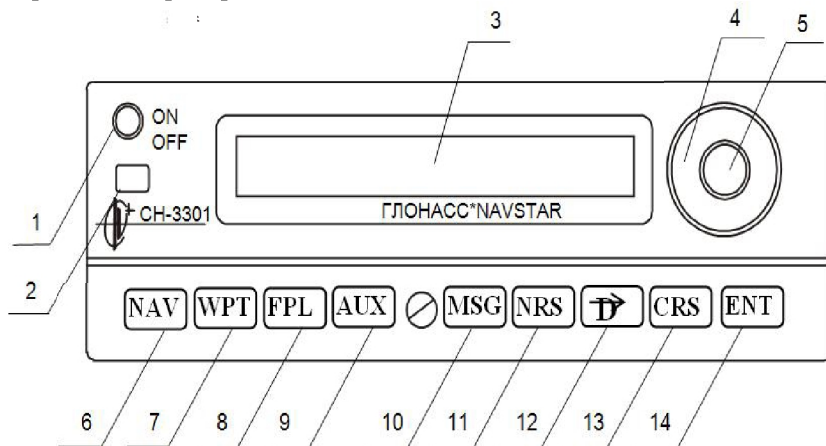


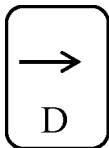
Рис. 4.8. Внешний вид передней панели блока приемоиндикатора и управления:

1. Кнопка включения/выключения аппаратуры CH-3301;
2. Фоторезистор, регулирующий яркость индикации дисплея;
3. Дисплей;
4. Внешняя ручка соосного переключателя (далее по тексту - внешняя ручка переключателя);
5. Внутренняя ручка соосного переключателя (далее по тексту - внутренняя ручка переключателя).

Кнопки управления



Кнопка управления NRST (далее по тексту кнопка NRST) используется для включения режима NRST, позволяющего получить информацию о ближайших аэропортах, маяках и точках пересечения.



Кнопка управления -D-> (далее по тексту кнопка -D->) используется для осуществления навигации «прямо на» выбранный ПМ и при активизации маршрута.



Кнопка управления CRSR (далее по тексту кнопка CRSR) используется для входа в режим редактирования или просмотра возможных вариантов значений параметров.



Кнопка управления MSG (далее по тексту кнопка MSG) используется для включения режима **MSG**, обеспечивающего вывод оперативных сообщений.



Кнопка управления ENT (далее по тексту кнопка ENT) используется для подтверждения действия или завершения ввода значений параметров при редактировании.

Состояние кнопок управления информирует либо о нахождении аппаратуры СН-3301 в определенном режиме работы, либо о готовности к редактированию параметров, либо является сигналом для просмотра предупреждающих сообщений. Кнопка управления может иметь три состояния:

а) выключена - подсветка кнопки отсутствует (кроме ночного подсвета);

б) включена - кнопка подсвечена, что свидетельствует о нахождении аппаратуры СН-3301 в определенном режиме работы;

в) включена - подсветка кнопки мигает, что свидетельствует о выполнении или готовности к выполнению аппаратурой СН-3301 дополнительных функций.



Внешняя ручка переключателя используется для передвижения по страницам формуляра или для передвижения курсора по знакам при редактировании значений параметров, для просмотра отрезков маршрута.



Внутренняя ручка переключателя используется для просмотра маршрутов, ПМ в БНД и для изменения символа на установленном знакоместе при редактировании значений параметров.

5. Общие сведения о режимах работы аппаратуры СН-3301

1. Аппаратура СН-3301 имеет следующие режимы работы:

- а) навигационный (**NAV**);
- б) работы с ППМ (**WPT**);
- в) планирования маршрутов (**FPL**);
- г) сообщений о ближайших аэропортах, радиомаяках, точках пересечения (**NRST**);
- д) дополнительный (**AUX**);
- е) индикации предупреждающих сообщений (**MSG**).

Все режимы работы аппаратуры СН-3301 устанавливаются с помощью одноименных кнопок управления, расположенных на передней панели БПИУ.

После нажатия кнопки управления включается ее подсветка, что свидетельствует о переходе аппаратуры СН-3301 в соответствующий режим, на дисплее при этом индицируется один из формуляров, соответствующих данному режиму.

Переключение формуляров, присущих одному режиму, осуществляется последовательным нажатием кнопки управления, вызывающей данный режим.

Формуляры режимов **NAV**, **WPT**, **FPL**, **NRST**, **AUX** и функции, выполняемые аппаратурой СН-3301 в этих режимах, приведены на рисунках 4.9 – 4.12.

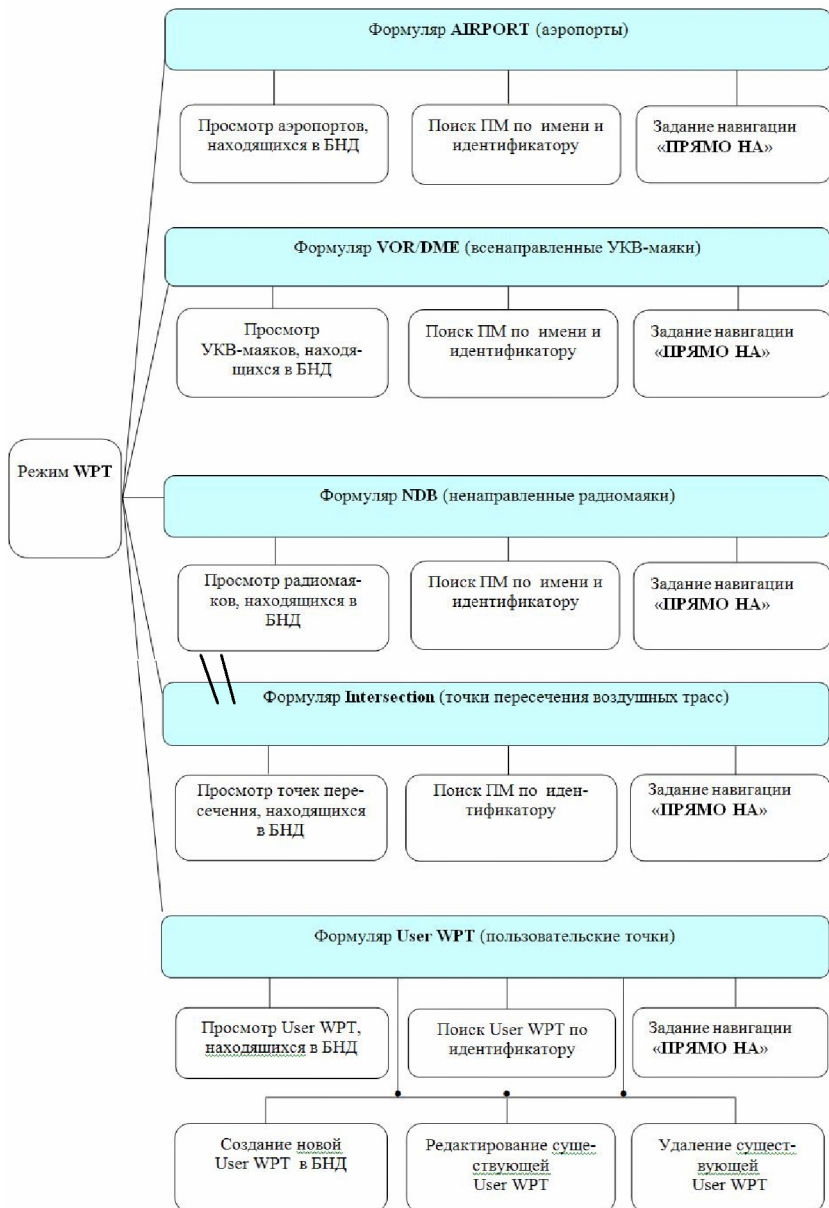


Рис. 4.9. Работа с ПИМ



Рис. 4.10. Планирование маршрутов



Рис. 4.11. Ближайшие аэропорты, маяки, точки пересечения воздушных трасс

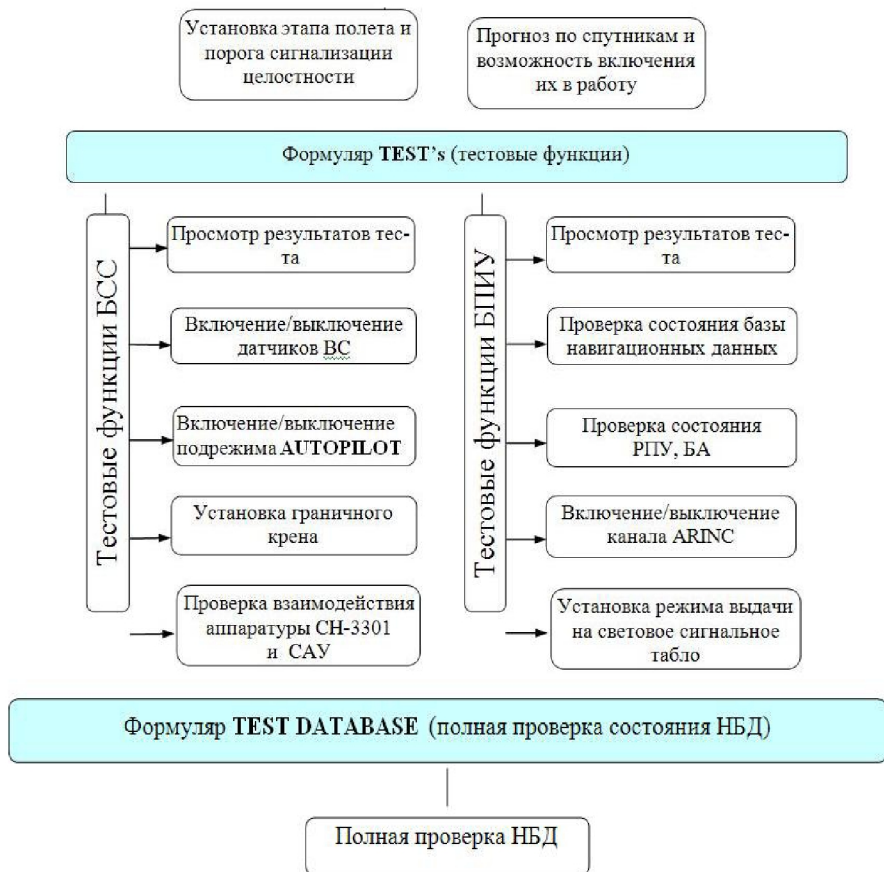


Рис. 4.12. Дополнительный режим работ

2. Аппаратура СН-3301 обеспечивает осуществление полета по ЛЗП и вывода ВС в ПМ маршрутным способом.

Маршрутный способ осуществления полета по ЛЗП и вывод ВС в ПМ – это полет в пределах установленной воздушной трассы, определенной заданным маршрутом.

При осуществлении маршрутного способа полета по ЛЗП аппаратура СН-3301 производит непрерывный расчет линейного бокового отклонения (Z), оставшегося расстояния по ЛЗП до ППМ (Sост) и дальности от места самолета до ППМ (см. рисунок 4.13).

Значения дальности от места самолета до ППМ и линейного бокового отклонения индицируются на дисплее аппаратуры СН-3301.

При известных значениях дальности от места самолета до ППМ, линейного бокового отклонения и времени прибытия экипаж выполняет автоматическое или ручное управление самолетом для обеспечения $Z=0$ и выдерживания требуемой скорости.

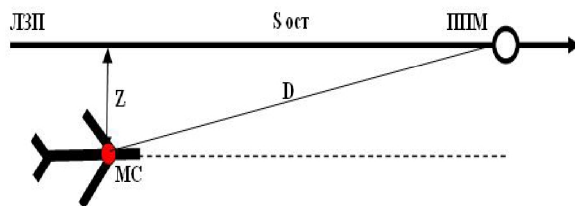


Рис. 4.13. Маршрутный способ осуществления полета:

Z – линейное боковое отклонение; $S_{ост}$ – оставшееся расстояние по ЛЭП до текущего ППМ; МС – место самолета; D – дальность от текущего места самолета до ППМ

3. Весь полет по заданному маршруту состоит из последовательного вывода самолета из одного промежуточного ПМ в другой по ЛЭП. Чтобы самолет в процессе разворота при переходе с одного отрезка маршрута на другой не оказался за пределами границы ширины воздушной трассы, аппаратура СН-3301 выполняет расчет линейного упреждения разворота и начало разворота заблаговременно до выхода самолета на промежуточный ПМ по дуге вписанной окружности оптимального радиуса (см. рисунок 4.14,а). Линейное упреждение разворота рассчитывается для максимального угла крена BC , заданного в режиме AUX, формуляре TEST's.

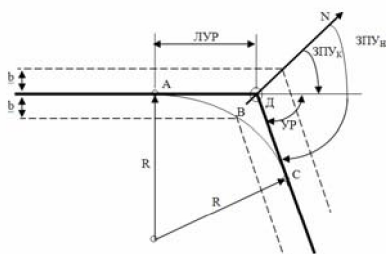
ЛУР рассчитывается в зависимости от истинной воздушной скорости, угла разворота, направления и скорости ветра. При пролете ППМ самолет движется по траектории, определяемой как дуга вписанной окружности радиусом R .

При достижении точки начала разворота или при пересечении самолетом биссектрисы угла, образованного смежными отрезками маршрута, в зависимости от того, какое событие произойдет раньше, аппаратура СН-3301 перестает отслеживать предыдущий ПМ и начинает отслеживать следующий ПМ, в связи с чем на дисплее происходит изменение всех индицируемых параметров.

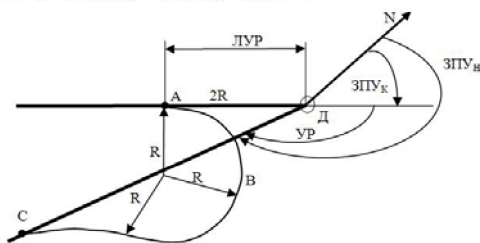
При углах разворота более 130° ЛУР составляет два радиуса разворота (см. рис. 4.14,б), определяемые истинной воздушной скоростью ВС, максимальным углом крена ВС, направлением и скоростью ветра.

Вывод ВС на следующий отрезок маршрута осуществляется по специальной траектории:

- разворот с максимально возможным креном по окружности радиуса R ; - полет с нулевым креном под углом 45° к ЛЗП; доворот для плавного выхода на ЛЗП.



а) смена отрезков маршрута при угле разворота $< 130^\circ$



б) смена отрезков маршрута при угле разворота $> 130^\circ$

- A - точка начала разворота
- B - точка на линии фактического пути
- C - точка окончания разворота
- Д - промежуточный ПМ
- ДС - новый отрезок маршрута
- b - полуширина воздушной трассы
- ЛУР - линия упреждения разворота
- R - радиус дуги разворота
- УР - угол разворота $УР = ЗПУ_н - ЗПУ_к$
- N - направление на север
- ЗПУ_к - заданный путевой угол отрезка маршрута «АД»
- ЗПУ_н - заданный путевой угол отрезка маршрута «ДС»

Рис. 4.14. Смена отрезка маршрута с ЛУР

4. Аппаратура СН-3301 обеспечивает вывод ВС в текущий ПМ не только по ЛЗП (по текущему отрезку маршрута в соответствии с планом полета), но и по ЗПУ, вводимому оператором.

4.3 Радионавигационная система GPRS

4.3.1 Спутниковый сегмент GPRS

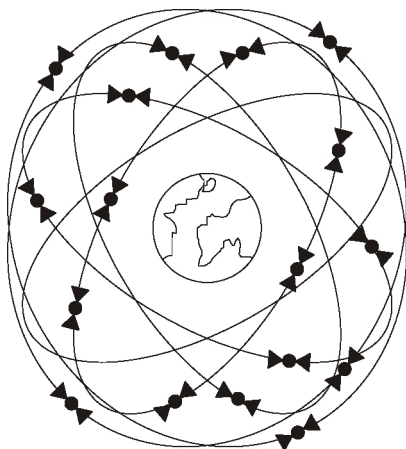


Рис. 4.15. Подсистема космических аппаратов GPRS

Состоит из 26 спутников (21 основной и 5 запасных), которые обращаются на 6 орбитах. Плоскости орбит наклонены на угол около 55° к плоскости экватора и сдвинуты между собой на 60° по долготе. Радиусы орбит - около 20200 тыс. км, а период обращения - половина звездных суток (примерно 11 ч. 58 мин.). На борту каждого спутника имеется 4 стандарта частоты (два цезиевых и два рубидиевых - для целей резервирования), солнечные батареи, двигатели корректировки орбит, приемо-передающая аппаратура, компьютер.

4.3.2 Структура навигационных радиосигналов системы GPS

Передающая аппаратура спутника излучает синусоидальные сигналы на двух несущих частотах: $L1=1575,42$ МГц и $L2=1227,6$ МГц. Перед этим сигналы модулируются так называемыми псевдослучайными цифровыми последовательностями (точнее, эта проце-

дура называется фазовой манипуляцией). Причем частота L1 модулируется двумя видами кодов: C/A-кодом (код свободного доступа) и P-кодом (код санкционированного доступа), а частота L2- только P- кодом. Кроме того, обе несущие частоты дополнительно кодируются навигационным сообщением, в котором содержатся данные об орбитах ИСЗ, информация о параметрах атмосферы, поправки системного времени.

Кодирование излучаемого спутником радиосигнала преследует несколько целей:

- обеспечение возможности синхронизации сигналов ИСЗ и приемника;
- создание наилучших условий различения сигнала в аппаратуре приемника на фоне шумов (доказано, что псевдослучайные коды обладают такими свойствами);
- реализация режима ограниченного доступа к GPS, когда высокоточные измерения возможны лишь при санкционированном использовании системы.

Код свободного доступа C/A (*Coarse Acquisition*) имеет частоту следования импульсов 1,023 МГц и период повторения 0,001 сек., поэтому его декодирование в приемнике осуществляется достаточно просто. Однако точность автономных измерений расстояний с его помощью невысока.

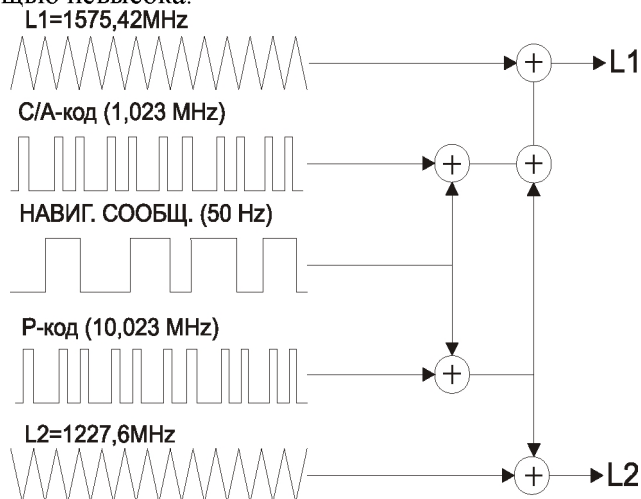


Рис. 4.16. Кодирование радиосигнала GPS

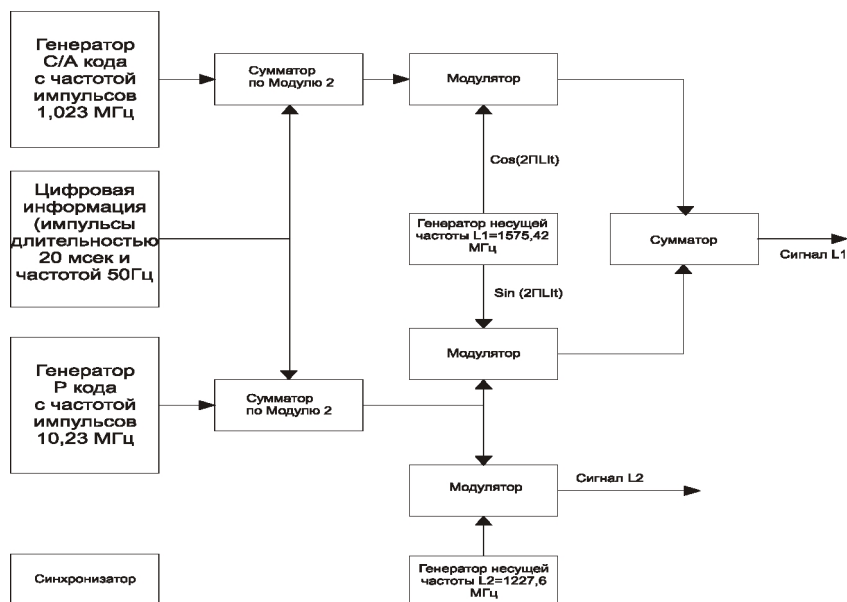


Рис. 4.17. Формирования радионавигационного сигнала спутника GPS

Защищенный код P (*Protected*) характеризуется частотой следования импульсов 10,23 МГц и периодом повторения 7 суток. Кроме того, раз в неделю происходит смена этого кода на всех спутниках. Поэтому до недавнего времени измерения по P - коду могли выполнять только пользователи, получившие разрешение Министерства обороны США. Американское оборонное ведомство предприняло меры дополнительной защиты P - кода: в любой момент без предупреждения может быть включен режим AS (*Anti Spoofing*). При этом выполняется дополнительное кодирование P - кода, и он превращается в Y -код. Расшифровка Y -кода возможна только аппаратно, с использованием специальной микросхемы (криптографического ключа), которая устанавливается в GPS- приемнике. Кроме того, для снижения точности определения координат несанкционированными пользователями предусмотрен так называемый "режим выборочного доступа" SA (*Selective Availability*). При включении этого режима в навигационное сообщение намеренно вводится ложная информация о поправках к системному времени и орбитах ИСЗ, что приводит к снижению точности навигационных определе-

ний примерно в 3 раза. Поскольку P- код передается на двух частотах (L1 и L2), а C/A-код - на одной (L1), в GPS - приемниках, работающих по P - коду, частично компенсируется ошибка задержки сигнала в ионосфере, которая зависит от частоты сигнала.

4.3.3 Состав и структура навигационных сообщений спутников системы GPS

Структурное деление навигационной информации спутников системы GPS осуществляется на суперкадры, кадры, подкадры и слова. Суперкадр образуется из 25 кадров и занимает 750 с (12,5 мин). Один кадр передается в течение 30 с и имеет размер 1500 бит. Кадр разделён на 5 подкадров по 300 бит и передаваемых в течение интервала 6 с каждый. Начало каждого подкадра обозначает метку времени, соответствующую началу/окончанию очередного 6 - е интервала системного времени GPS. Подкадр состоит из 10 30-бит слов. В каждом слове 6 младших разрядов являются проверочными битами.

4.3.4 Сегмент управления GPS

Этот сегмент называют также операционной системой управления и контроля - Operational Control System (OCS). Основными задачами сегмента является слежение за спутниками для определения их орбит и параметров хода часов спутников относительно GPST, прогноз эфемерид спутников, временная синхронизация часов спутников, загрузка навигационного сообщения на спутники.

Содержит главную станцию управления (авиабаза Фалькон в шт. Колорадо), пять станций слежения, расположенных на американских военных базах на Гавайских островах, островах Вознесения, Диего - Гарсия, Кваджелейн и Колорадо- Спрингс и три станции закладки: острова Вознесения, Диего - Гарсия, Кваджелейн. Кроме того, имеется сеть государственных и частных станций слежения за ИСЗ, которые выполняют наблюдения для уточнения параметров атмосферы и траекторий движения спутников. Центр собирает и обрабатывает данные со станций слежения за спутниками системы. Используя фильтр Калмана, вычисляют и предсказывают эфемериды спутников, а также параметры хода часов спутников. Затем эти данные передают на одну из трех наземных станций закладки информации. Станции закладки информации закладывают

информацию в память бортовых компьютеров спутников. Делают это примерно каждый час. На главной станции находятся цезиевые стандарты частоты и времени, хранящие GPST. В задачи главной станции входит также контроль работоспособности спутников и системы в целом.

4.3.5 Спутниковая и наземная системы функционального дополнения

Спутниковая и наземная системы функционального дополнения к созвездию навигационных спутников обеспечивают дифференциальный режим навигационных определений воздушными судами. Сущность дифференциального режима состоит в том, что координаты местоположения, вычисляются на борту воздушного судна с использованием не только радионавигационных сигналов навигационных спутников GNSS, но и с использованием корректирующей информации, поступающей с SBAS и/или GBAS. Принципиальное отличие SBAS и GBAS состоит в способах получения и доставки корректирующей информации, а также зоне действия систем. GBAS - локальная система, функционирующая в зоне действия до 50 км, SBAS- глобальная система с зоной действия до нескольких тысяч километров.

4.3.6 Спутниковая система функционального дополнения (SBAS)

Космическое функциональное дополнение или спутниковые дифференциальные системы SBAS (Satellite Based Augmentation Systems) (WAAS, EGNOS, MSAS) Примерами исполнения SBAS являются: широкозонная система функционального дополнения США (WAAS), аналогичная по своим функциям европейская система EGNOS, спутниковая система функционального дополнения Японии (MSAS).

Система WAAS федерального авиационного агентства США использует разветвленную сеть наземных станций для обеспечения целостности, доступности и улучшения точности навигационного сигнала системы GPS. Система наземных опорных станций расположенных по всей территории США от Аляски до Гавайев и Пуэрто Рико используется для сбора данных передаваемых GPS спутниками. Используя эту информацию, WAAS формирует сигнал коррек-

ции ошибок и целостности сообщений, а затем передает эти сообщения через геостационарные спутники на GPS приемники, расположенные на борту самолетов. Система WAAS также активно используется в других областях, требующих улучшенных точностей без местных базовых станций, таких как сельское хозяйство, ГИС и морские приложения.

Следует отметить, что в отличие от систем WAAS и MSAS система EGNOS является широкозонным дополнением не только к GPS, но и к ГЛОНАСС.

4.3.7 Наземная система функционального дополнения (GBAS)

Дополнение GBAS содержит контрольно-корректирующую станцию (ККС), антенна для приема радионавигационных сигналов которой установлена в точке с координатами измеренными с высокой (сантиметровой) точностью. Радионавигационные сигналы спутников GNSS принимаются ККС и после их обработки по радиоканалу ОБЧ диапазона в бортовой приемник GNSS передаются дифференциальные коррекции, информация о целостности системы и другие служебные сообщения. Расположение GBAS в зоне аэродрома создает условия для расширения ее функций.

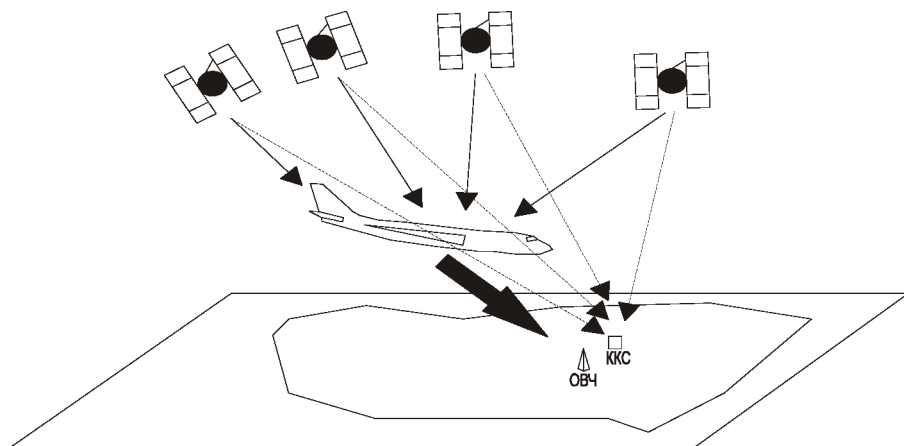


Рис. 4.18 Структура GBAS

Предоставляется возможность осуществлять контроль и управление всеми объектами, движущимися по аэродрому. Для этого аэродромные транспортные средства оборудуются спутниковыми навигационными приемниками и по радиоканалу передают координаты своего местоположения в рабочую станцию диспетчера. Имея полную картину расположения и движения по аэродрому транспортных средств и воздушных судов диспетчер осуществляет оперативное управление ими.

4.4 Аппаратура потребителей

Аппаратура потребителей становится составной GNSS и должна взаимодействовать с элементами GNSS: SBAS, GBAS, ABAS, DGNSS.

В аппаратуре потребителя производится определение пространственных координат, скорости, времени и других навигационных параметров объекта, на котором она установлена по информации, поступающей с навигационного спутника.

В аппаратуре потребителя (ГЛОНАСС/GPS-приемнике) принимаемый сигнал декодируется, т.е. из него выделяются кодовые последовательности C/A либо C/A и P, а также служебная информация. Полученный код сравнивается с аналогичным кодом, который генерирует сам GPS-приемник, что позволяет определить задержку распространения сигнала от спутника и таким образом вычислить псевдодальность. После захвата сигнала спутника аппаратура приемника переводится в режим слежения, т.е. в БПС поддерживается синхронизм между принимаемым и опорным сигналами. Процедура синхронизации может выполняться:

- по C/A-коду (одночастотный кодовый приемник);
- по P - коду (двухчастотный кодовый приемник);
- по C/A-коду и фазе несущего сигнала (одночастотный фазовый приемник);
- по P - коду и фазе несущего сигнала (двухчастотный фазовый приемник).

Используемый в GPS-приемнике способ синхронизации сигналов является едва ли не важнейшей его характеристикой.

4.4.1 Обобщенная функциональная схема аппаратуры потребителя

Функционирование аппаратуры потребителя осуществляется в общем виде следующим образом.

Сигналы навигационных спутников, как правило, GPS и ГЛОНАСС принимаются антенной, усиливаются и поступают на вход приемника. В приемнике сигналы переносятся с несущей частоты на промежуточную и с помощью аналого-цифрового преобразователя преобразуются в цифровую форму.

В корреляторе цифровые сигналы формируются в виде определенных цифровых отсчетов, которые являются основой для реализации алгоритмов поиска сигналов по задержке, частоте, слежение за спутниками и выделение навигационных сообщений.

Навигационный вычислитель реализует управление составляющих аппаратуры потребителя в целом и осуществляет вычислительные процедуры для первичной и вторичной обработки сигналов. Интерфейс осуществляет взаимодействие составляющих аппаратуры потребителя с внешними устройствами и между собой.

GNSS антенны

В аппаратуре потребителей, как правило, применяются антенны на несимметричной полосковой линии. Подобные антенны достаточно широко освещались в литературе с позиций их использования в качестве излучателей плоских антенных решеток. Антенна GNSS должна работать в диапазоне частот 1563 МГц...1615 МГц, принимать сигналы из верхней полусферы в телесном угле $\pm 85^\circ$, иметь правостороннюю круговую поляризацию с коэффициентом эллиптичности менее 3,5 дБ, обеспечивать коэффициент усиления в секторе $\pm 75^\circ$ больше минус 2 дБ, в секторе $\pm(80^\circ \dots 85^\circ)$ - больше минус 7 дБ. Кроме того, она должна иметь структуру для пространственного ослабления электромагнитных колебаний, отраженных от местных предметов, частотно- избирательные элементы для подавления внеполосных излучений и малошумящий усилитель мощности. Полосковая резонаторная антенна (ПРА) представляет собой полосковый проводник, расположенный над металлической плоскостью и диэлектрическим основанием и в определенном месте, соответствующем точке возбуждения круговой поляризации, соединенный с выходной линией передачи.

Принцип действия ПРА состоит в следующем. Объем, заключенный между полосковым проводником и металлической плоскостью, представляет собой резонатор электромагнитных колебаний. При соответствующем возбуждении в резонаторе возникают электромагнитные колебания вдоль продольной и поперечной осей. При выборе размеров полоскового проводника близких к половине длины волны каждая пара противоположных «щелей» (области перпендикулярные металлической плоскости, ограниченные кромками полоскового проводника) создает условия излучения электромагнитных волн в верхнюю полусферу над полосковым проводником.

Если между электрическими составляющими продольных и поперечных колебаний создать фазовый сдвиг 90° , то излучаемое электромагнитное поле будет иметь поляризацию, близкую к круговой.



Рис. 4.19. Обобщенная схема аппаратуры потребителя

Приемник

Приемник является многоканальным устройством в котором проводится аналоговое усиление сигнала, фильтрация и преобразование частоты несущей сигналов НС (понижение частоты), а так же преобразование аналогового сигнала в цифровую форму. Так как в ГЛОНАСС сигнал от каждого спутника имеет свою несущую частоту, то каждый канал должен быть настроен на частоту сигнала одного из НС и селективировать частоту сигналов других НС.

4.4.2 Способы обработки сигналов

Сложная структура сигнала, передаваемого от ИСЗ к приемнику, обусловила многообразие способов его обработки и наблюдений. Кодовые наблюдения реализуются в самых простых по конструкции ГЛОНАСС/GPS - приемниках. Из принятого со спутника сигнала частоты L1 выделяется C/A-код (тогда приемник называется одночастотным) или из частотных сигналов L1 и L2 выделяется P-код (двухчастотный приемник). Производится сравнение соответствующего кода с эталонным кодом, который генерирует сам приемник. Точность определения координат при этом составляет:

- для одночастотного (L1) приемника- 100 м;
- для двухчастотного (L1, L2) приемника- 16 м.

Значения точностей приведены для неблагоприятного режима измерений, когда включен режим «ограниченного доступа» SA. Фазовые наблюдения выполняются для повышения точности измерений. В этом случае при сравнении принятого со спутника сигнала и его эталона, генерируемого в приемнике, учитывается не только код, но и фаза несущей частоты (L1 или L2). Поскольку период несущей частоты в сотни (для P-кода) и тысячи (для C/A-кода) раз меньше периодов кодовых последовательностей, точность процедуры сравнения значительно повышается, а следовательно, возрастает точность измерения координат. Однако в этом случае возникает проблема целочисленной фазовой неоднозначности, поскольку отсутствует информация о количестве целых периодов информационного сигнала, укладываемых на пути ИСЗ - приемник. Непосредственно можно измерить только дробную часть фазовой задержки сигнала (в пределах одного периода). Для решения этой проблемы используют несколько способов:

- классический двухэтапный метод измерений, который предполагает на первом этапе выполнение большого количества избыточных измерений, а на втором – статистический анализ полученных данных и определение наиболее вероятного значения фазовой неоднозначности;

- модификация классического метода, которая отличается тем, что при обработке результатов измерений производится многоэтапная калмановская фильтрация и выбирается группа фильтров Калмана с оптимальными свойствами;

- метод замены антенн, когда наблюдения выполняются двумя различными приемниками на двух пунктах в две различные эпохи. При измерениях во вторую эпоху производится замена антенн приемников;

- метод определения неоднозначности "в пути", когда для определения целого числа периодов используют линейные комбинации сигналов L1 и L2 (суммы и разности).

4.4.3 Источники ошибок

На точность определения координат существенное влияние оказывают ошибки, возникающие при выполнении процедуры измерений. Природа этих ошибок различна.

Неточное определение времени. При всей точности временных эталонов ИСЗ существует некоторая погрешность шкалы времени аппаратуры спутника. Она приводит к возникновению систематической ошибки определения координат около 0,6 м.

Ошибки вычисления орбит. Появляются вследствие неточностей прогноза и расчета эфемерид спутников, выполняемых в аппаратуре приемника. Эта погрешность также носит систематический характер и приводит к ошибке измерения координат около 0,6 м.

Инструментальная ошибка приемника. Обусловлена, прежде всего, наличием шумов в электронном тракте приемника. Отношение сигнал/шум приемника определяет точность процедуры сравнения принятого от ИСЗ и опорного сигналов, т.е. погрешность вычисления псевдо дальности. Наличие данной погрешности приводит к возникновению координатной ошибки порядка 1,2 м.

Многопутность распространения сигнала. Появляется в результате вторичных отражений сигнала спутника от крупных препятствий, расположенных в непосредственной близости от приемника. При этом возникает явление интерференции, и измеренное расстояние оказывается больше действительного. Аналитически данную погрешность оценить достаточно трудно, а наилучшим способом борьбы с ней считается рациональное размещение антенны приемника относительно препятствий. В результате воздействия этого фактора ошибка определения псевдодальности может увеличиться на 2,0 м.

Ионосферные задержки сигнала. Ионосфера - это ионизированный атмосферный слой в диапазоне высот 50 - 500 км, который со-

держит свободные электроны. Наличие этих электронов вызывает задержку распространения сигнала спутника, которая прямо пропорциональна концентрации электронов и обратно пропорциональна квадрату частоты радиосигнала. Для компенсации возникающей при этом ошибки определения псевдо дальности используется метод двухчастотных измерений на частотах L1 и L2 (в двухчастотных приемниках). Линейные комбинации двухчастотных измерений не содержат ионосферных погрешностей первого порядка. Кроме того, для частичной компенсации этой погрешности может быть использована модель коррекции, которая аналитически рассчитывается с использованием информации, содержащейся в навигационном сообщении. При этом величина остаточной немоделируемой ионосферной задержки может вызывать погрешность определения псевдо дальности около 10 м.

Тропосферные задержки сигнала. Тропосфера - самый нижний от земной поверхности слой атмосферы (до высоты 8-13 км). Она также обуславливает задержку распространения радиосигнала от спутника. Величина задержки зависит от метеопараметров (давления, температуры, влажности), а также от высоты спутника над горизонтом. Компенсация тропосферных задержек производится путем расчета математической модели этого слоя атмосферы. Необходимые для этого коэффициенты содержатся в навигационном сообщении. Тропосферные задержки вызывают ошибки измерения псевдодальностей в 1 м.

Геометрическое расположение спутников. При вычислении суммарной ошибки необходимо еще учесть взаимное положение потребителя и спутников рабочего созвездия. Для этого вводится специальный коэффициент геометрического ухудшения точности PDOP (Position Dilution Of Precision), на который необходимо умножить все перечисленные выше ошибки, чтобы получить результирующую ошибку. Величина коэффициента PDOP зависит от взаимного расположения спутников и приемника. Она обратно пропорциональна объему фигуры, которая будет образована, если провести единичные векторы от приемника к спутникам. Большое значение PDOP говорит о неудачном расположении ИСЗ и большой величине ошибки. Типичное среднее значение PDOP колеблется от 4 до 6.

ГЛАВА 5. РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМ ПОСАДКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Движение ЛА с высоты 400...600 м до приземления и полной остановки называется *посадкой*. Это движение совершается по пространственной траектории — *глиссаде* (рис. 5.1). Движение центра масс ЛА при заходе на посадку и при посадке можно представить в виде двух изолированных движений: бокового и продольного. Боковое движение, происходящее в горизонтальной плоскости, обеспечивает вывод ЛА в плоскость посадочного курса. Проекция этой плоскости на горизонтальную плоскость, являющаяся также проекцией заданной траектории, называется *курсовой линией*. Продольное движение, осуществляемое в вертикальной плоскости, обеспечивает вывод ЛА в плоскость глиссады снижения (планирования). Пересечение плоскостей посадочного курса и глиссады снижения образуют траекторию захода на посадку — глиссаду. Плоскость глиссады снижения наклонена к горизонту обычно на угол $\theta_0=2,5...3^\circ$, который является углом наклона глиссады снижения ЛА.

Посадка является технически сложным и ответственным этапом пилотирования ЛА, требующим максимального напряжения сил и внимания пилота. Весь процесс захода на посадку, снижения по глиссаде и приземления очень скоротечен. Не менее сложна посадка ночью.

Успешность процесса посадки определяется эффективностью комбинации «экипаж — ЛА», которая зависит от эффективности пилота и ЛА. Но какова бы ни была степень автоматизации данного процесса, руководящая и организующая роль всегда остается за человеком.

Безаварийная посадка требует от пилота исключительной чёткости выполнения всех эволюции ЛА на последнем этапе полета и высокой точности его вывода в точку приземления на взлетно-посадочную полосу, которая имеет весьма ограниченные размеры. При выполнении посадки в сложных метеорологических условиях и ночью пилот пользуется всем комплексом средств отображения информации и управления, установленных на рабочем месте экипажа. Быстротечность режимов посадки и неизбежный дефицит времени для выполнения операций контроля и управления (включающие время восприятия информации, ее переработки, принятия решения,

перемещения органа управления и проверки результата произведенного действия) повышают психофизиологическую нагрузку экипажа.

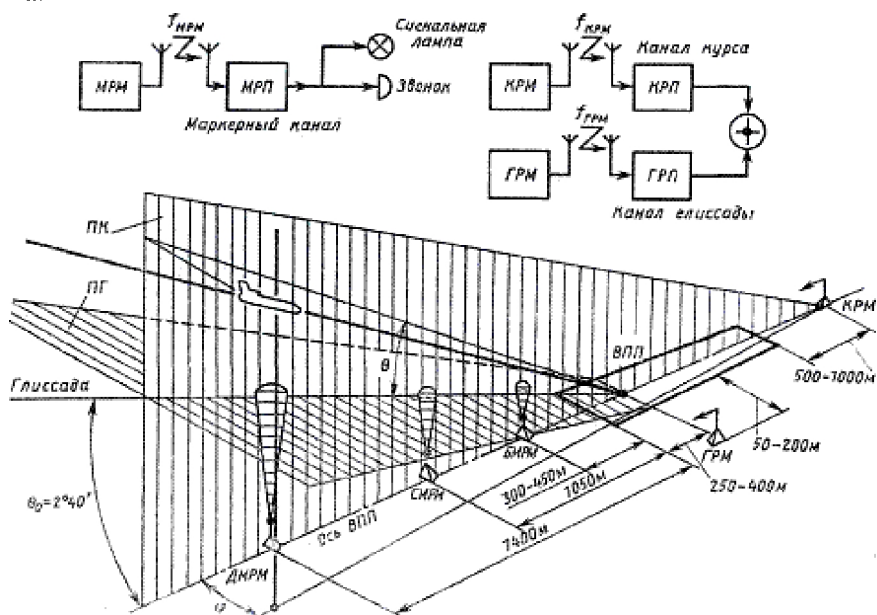


Рис. 5.1. Угловое положение ЛА при заходе на посадку по радиомаячной системе (РМС) метрового диапазона: КРМ, ГРМ – курсовой и глиссадный радиомаяк; БМРМ, СМРМ, ДМРМ – ближний, средний и дальний маркерные радиомаяки; ПК, ПГ – плоскости курса и глиссады

Отсутствие видимости горизонта и наземных ориентиров, а также ложное ощущение пространственного положения создают предпосылки к ошибочным действиям экипажа по управлению ЛА, и, как следствие, приводят к возникновению аварийных ситуаций. При аварийных ситуациях нагрузка экипажа приближается к пределу психофизиологических возможностей человека. В результате примерно 50% летных происшествий возникает вследствие ошибочных действий экипажа.

Основными путями решения проблемы безаварийной посадки ЛА являются автоматизация данного процесса (применение автоматических устройств, выдерживающих заданные значения параметров либо меняющих их по определенной программе), а

также сокращение объема информации и выдача ее с помощью средств отображения в наиболее наглядной для пилота форме. В связи с этим возникает новая проблема — проблема безопасности, которая становится все более актуальной и приобретает особую остроту, когда всепогодные посадки становятся массовым явлением.

Принято считать, что безопасность на этапе посадки обеспечивается точностью и надежностью функционирования системы «экипаж—ЛА». И все же успех захода на посадку и самой посадки зависит от ряда факторов и их сочетаний, меняющихся случайным, непредвиденным образом. Поэтому задача, стоящая перед радиотехническими средствами посадки ЛА, носит вероятностный характер. Сказать заранее, как закончится каждая конкретная посадка, невозможно. Однако, используя методы теории вероятностей, можно предсказать среднюю вероятность успешной посадки. При заходе на посадку с применением посадочной системы ЛА должен быть с допустимой вероятностью выведен в некоторую область пространства, положение и размеры которой зависят от посадочного метеоминимума (рис.5.2). Эта область представляет собой пространство допустимых отклонений от заданной посадочной траектории. Попадание ЛА m эту область гарантирует (при условии нахождения скорости в установленных пределах), что он выполнит необходимый корректирующий маневр и приземлится в заданной точке взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Таким образом, условия посадки ЛА определяют требуемую точность и надежность посадочной аппаратуры и, следовательно, ее состав. В соответствии с допустимой высотой нижней кромки облачности $H_{к.о}$ и дальностью видимости D_B вдоль ВПП Международная организация гражданской авиации (ИКАО) различает три основные категории минимума погоды. Из рис. 4.2 видно, что системы посадки, предназначенные для работы в условиях I категории (системы посадки первой категории), служат для захода ЛА на посадку до высоты принятия решения о выполнении посадки $H_{к.о} = 60$ м.

Если в точке принятия решения (ТПР) пилот не видит посадочных огней, то он обязан повторить заход на посадку или уйти на запасной аэродром.

Что же касается посадочных систем, предназначенных для работы в условиях II категории, то они обеспечивают успешный заход на посадку до высоты принятия решения $H_{к.о}=30\text{м}$ при дальности видимости на ВПП не менее 400 м.

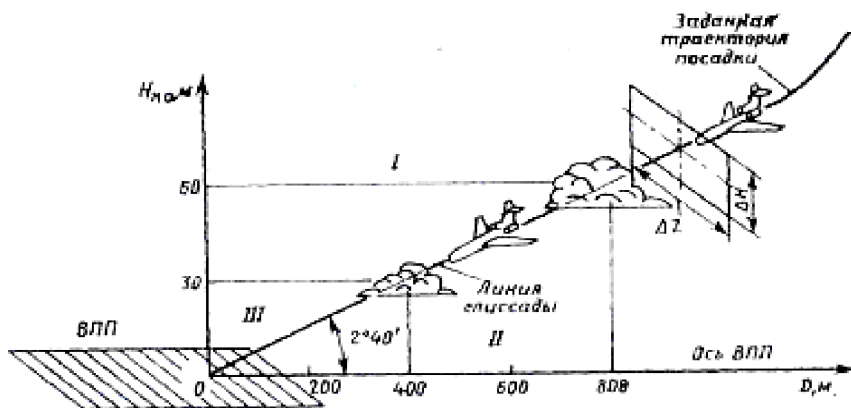


Рис. 5.2. Зависимость высоты нижней кромки облачности от дальности видимости для различных категорий посадки

В связи со сложностью технической реализации систем посадки III категории установлены – IIIА, IIIВ и IIIС. Они предусматривают выполнение захода на посадку и успешную посадку без ограничения высоты при дальности видимости на ВПП не менее 200 м (категория IIIА), или не менее 50 м (категория IIIВ), или при отсутствии видимости (категория IIIС).

Следует подчеркнуть, что системы посадки II и особенно III категорий отличаются высокой степенью автоматизации и должны обладать такой надежностью, чтобы вероятность неблагоприятного исхода посадки не превышала 10^{-7} .

Расчет показывает, что получить талую надежность аппаратуры можно только при ее резервировании. Современное состояние и дальнейшее развитие всепогодных систем посадки характеризуются активным участием экипажа в контуре управления на этапе посадки ЛА, что эквивалентно двух- и трехкратному резервированию систем.

Наиболее широкое применение находят системы посадки I и II категорий. Более дорогая и сложная в эксплуатации аппаратура системы III категории используется в крупных аэропортах с высокой интенсивностью воздушного движения и повышенной вероятностью неблагоприятных метеоусловий. Установка такого рода радиоэлектронного оборудования в аэропортах и на ЛА способствует повышению уровня безопасности и регулярности полетов.

Для правильного пилотирования по посадочной траектории (глиссаде) экипаж должен иметь непрерывную информацию о положении ЛА относительно линии планирования и о расстоянии до точки приземления, источником которой являются специальные системы посадки ЛА.

Современные системы посадки обеспечивают решение следующих задач:

- вывод ЛА в район аэродрома посадки;
- управление движением ЛА в районе аэродрома;
- заход на посадку, т.е. выполнение такого маневра в районе аэродрома, в результате которого ЛА точно выходит на посадочный курс, на заданной высоте и с определенного расстояния от начала ВПП начинает снижение;
- обеспечение самой посадки (снижение и приземление ЛА).

Для решения указанных задач в настоящее время используются исключительно радиотехнические (в частности, радиомаячные и радиолокационные) системы посадки ЛА (см. рис. 5.3), а также светотехническое оборудование аэропорта.

5.1 Радиотехнические системы посадки ЛА

Радиотехнические системы посадки предназначены для получения на борту ЛА и выдачи экипажу, а также в систему автоматического управления (САУ) информации об угловом отклонении ЛА от заданной траектории захода на посадку и о дальности до расчетной точки приземления ЛА. В состав этих средств входит наземное и бортовое оборудование.

Радиомаячные системы посадки ЛА (РМС) являются основными средствами, обеспечивающими заход ЛА на посадку в сложных метеоусловиях. РМС получили большое распространение при автоматизации управления заходом на посадку ЛА гражданской авиации.

Для работы РМС, применяемых в мировой практике гражданской авиации, выделены метровый и сантиметровый диапазоны радиоволн. Такие РМС называют системами метрового и сантиметрового диапазонов.

Наземное оборудование РМС предназначено для создания зон излучения сигналов, информативные параметры которых зависят от отклонения точки приема от заданной траектории как в горизонтальной (для канала курса), так и в вертикальной (для канала глиссады) плоскостях, а также для излучения сигналов, обеспечивающих определение расстояния до расчетной точки приземления ЛА или отмечающих определенные участки на заданной траектории.

В состав наземного оборудования РМС входят радиомаяки, которые в зависимости от выполняемых ими функций разделяются на курсовые (азимутальные), глиссадные (угломестные), дальномерные и маркерные, а также аппаратура контроля, сигнализации и управления радиотехнического оборудования систем связи, навигации и посадки ЛА.

Бортовое оборудование РМС предназначено для приема, усиления и преобразования сигналов наземных радиомаяков и выдачи на индикаторы пилотов и в САУ сигналов, соответствующих угловым отклонениям ЛА от заданной траектории, а также расстоянию до расчетной точки приземления или пролету характерных участков заданной траектории.

РМС метрового диапазона, существующие в гражданской авиации, отличаются принципом действия и категорией системы. В нашей стране распространение получили РМС метрового диапазона: СП-68, СП-70, СП-75, СП-80 и др.

Радиосистема СП-68 входит в группу систем типа СП-50 и по параметрам близка к РМС II категории минимума погоды.

Радиосистема СП-75 построена по одноканальному принципу и относится к РМС II категории.

Стандартам ИКАО III категории удовлетворяют радиосистемы СП-70 и СП-80. Курсовые и глиссадные радиомаяки этих систем построены по двухканальному принципу. За рубежом в гражданской авиации используется РМС метрового диапазона ILS (инструментальная система приземления). Система ILS (ИЛС) по рекомендациям ИКАО стандартизирована. Среди зарубежных систем посадки также имеются системы I, II и III категорий.

Системы СП-70, СП-75, СП-80 и ILS имеют одинаковый принцип работы, удовлетворяющий стандартам ИКАО, и представляют собой системы типа ILS.

Отечественная бортовая аппаратура «Курс-МП-70» может работать совместно с любой РМС метрового диапазона. Состав, размещение и характеристики радиомаяков отечественной и зарубежной РМС относительно ВПП приведены на рис. 5.4.

РМС метрового диапазона основаны на определении углового отклонения ЛА от заданной траектории в горизонтальной θ и вертикальной в плоскостях по сигналам наземных радиомаяков. Для этого наземные радиомаяки с помощью направленных антенн формируют в пространстве амплитудно-модулированное поле (пространственная амплитудная модуляция), коэффициенты глубины модуляции которого зависят от φ или θ . При сложении полей, излучаемых разными антеннами радиомаяков, информативные параметры принимаемого на борту ЛА сигнала однозначно определяют угловое отклонение точки приема от заданной посадочной траектории в горизонтальной и вертикальной плоскостях (рис. 5.1).

Информативный параметр сигнала в РМС метрового диапазона — это разность глубин модуляции (РГМ) напряжениями с частотами 90 и 150 Гц или глубина пространственной модуляции напряжением с частотой 60 Гц.

Разность глубин модуляции используется в качестве информативного параметра в канале глиссады всех РМС метрового диапазона и в канале курса РМС, стандартизированных ИКАО (системы типа ILS), а глубина модуляции — только в канале курса в РМС типа СП-50.

Пролет ЛА характерных участков на заданной траектории определяется по сигналу маркерного радиомаяка, антенные устройства которого формируют направленную вверх диаграмму. Информативный параметр сигнала в маркерном канале представляет собой ам-

плитуду сигнала, а также код манипуляции и частоту его модуляции (используемые для опознавания радиомаяка).

Таким образом, в соответствии с функциональным назначением в РМС метрового диапазона входят каналы курса, глиссады и маркерный, каждый из которых содержит соответствующий радиомаяк и бортовой радиоприемник с индикаторным прибором — указателем курса и глиссады и со звуковыми и световыми индикаторами кода маркерного радиомаяка (рис. 5.1).

Курсовые радиомаяки РМС метрового диапазона работают в диапазоне частот 108...112 МГц (длина волны около 3 м.), глиссадные — в диапазоне 328,6...335,4 МГц (длина волны около 1 м) и маркерные — на частоте 75 МГц (длина волны 4 м).

Частота, на которой работает глиссадный канал данной РМС, однозначно связана с частотой работы курсового канала. Основными достоинствами РМС метрового диапазона являются сравнительно высокая точность определения положения ЛА, мало зависящая от метеоусловий в районе аэродрома, возможность активного участия экипажа в процессе посадки, простота и непрерывность определения пилотом положения ЛА относительно глиссады, а также сравнительная легкость автоматизации системы. Заметим, что при использовании РМС ответственность за правильность выполнения посадки (при исправной работе оборудования системы) возлагается на экипаж ЛА, так как пилот сам контролирует посадку и управляет ею.

Используемые в настоящее время РМС метрового диапазона имеют некоторые недостатки и ограничения, основными из которых являются следующие:

- несоответствие возможностей этих систем и летно-технических характеристик перспективных ЛА (например, самолетов и вертолетов с коротким или вертикальным взлетом и посадкой), поскольку данные системы задают единственную прямолинейную посадочную траекторию, фиксированную относительно земной поверхности;

- малые размеры сектора (примерно $\pm 4^\circ$ в горизонтальной и $\pm 1^\circ$ в вертикальной плоскостях), в пределах которого обеспечивается пропорциональная зависимость информационного сигнала от смещения ЛА относительно заданной посадочной траектории, что уменьшает возможности предпосадочного маневрирования и ограничивает пропускную способность аэропорта;

- большие габаритные размеры антенных устройств (и сложность наземного оборудования);
- значительное влияние земной поверхности на качество работы;
- малое число частотных каналов (не более сорока) и, как правило, отсутствие дальномерного канала. Все это снижает эффективность РМС .метрового диапазона.

РМС сантиметрового диапазона наиболее полно отвечает эксплуатационным требованиям обеспечения посадки ЛА разных типов в различных аэродромных условиях. Система такого типа перспективна и получила международный статус под названием MLS.

РМС сантиметрового диапазона позволяет выполнять заход на посадку, посадку и уход на второй круг ЛА как с обычными, так и с короткими или вертикальными взлетом и посадкой. Система выдает информацию на этапе выравнивания (с высоты 45 м и ниже), а также данные о дальности до точки приземления. Работа системы MLS практически не зависит от местных объектов и метеоусловий. Стандартная MLS представляет собой точную угломерно-дальномерную систему и выполняет следующие функции: передает на ЛА азимутальную и угломестную информацию при заходе на посадку; измеряет дальность между ЛА и фиксированной точкой земной поверхности; передает на ЛА дополнительную информацию для эффективного использования системы (так называемые основные данные). При необходимости система может быть расширена для обеспечения азимутальной информацией на этапе взлета, при уходе на второй круг и угломестной информацией на этапе выравнивания, а также точной дальномерной информацией и вспомогательными данными. Кроме того, формат сигналов допускает дальнейшее развитие системы.

В соответствии с перечисленными выше функциями в РМС сантиметрового диапазона выделяют независимые друг от друга угломерно (УПС) и дальномерную (ДПС) подсистемы, которые обеспечивают измерение азимутального угла φ , угла места θ и расстояния D (рис. 5.5).

Указанные координаты поступают в вычислительное устройство бортового оборудования ЛА, которое преобразует их и вырабатывает данные о координатах Z и H .

Для точного определения координат Z и H на ЛА передаются данные о длине ВПП и размещении антенных устройств радиомая-

ков относительно ВПП, в результате чего может быть вычислено расстояние от ЛА до точки размещения антенны любого радиомаяка, а затем координаты $Z=D\sin\theta$ и $D=\cos\theta$.

В вычислительном устройстве эти координаты сопоставляются с параметрами траектории посадки и вырабатываются отклонения ЛА от посадочной траектории в горизонтальной и вертикальной плоскостях ΔZ и ΔH , а также расстояние до точки приземления. Данные ΔZ , ΔH и D_0 подаются на приборы системы посадки и в САУ. Кроме того, на приборы и в САУ могут поступать и угловые отклонения $\Delta\varphi$ и $\Delta\theta$.

MLS (а) и координаты, измеряемые MLS (б):

ДРМ – дальномерный радиомаяк-ответчик; АРМ-1 – азимутальный радиомаяк захода на посадку;

АРМ-2 – азимутальный радиомаяк обратного курса;

УМ-1 угломестный радиомаяк захода на посадку; УМ-2 – угломестный радиомаяк выравнивания ЛА перед посадкой.

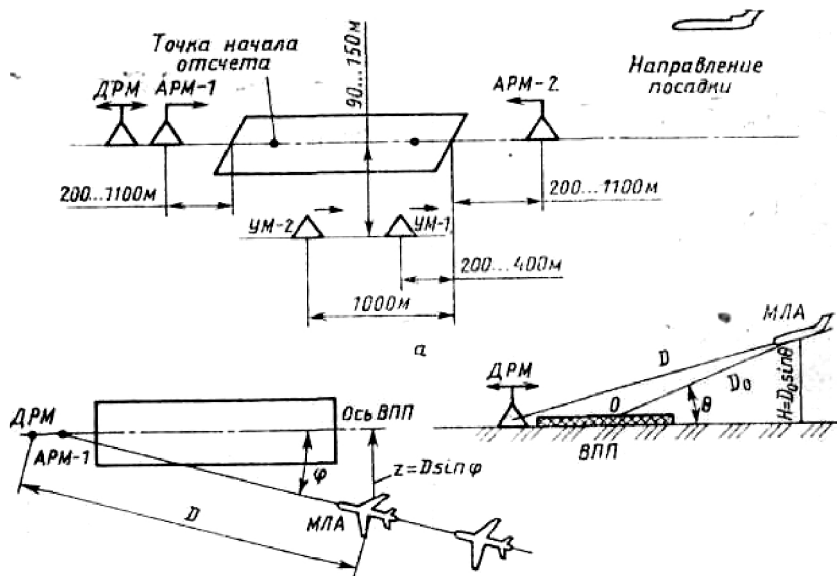


Рис. 5.5. Состав, размещение радиомаяков РМС сантиметрового диапазона

Таким образом, РМС сантиметрового диапазона обеспечивает точное измерение координат места положения ЛА в пространстве и на основе использования этих координат выполнение предпосадочного маневра, захода на посадку, посадки до приземления, ухода на второй круг, взлета по принципиально любым траекториям, в том числе и криволинейным. Вид посадочной траектории может быть выбран на ЛА. Конкретная форма траектории посадки ограничивается летно-техническими характеристиками ЛА.

5.2 Принцип действия каналов курса и глиссады РМС типа ILS

Курсовой и глиссадный каналы радиомаячных систем типа ILS имеют одинаковый принцип работы. Равносигнальный принцип формирования зон излучения используется обычно в глиссадных и курсовых радиомаяках I категории. В пространстве эти радиомаяки с помощью направленных антенн создают высокочастотное электромагнитное поле, одновременно промодулированное по амплитуде двумя различными частотами $F_1 = 90$ Гц и $F_2 = 150$ Гц (рис. 5.6). На задаваемом радиомаяком равносигнальном направлении (курс посадки или глиссада) коэффициенты модуляции для этих частот одинаковы, т. е. $m_1 = m_2$.

При отклонении от этого направления коэффициенты модуляции оказываются неравными, причем чем больше отклонение, тем больше разница коэффициентов модуляции, а при отклонении в различные стороны соотношение коэффициентов модуляции изменяется на обратное.

На ЛА о его положении относительно задаваемого направления можно судить по соотношению коэффициентов модуляции, т. е. путем сравнения амплитуд огибающих двух частот модуляции $F_1 = 90$ Гц и $F_2 = 150$ Гц в устройстве сравнения радиоприемника.

КРМ и ГРМ посадочных систем III и II категорий должны обеспечивать высокую стабильность задаваемых направлений в пространстве и других выходных характеристик. Такие требования не могут обеспечить равносигнальные радиомаяки, используемые в системах ILS I категории. Поэтому в системах посадки высокой точности (III категории, а иногда и II категории) в качестве КРМ и ГРМ применяются так называемые радиомаяки с опорным нулем.

Принцип работы радиомаяка с опорным нулем состоит в сле-

дующем. Данный радиомаяк использует две антенны A_1 и A_2 (рис. 5.7). Антенна A_1 имеет однолепестковую диаграмму направленности $f_1(\varphi, \theta)$, направление максимума которой совпадает с задаваемым направлением курса посадки или глиссады. Антенна A_2 обладает двухлепестковой диаграммой направленности $f_2(\varphi, \theta)$, направление минимума которой совпадает с задаваемым направлением. Знак же диаграммы $f_2(\varphi, \theta)$ изменяется на обратный при переходе через направление минимума. В пределах ДНА $f_1(\varphi, \theta)$ излучаются амплитудно-модулированные колебания с частотами модуляции $F_2=90$ Гц и $F_2=150$ Гц, а в пределах ДНА $f_2(\varphi, \theta)$ — балансно-модулированные колебания с теми же частотами модуляции, фазы которых в обоих лепестках ДНА отличаются на 180° .

Напряженность электрического поля, излучаемого антенной A_1 .

$$E_1 = E_{m1} f_1(\varphi, \theta) (1 + m_1 \cos \Omega_1 t + m_2 \cos \Omega_2 t) \cos \omega_H t.$$

Антенна A_2 излучает в пространство поле

$$E_2 = E_{m2} f_2(\varphi, \theta) (\cos \Omega_1 t - \cos \Omega_2 t) \cos \omega_H t.$$

Электромагнитные колебания, излучаемые антеннами A_1 и A_2 , складываются в пространстве, в результате чего образуется суммарное поле. Результирующее поле при равенстве глубин модуляции $m_1 = m_2 = m$ и при равенстве фаз токов, питающих антенны A_1 и A_2 , в дальней зоне КРМ в зависимости от φ или ГРМ в зависимости от θ имеет вид:

$$E_p = E_1 + E_2 = E_{m1} f_1(\varphi, \theta) (1 + M_1 \cos \Omega_1 t + M_2 \cos \Omega_2 t) \cos \omega_H t,$$

где коэффициенты глубины пространственной модуляции:

$$M_1 = m + a \frac{f_2(\varphi, \theta)}{f_1(\varphi, \theta)};$$

$$M_2 = m - a \frac{f_2(\varphi, \theta)}{f_1(\varphi, \theta)}.$$

Здесь M_1, M_2 — коэффициенты модуляции для частот соответственно $\Omega_1 = 2\pi F_1$ и $\Omega_2 = 2\pi F_2$; $a = E_{m2}/E_{m1}$.

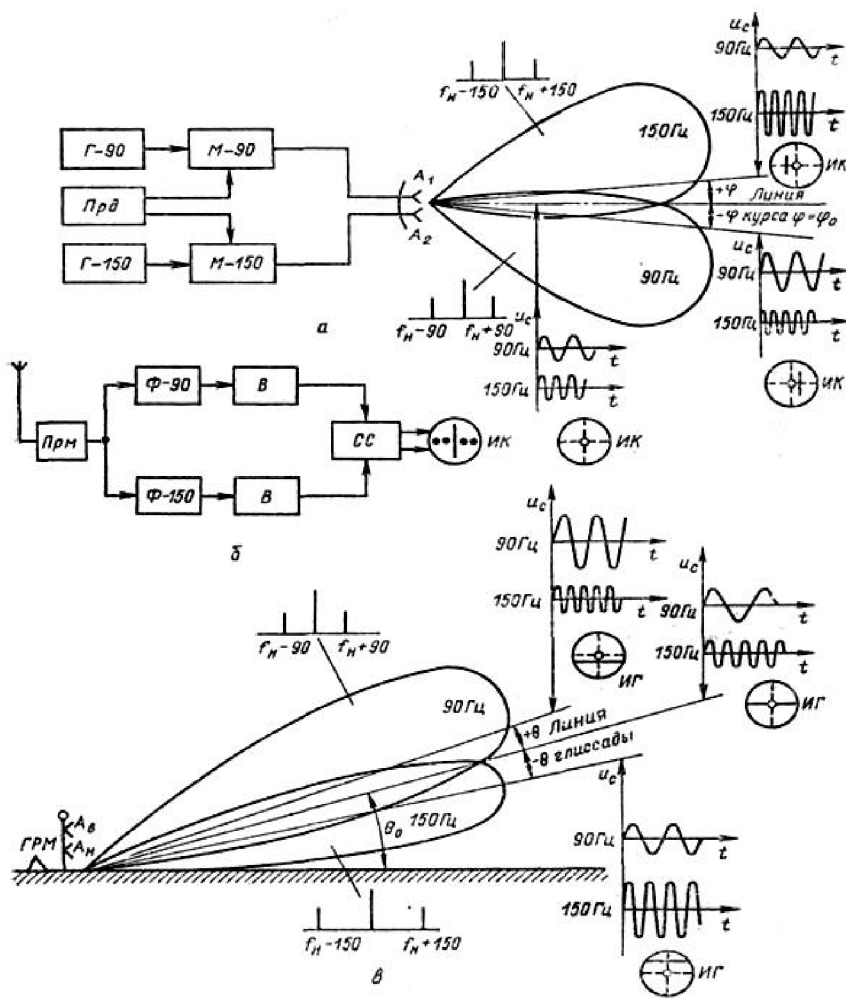


Рис. 5.6. Принцип формирования сигналов с использованием равносигнального КРМ и ГРМ, РМС типа П.С.:

- а – структурная схема КРМ с излучением АМ-колебаний, диаграмма направленности антенны и характеристики сравниваемых сигналов;
- б – структурная схема бортового приемника; в – диаграмма направленности антенн глассидного радиомаяка

Структура суммарного поля радиомаяка показывает, что оно является высокочастотным колебанием, промодулированным по амплитуде одновременно колебаниями двух частот модуляции Ω_1 и Ω_2 . При этом коэффициенты модуляции M_1 и M_2 ВЧ-колебаний зависят от направления.

РГМ определяется по формуле

$$\Delta \tilde{I} = \dot{I}_1 - \dot{I}_2 = \frac{Em_2}{Em_1} \frac{f_2(\varphi, \theta)}{f_1(\varphi, \theta)}.$$

Линии курса (глиссады) соответствует угол $\varphi=0$ ($\theta=0$), при котором РГМ = 0.

Таким образом, радиомаяк с опорным нулем создает равносигнальное излучение колебаний боковых частот модуляции в направлении минимума диаграммы направленности $f_2(\varphi, \theta)$, которое служит для задания посадочного курса в КРМ или глиссады в ГРМ.

Следует отметить, что поле ГРМ в вертикальной плоскости формируется с участием земной поверхности и больше, чем поле КРМ, подвержено дестабилизирующему влиянию параметров отражающей земной поверхности.

На борту ЛА высокочастотный сигнал, принятый антенной, поступает на вход курсового (КРП) или глиссадного (ГРП.) приемника.

Структура КРП и ГРП системы типа ILS (рис. 5.8, а также см. рис. 5.6; 5.7) одинакова и определяется характером излучаемых радиомаяками сигналов. Поскольку форма сигналов, излучаемых радиомаяками различных видов (равносигнальными или с опорным нулем) одинакова, для их приема используются одни и те же радиоприемники.

КРП и ГРП представляют собой супергетеродинные радиоприемные устройства, в выходной части которых выделяется навигационная информация о положении ЛА относительно плоскости посадочного курса или глиссады. После усиления и детектирования суммарного радиосигнала маяка выделяется сумма двух низкочастотных напряжений с частотами 90 и 150 Гц.

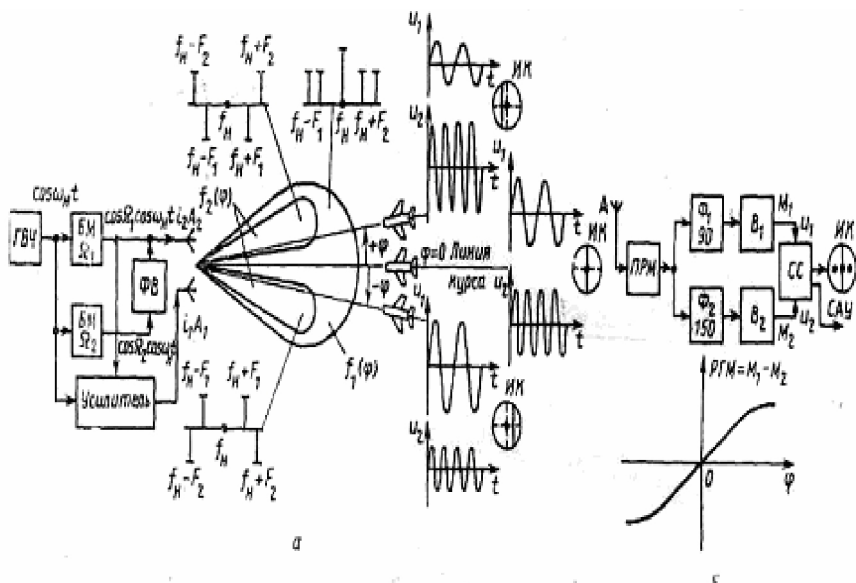


Рис. 5.7. Диаграмма направленности антенн, спектральный состав сигналов курсового радиомаяка, низкочастотные сигналы и положение стрелки индикатора курса (а); структурная схема курсового радиоприемника РМС типа ILS и зависимость разности глубины модуляции от направленности (б)

Сигналы с частотами $F_1 = 90$ Гц и $F_2 = 150$ Гц разделяются фильтрами Φ_1 и Φ_2 , после чего преобразуются выпрямителями B_1 и B_2 в постоянные напряжения u_1 и u_2 , которые пропорциональны глубинам пространственной модуляции соответственно M_1 и M_2 сигналов с частотами F_1 , F_2 . Напряжения u_1 и u_2 с выходов выпрямителей поступают на схему сравнения. При полете ЛА по линии курса (линии глissады) $M_1 = M_2$ (т. е. $РГМ=0$), поэтому напряжения, поступающие на ИК и ИГ (индикаторы курса и глissады) и в САУ, также равны нулю. При угловом отклонении ЛА от линии курса (линии глissады) возрастает значение $РГМ$, а значение и знак выходного напряжения характеризуют значение и сторону отклонения ЛА от посадочной траектории.

На ЛА гражданской авиации функции КРП и ГРП выполняет отечественное бортовое оборудование посадочных систем, работающее в режиме ILS. Наиболее совершенное оборудование такого типа — «Курс-МП-70».

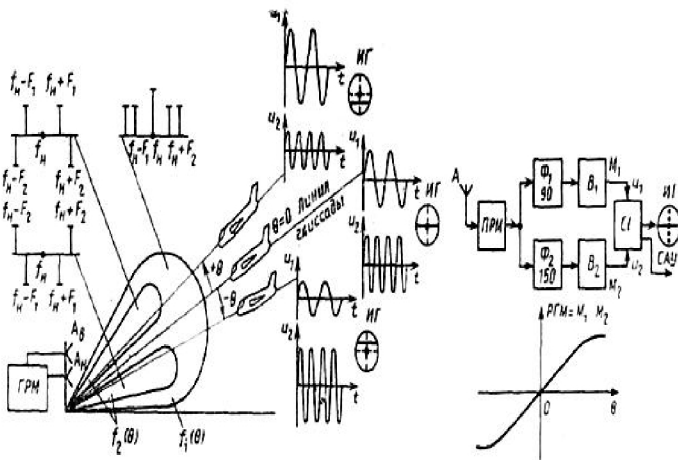


Рис. 5.8. Диаграммы направленности антенн, спектральный состав сигналов глissадного радиомаяка низкочастотные сигналы и положение стрелки индикатора глissады (а); структурная схема глissадного радиоприемника РМС типа ILS и зависимость разности глубины модуляции от направления (б)

5.3 Маркерный канал РМС типа СП-50 и ILS

Маркерный радиомаяк (МРМ) вместе с бортовым маркерным радиоприемником (МРП) образуют канал, фиксирующий момент пролета ЛА характерных участков на заданной траектории в виде световой, звуковой и тональной информации (рис. 5.9).

Три маркерных радиомаяка — дальний (ДМРМ), средний (СМРМ) и ближний (БМРМ) — устанавливаются на определенных расстояниях от начала ВПП со стороны захода ЛА на посадку.

Размещение радиомаяков системы ILS и параметры их сигналов регламентированы ИКАО (табл. 5.1)

Таблица 5.1.

Маркерный радиомаяк	Расстояние от торца ВПП, м	Максимальное отклонение от оси ВПП, м	Частота модуляции, Гц	Код манипуляции
Дальний	7400±300	75	400	2 тире/с
Средний	1050±150	75	1300	2 тире/с, 6 тчк/с
Ближний	75±8	30	3000	6 тчк/с

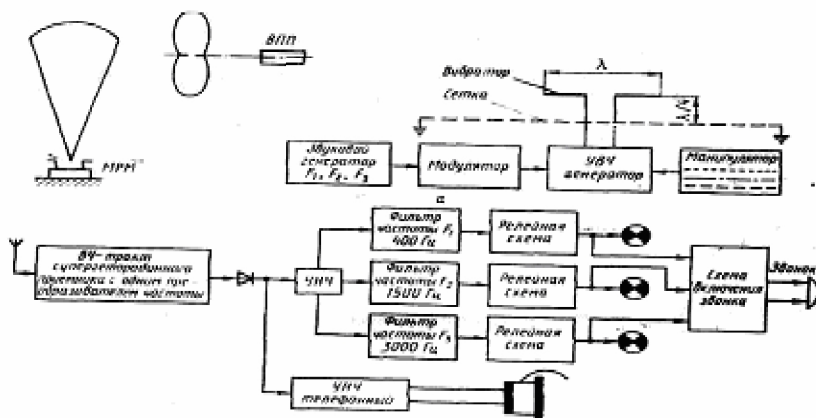


Рис. 5.9. Маркерный радиомаяк (а) и бортовой радиоприемник (б) системы посадки ЛА

Формирование сигналов в маркерном канале осуществляется путем излучения высокочастотных колебаний, модулированных по амплитуде и манипулированных определенным кодом в соответствии с местом расположения МРМ (см. табл. 10.1). В системе СП-50 при двухмаркерном варианте ВЧ-сигналы БМРМ и ДМРМ модулированы частотой 3000 Гц, но отличаются манипуляцией: точки в БМРМ и тире в ДМРМ. Поэтому звуковой генератор (см. рис. 10.12, а) в зависимости от назначения МРМ создает одну из трех частот: $F_1=400$, $F_2=1300$ и $F_3=3000$ Гц. Соответственно с манипулятора идет последовательность точек, либо последовательность чередующихся тире и точек, либо последовательность тире. Глубина модуляции составляет $(95 \pm 4)\%$.

Маркерные радиомаяки работают на частоте 75 МГц. Они излучают вертикально вверх кодированные сигналы с диаграммой направленности в виде конуса (факела). В момент пролета над радиомаяком сигналы принимаются на ЛА маркерным радиоприемником и поступают с его выхода на сигнальную лампочку и электрзвонок. Время индикации звуковой сигнализации зависит от высоты полета и скорости пролета ЛА над маяком. Пилот, наблюдая за характером горения лампочки и прослушивая код сигнала по звонку, судит о дальности до ВПП.

Маркерный радиоприемник выполнен по супергетеродинной схеме. Сигналы МРМ в МРП (см. рис. 4.9, б) преобразуются и затем усиливаются в УПЧ, после чего они детектируются и усиливаются в УНЧ. На выходе УПЧ установлены узкополосные фильтры частот $F_1 = 400$, $F_2 = 1300$ и $F_3 = 3000$ Гц, с которых напряжения этих частот поступают на соответствующие спусковые релейные схемы. Релейные схемы управляют одним из трех реле световой сигнализации (табло) пролета ЛА маркерного радиомаяка и звонком. При срабатывании реле загорается лампочка (табло), и срабатывает звонок.

Благодаря манипуляции низкой частотой световая и звуковая сигнализации воспроизводят тире и точки. Лампы (табло), коммутируемые различными реле, могут отличаться по цвету. Кроме того, сигнал с детектора поступает на УНЧ телефонного канала, к которому подключены телефоны членов экипажа, что позволяет экипажу по тону манипуляции определить пролет определенного маркерного радиомаяка.

Весьма важным является точное определение момента пролета над МРМ. Поэтому время приема сигналов должно быть строго ограничено. В системе типа СП-50 это время для дальнего МРМ составляет (12 ± 4) с, для ближнего — (6 ± 2) с при снижении по глиссаде со скоростью 240 км/ч.

В системах типа ILS время приема сигналов дальнего МРМ составляет (12 ± 4) с, среднего — (6 ± 2) с, ближнего — (3 ± 1) с при снижении со скоростью 180 км/ч. Это достигается за счет того, что напряжения включения и выключения релейных схем мало отличаются друг от друга (примерно на 20%).

5.4 Бортовая навигационно-посадочная аппаратура «КУРС-МП-70»

Бортовая аппаратура «Курс-МП-70» предназначена для обеспечения полетов ЛА по всенаправленным радиомаякам международной навигационной системы VOR и выполнения посадок по системам ILS и СП-50. Таким образом, данная аппаратура имеет три режима работы: «VOR», «ILS» и «СП-50». В ее состав входят: антенная система; два навигационно-посадочных устройства УНП; блок контроля БВК; бортовые устройства коммутации, обеспечивающие

автоматическое переключение с одного УНП на другой в случае отказа; маркерный радиоприемник РПМ-70; два пульта управления ПУ-1 и ПУ-2 для выбора частотного канала ^ курсового или глиссадного тракта аппаратуры и включения устройств встроенного контроля; два селектора курса СК для установки магнитного пеленга радиомаяка (выбранного курса) и селектор режимов (СР) для переключения режимов посадки «ILS» и «СП-50», а также выпрямитель В-502 (рис. 5.10)

Два навигационно-посадочных устройства, блок встроенного контроля и выпрямитель, расположенные на групповой амортизационной раме, образуют отдельный моноблок аппаратуры «Курс-МП-70». В приборном варианте МРП-70 полностью автономен и конструктивно, и по схеме.

Бортовая аппаратура «Курс-МП-70» по своим параметрам соответствует нормам на бортовую аппаратуру и обеспечивает посадку при метеоминимуме III категории ИКАО.

Бортовая аппаратура «Курс-МП-70» входит в состав навигационно-посадочного комплекса ЛА, где ее информация используется не только для индикации, но и для автоматизации процесса управления ЛА.

Аппаратура «Курс-МП-70» применяется как для ручного, так и для полуавтоматического или автоматического пилотирования ЛА. Отличительной особенностью аппаратуры «Курс-МП-70» по сравнению с предыдущими образцами аналогичной аппаратуры (например «Курс-МП-2») является наличие самоконтроля и встроенного контроля по всем каналам — курсовому, глиссадному и маркерному. Средства встроенного контроля формируют навигационные сигналы наземных радиомаяков VOR, ILS и СП-50, которые по желанию пилота служат для дискретного контроля работоспособности аппаратуры. Средства самоконтроля контролируют как изменение уровня рабочих сигналов в каналах аппаратуры, так и девиацию выходного тока в цепях индикаторных приборов. Применение таких встроенных в аппаратуру устройств контроля основных параметров позволяет, во-первых, повысить достоверность получаемой от аппаратуры информации, так как на любом этапе полета пилоту предоставляется возможность проверить правильность этой информации, и, во-

вторых, значительно сократить время наземных проверок, которые выполняются при различных регламентных работах или при отыскании отказавшего блока. Каналы аппаратуры «Курс-МП-70» проверяются нажатием кнопок «Вкл. контроля» на соответствующих пультах управления.

Основным блоком аппаратуры «Курс-МП-70» является навигационно-посадочное устройство (УНП). Оно осуществляет: прием сигналов Навигационных радиомаяков VOR, курсовых и глиссидных посадочных радиомаяков систем СП-50 и ILS; обработку и выделение информации, содержащейся в принятых сигналах; выдачу информации в виде, удобном для потребителя, а также выработку сигналов готовности аппаратуры «Курс-МП-70».

В состав аппаратуры «Курс-МП-70» входят два УНП, которые могут работать как в одном режиме («Навигация» или «Посадка»), так и разных режимах: одно УНП в режиме навигации «VOR», другое УНП — в одном из режимов посадки («ILS» или «СП-50»).

В режиме навигации «VOR» УНП определяет пеленг радиомаяка VOR и выдает сигналы опознавания. В посадочных режимах «ILS» и «СП-50» выходные сигналы УНП содержат информацию о положении ЛА в вертикальной и горизонтальной плоскостях относительно заданной траектории снижения при заходе ЛА на посадку. В УНП предусмотрен оперативный контроль работоспособности блока в режимах «Навигация» и «Посадка».

УНП конструктивно объединяет два радиоприемника: курсовой и глиссидный (рис. 5.11).

Курсовой радиоприемник предназначен для приема, выделения, усиления и преобразования высокочастотных сигналов радиомаяков VOR, ILS и СП-50 в сигналы, поступающие на индикаторы и вычислитель. Курсовой радиоприемник является двухсот канальным супергетеродином с двойным преобразованием частоты.

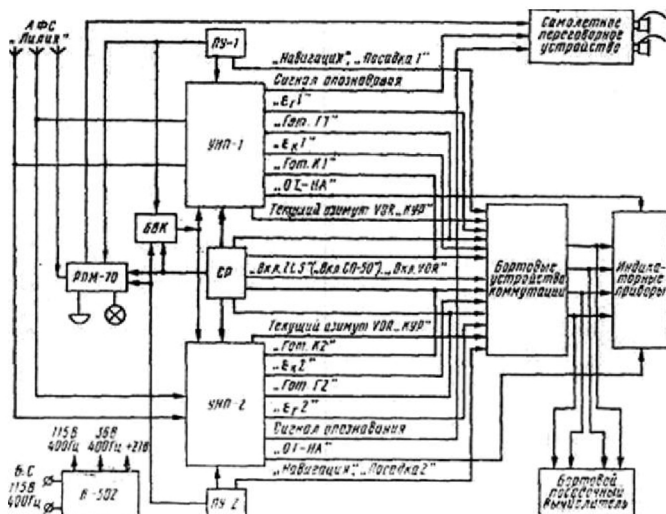


Рис. 5.10. Структурная схема бортовой аппаратуры навигации и посадки «Курс-МП-70»

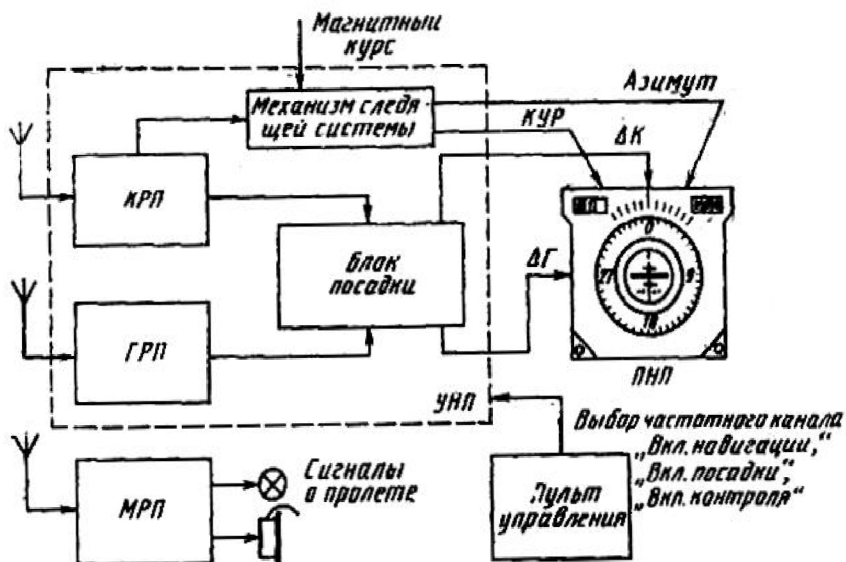


Рис. 5.11. Упрощенная схема бортовой аппаратуры «Курс-МП-70»

5.5 Радиомаячная система посадки сантиметрового диапазона типа MLS

Стремление к созданию единой системы посадки для авиации всех стран и различных ведомств, ЛА различных типов и в различных аэродромных условиях привело к использованию диапазона 5 ГГц (длина волны 6 см). В этом диапазоне можно обеспечить заданную дальность действия (не более 50 км) в любых метеорологических условиях и получение точной информации на всех этапах посадки, включая выравнивание до полного приземления.

Стандартная РМС типа MLS представляет собой точную угломерно-дальномерную систему, состав и взаимодействие оборудования которой приведены на рис. 5.12.

Угломерная подсистема с помощью наземных радиомаяков на борту ЛА создает сигналы, сдвиг которых во времени является функцией угловых отклонений ЛА от заданной траектории (временное кодирование). Частотный диапазон угломерной подсистемы составляет 5031..5090,7 МГц. В пределах данного диапазона имеется 200 частотных каналов с разносом по частоте 0,3 МГц. Стабильность частоты должна быть такой, чтобы ее изменение за 1 с не превышало ± 50 Гц.

Зона действия угломерной подсистемы формируется четырьмя наземными радиомаяками: азимутальным захода на посадку АРМ-1, обратного азимута АРМ-2, угломестным захода на посадку УРМ-1 и угломестным выравнивания УРМ-2.

Каждый из этих радиомаяков обеспечивает информацией об угловом положении ЛА в определенной части зоны действия, в частности, в зонах захода на посадку, обратного азимута и ВПП.

Формат сигнала угломерной подсистемы обеспечивает независимость передачи информации каждым радиомаяком. Все радиомаяки, входящие в состав системы MLS (азимутальные и угломерные), имеют одинаковый принцип работы. Принцип действия угломерной подсистемы иллюстрируется рис. 5.13). Радиомаяк имеет передатчик и антенное устройство типа фазированной антенной решетки (ФАР). ФАР формирует узкий луч (в горизонтальной плоскости в азимутальных радиомаяках или в вертикальной плоскости в угломестных маяках), качающийся в горизонтальной плоскости (для АРМ) или в вертикальной плоскости (для УРМ) в заданном секторе. Ширина узкого луча для разных вариантов MLS может

составлять от 0,5 до 4°. Информация об угловом положении ЛА в пределах рабочего сектора радиомаяков MLS кодируется временным интервалом между импульсами прямого и обратного ходов луча. Величина временного интервала является линейной функцией измеряемого пеленга. Луч сканирует упорядоченным образом. В некоторый момент времени (опорное время), которое известно на ЛА, так как информация о нем передается наземными радиомаяками, начинается движение луча в прямом направлении (в сторону увеличения угла). При этом в азимутальном радиомаяке луч диаграммы направленности антенны движется по часовой стрелке (если смотреть сверху), т.е. «туда», и «обратно», когда луч движется против часовой стрелки. Нулевое значение угла для азимутальных радиомаяков захода на посадку соответствует осевой линии ВПП.

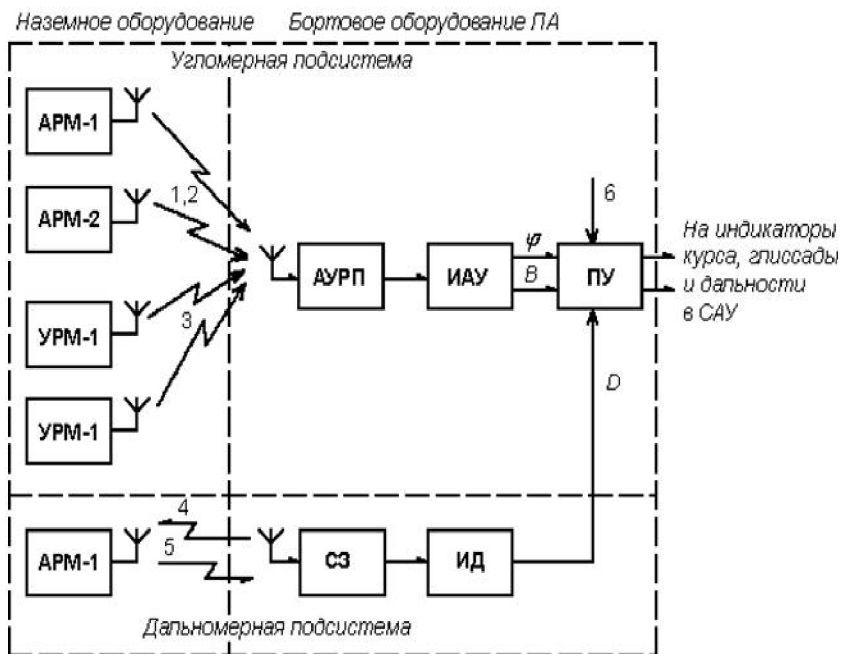


Рис. 5.12. Состав взаимодействия оборудования MLS: 1 – азимутальная информация; 2 – дополнительная информация; 3 – угломерная информация; 4 – запрос; 5 – ответ (информация дальности); 6 – параметры траектории посадки

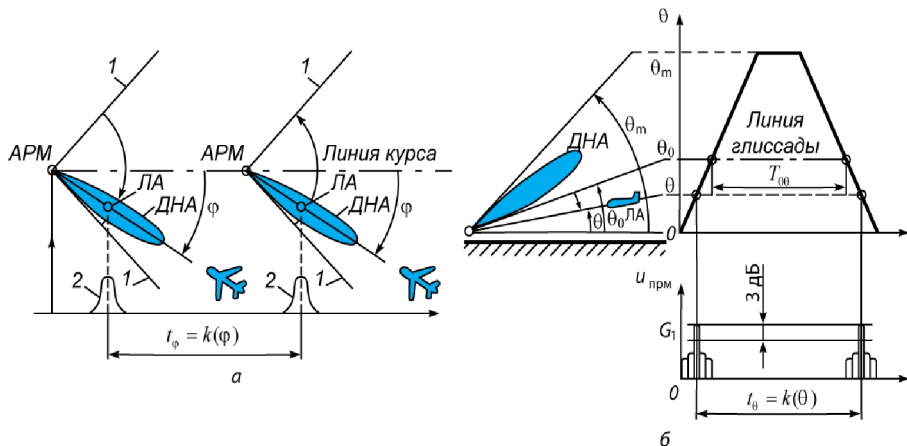


Рис. 5.13. Формирование информативного параметра сигнала в азимутальном (а) и угломестном (б) каналах системы при определенном движении луча в горизонтальной и вертикальной плоскостях:
 1 – граница сектора сканирования ЛА; ФАР – Фазированная антенная решетка угломестного радиомаяка; 2 – сигнал бортового приемника.

В угломестных радиомаяках используют термин «вверх», когда луч ДНА движется в направлении возрастания угла места, и «вниз», когда движение происходит в противоположном направлении. Нулевое значение угла места совпадает с горизонтальной плоскостью, проходящей через фазовый центр антенны радиомаяка.

Во время движения луча «туда» и «обратно», «вверх» и «вниз» антенна излучает немодулированный сигнал. Переходу от движения луча в прямом направлении к движению в обратном соответствует прекращение излучения (пауза). Рассмотренный цикл (т.е. прямое и обратное движение луча) периодически повторяется с частотой повторения данной функции.

На ЛА в те моменты времени, когда луч радиомаяка ориентирован в направлении ЛА, принимаются два импульсных сигнала, соответствующих движению луча данного радиомаяка в прямом и обратном направлениях. Длительность этих импульсов определяется шириной луча ДНА и угловой скоростью перемещения, а моменты их возникновения зависят от углового положения ЛА относительно биссектрисы сектора. Таким образом, информативный параметр сигнала УПС представляет собой временной интервал t_4 , в между

двумя импульсами, принимаемыми на ЛА при облучении его сканирующим лучом диаграммы направленности антенны" Наземного радиомаяка во время прямого и обратного ходов луча.

Бортовое оборудование ЛА решает следующие задачи: выделение сигнала, принимаемого во время прохождения луча антенны через место, где находится ЛА; измерение временного интервала между двумя последовательно принимаемыми сигналами при движении луча в прямом и обратном направлениях, определение углового положения ЛА в горизонтальной или вертикальной плоскости и нахождение отклонения ЛА от задаваемой «а борту ЛА линии курса и глассады.

Бортовое оборудование включает в себя ряд функциональных элементов: азимутально-угломестный радиоприемник (АУРП), измеритель азимутального угла φ и угла места θ (ИАУ), запросчик дальности (ЗД), измеритель дальности (ИД) и вычислительное устройство.

В азимутально-угломестном радиоприемнике принятый сигнал очищается от помех, после чего преобразуется в прямоугольный импульс путем его сечения по уровню 3 дБ и подается далее на устройство измерения временного интервала. В ИАУ определяется угловое положение ЛА путем измерения интервала времени $t_{\varphi, \theta}$ между принимаемыми во время прямого и обратного ходов луча ДНА радиомаяка импульсами.

Сигнал с выхода ИАУ несет информацию об определяемом угловом параметре:

$$\phi = k_{\varphi} t_{\varphi}; \theta = k_{\theta} t_{\theta},$$

где $k_{\varphi, \theta}$ — масштабный коэффициент.

Полученные значения φ или θ подаются на вычислительное устройство, где сравниваются со значениями $T_{0\varphi}$, или $T_{0\theta}$, соответствующими положению ЛА на линии курса или выбранной на борту линии глассады. Здесь T_0 представляет собой интервал времени между импульсами прямого и обратного ходов луча, принимаемыми на ЛА в том случае, когда ЛА находится на заданной траектории захода на посадку. Полученная на выходе ВУ разность

$\Delta_{\varphi,\theta} = 0,5k_{\varphi,\theta}(t_{\varphi,\theta} - T_{0\varphi,\theta})$ несет информацию об отклонении ЛА от заданной траектории и используется для индикации положения ЛА на приборах экипажа, а также для управления ЛА при автоматизации посадки.

Погрешности угломерной подсистемы MLS при номинальной мощности принимаемого сигнала составляют для канала азимута $\pm 0,015^\circ$, канала угла места $\pm 0,005^\circ$.

Дальномерная подсистема MLS(DME/P) предназначена для измерения расстояния до точки приземления ЛА. Дальность определяется радиолокационным методом по сигналу, поступившему с дальномерного радиомаяка в ответ на запросный сигнал ЛА. Информативный параметр сигнала представляет собой временной интервал между моментами излучения сигнала запроса и приема сигнала ответа.

Подсистема DME/P совместима со стандартным оборудованием DME, что позволяет выбирать рабочие частотные каналы DME/P из числа 252 каналов стандартного оборудования DME. Общее число частотно-кодовых каналов DME/P в диапазоне 960..1215 МГц с разносом по частоте 1 МГц равно 200, что расширяет возможности этого дальномера.

Согласно принципу «запрос—ответ» радиодальномер, установленный на ЛА, излучает кодированный запросный сигнал, который принимается антенной дальномерного радиомаяка — ответчика ДРМ, расположенного в конце ВПП.

После обработки сигнала запроса в приемном устройстве ДРМ излучает ответный сигнал. Дальность измеряется по времени запаздывания ответного сигнала относительно запросного:

$$D = 0,5c(t_D - t_{a.s} - t_{\sigma.a}),$$

где c — скорость распространения радиоволн;

$t_D = 2D/C$ — временной интервал, пропорциональный текущей дальности $D(t)$; $t_{a.s}$ — фиксированная задержка сигнала в дальномерном радиомаяке; $t_{\sigma.a}$ — фиксированная задержка сигнала в бортовой аппаратуре.

Координаты ДРМ передаются угломерной подсистемой MLS, а бортовое вычислительное устройство учитывает их и непрерывно выдает дальность до расчетной точки приземления.

Точность DME/P определяется допустимыми погрешностями измерения дальности до расчетной точки приземления (точки отсчета MLS). Суммарная погрешность дальномерной подсистемы в опорной точке не должна превышать 30 м (2σ).

Особенности схемы бортовой аппаратуры DME/P в отличие от стандартного DME следующие:

- в режиме определения дальности на участке захода, начиная с 14,5 км и ближе к ВПП (режим *FA*), первый импульс запросных и ответных кодовых групп имеет крутой фронт;

- время прихода принимаемых импульсов фиксируется по уровням 0,15 в режиме *FA* и 0,5 в режиме *JA* (на участке захода, начиная с 37 км и ближе к ВПП) от амплитудного значения первого импульса кодовой группы;

- осуществляется автоматическая подстройка временной задержки в тракте ДРМ по контрольному сигналу;

- в приемниках РД и ДРМ применяются логарифмические УПЧ;

- для неискаженного приема первого импульса запросных и ответных кодовых групп в режиме *FA* используются УПЧ с широкой полосой пропускания и двухканальный дискриминатор, обеспечивающий заданную избирательность по соседнему каналу;

- при измерении дальности используется усреднение данных в аппаратуре радиодальномера.

Дальность измеряется так же, как и в навигационных дальномерных системах VOR/DME.

Таким образом, бортовое оборудование радиомаячной системы типа MLS обеспечивает прием сигналов и измерение трех координат ЛА: азимутального угла φ , угла места θ и расстояния D .

функционирования системы и повышения эффективности ее использования:

- расстояние от антенны АРМ до порога ВПП;
- границы зоны пропорционального наведения по азимуту и по обратному азимуту;

- ширина луча для конкретного функционального элемента;

- расстояние от точки начала отсчета до порога ВПП;

- расстояние от антенны РД до порога ВПП;

- минимальный угол наклона глиссады;

- высота угломестной антенны и ее смещение.

Вспомогательные данные содержат:

- информацию о размещении наземного оборудования, используемую для уточнения расчетов местоположения ЛА;
- метеорологическую информацию;
- информацию о состоянии ВПП;
- другую вспомогательную информацию.

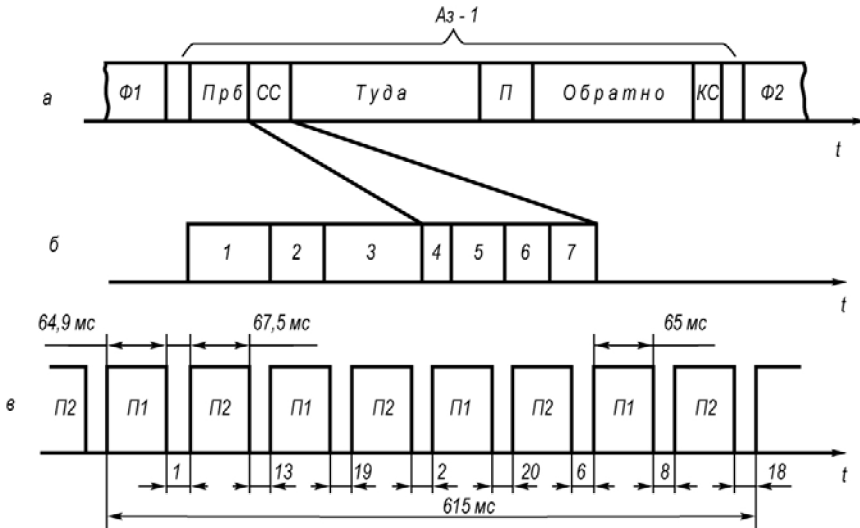


Рис. 5.14. Содержание угломерной функции Az-1 (а), преамбулы и секторных сигналов (б), распределение информации угломерной подсистемы MLS во времени (в):

Ф-1, Ф-2 – предыдущая и последующая функции Az-1; Прб – преамбула; СС – секторные сигналы; «Туда», «Обратно» — сканирование луча АРМ-1 в прямом и обратном направлениях; П – пауза; КС – импульс конца сканирования; 1 – немодулированный сигнал несущей частоты; 2 – кодированный сигнал «опорного времени»; 3 – кодированный сигнал опознавания функций; 4 – сигнал опознавания места установки антенны, передаваемый кодом «Морзе»; 5 – сигнал выбора бортовой антенны; 6 – импульсы ОСИ; 7 – тест-сигнал для проверки бортовой аппаратуры; П1, П2 – последовательности функций (в миллисекундах)

Кроме координатной информации радиомаяки системы MLS передают дополнительную информацию (основные и вспомогательные данные), предназначенную для обеспечения правильного.

Работа функциональных элементов MLS разделена во времени, а один цикл работы каждого функционального элемента предусматривает передачу следующих сигналов: ключевого (так называемая преамбула), секторных, сканирования «туда» и сканирования «обратно» (рис. 5.14).

Сигнал преамбулы излучается по всему сектору зоны действия и состоит из кода синхронизации для обозначения опорного времени и кода опознавания функции для определения передаваемой информации (азимута захода на посадку, угла места захода на посадку и т. п.).

Секторные сигналы служат для опознавания наземной подсистемы и выбора бортовой антенны.

В системе предусматривается использование двух последовательностей передачи П1 и П2, включающих в себя все функции: азимут захода на посадку; угол места выравнивания; обратный азимут; азимут в зоне 360°; основные данные. Цикл уплотненной во времени передачи сигналов MLS предусматривает поочередную передачу последовательностей П1 и П2, а также вспомогательных данных. Продолжительность передачи этих последовательностей составляет соответственно 64,9 и 67,5 мс, а один полный цикл работы MLS занимает 615 мс. На рисунке временные интервалы между последовательностями функций П1 и П2" указаны в миллисекундах.

ГЛАВА 6. РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Радионавигационное оборудование в составе пилотажно-навигационного комплекса обеспечивает выполнение следующих функций:

- ручное оперативное управление радиотехническими средствами и их режимами с пульта КП РТС;
- непрерывное автоматическое определение и выдачу потребителям навигационных параметров от аппаратуры АРК, VOR, ДМЕ и РСБН в вычислительную систему самолетовождения (ВСС) и систему электронной индикации (СЭИ);
- непрерывное автоматическое определение и выдачу посадочных параметров по радиомаякам типа СП-50 и ILS от аппаратуры ILS; или по радиомаякам типа ПРМГ от аппаратуры РСБН в вычислительную систему управления полетом (ВСУП), в систему предупреждения приближения земли (СППЗ) и СЭИ;
- определение и коррекцию координат по навигационным спутникам;
- обзор воздушного пространства и земной поверхности аппаратурой МНРЛС;
- выдачу данных об отказах и неисправностях в КИСС и ССЛО.

Принятые сокращения:

- | | |
|-------|--|
| АРК | - автоматический радиокompас; |
| ВСС | - вычислительная система самолетовождения; |
| ВСУП | - вычислительная система управления полетом; |
| ДКМВ | - декаметровые волны (диапазон); |
| ИКО | - индикатор кругового обзора; |
| КИСС | - комплексная информационная система сигнализации; |
| КПРТС | - комплексный пульт управления радиотехническими средствами; |
| МВ | - метровые волны (диапазон); |
| ПРМГ | - посадочная радиомаячная группа (дециметрового диапазона); |
| РМИ | - радиомагнитный индикатор; |
| РСЗ | - равносигнальная зона; |

РТС	- радиотехническое средство;
СППЗ	- система предупреждения приближения земли;
ССЛО	- система сбора и локализации отказов;
СЭИ	- система электронной индикации;
ЧКК	- частотно-кодовый канал;
ДМЕ/Р	- радиодальномер прецезионный по маякам системы ДМЕ;
РСБН	- радиосистема ближней навигации (дециметрового диапазона);
ILS	- радиосистема посадки по маякам ILS;
СП-50	- радиосистема посадки по маякам СП;
VOR	- радиосистема ближней навигации по маякам VOR;
MLS	- микроволновая система посадки;
СО	- самолетный ответчик;
МНРЛС	- метеонавигационная радиолокационная станция;
ВСК	- встроенная система контроля;
ВПП	- взлетно-посадочная полоса;
НВП	- направление взлетной полосы;
ПУИ	- пульт управления индикацией;
ВК	- вычислительный контур;
ППМ	- поворотный пункт маршрута;
ИНС	- инерциальная навигационная система.

6.1 Радиосистема ближней навигации РСБН А-331

РСБН А-331 совместно с АФУ “Астра-204” рис. 6.1 обеспечивает непрерывное автоматическое определение и выдачу потребителям навигационных и посадочных параметров:

- азимута (А) самолета относительно северного направления истинного меридиана, проходящего через радиомаяк;
- наклонной дальности (Д) относительно наземного радиомаяка;
- отклонение от оси равносигнальных зон (РСЗ) курса (ск) и глиссады (сг) наземного радиомаяка типа ПРМГ;
- наклонной дальности (Дпос) относительно наземного радиомаяка типа ПРМГ.

Также А-331 обеспечивает опознавание и определение местоположения самолета на наземных радиомаяках по ИКО. Кроме того, А-331 ретранслирует в СЭИ курс ВПП, заданный с КП РТС или ВСС-85.

В состав А-331 входят:

- приемопередающий измерительный блок (ППИБ) А-331-050, состоящий из блоков:

- приемник АДПР А-312-001;
- передатчик СЗД-УМ А-317-002;
- специализированный цифровой вычислитель СЦВМ.
- устройство защиты (УЗ) А-331-026.

На самолете установлено два комплекта А-331 № 1 и № 2.

А-331-050 (ППИБ) №1;

А-331-050 (ППИБ) № 2;

А-331-026 (УЗ) № 1;

А-331-026 (УЗ) №2.

Питание А-331 осуществляется от Б/С 115В 400 Гц рис. 2.2. Включение А-331 № 1 и № 2 осуществляется соответственно выключателями РТС1 и РТС2 одновременно с другими РТС на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов.

Управление индикация. Управление А-331 осуществляется в режимах автоматическом (программном) от ВСС и ручном от КП РТС. При ручном управлении А-331 (кнопка РСБН нажата) выбор режимов работы производится соответствующими многофункциональными кнопками, а каналы ЧКК устанавливаются на наборном поле КП РТС. РСБН А-331 имеет режимы работы:

“НАВИГАЦИЯ” - определение и выдача потребителям параметров:

- азимут (А) самолета;
- наклонная дальность (Д).

“ОПОЗНАВАНИЕ” - выдача сигнала опознавания для индикации на наземном ИКО. Выдача сигнала производится в ручном режиме при нажатии многофункциональной кнопки ОПОЗН. Надпись ОПОЗНАНИЕ в 6 строке индицируется 5-6 сек, а затем снимается.

“ПОСАДКА” - определение и выдача потребителям параметров:

- отклонение от оси РСЗ курса (εк) и глиссады (εг) по радиомаякам ПРМГ;

- наклонная дальность (Дпос) по радиомаякам ПРМГ.

При ручном управлении для ввода курса ВПП выбирается 3 строка, набирается необходимое значение и нажимается кнопка ВВД, при этом признак «АВТ» сменяется на «РУЧ». Возврат к автоматической настройке (одновременно оба комплекта) осуществляется кнопкой АВТ.

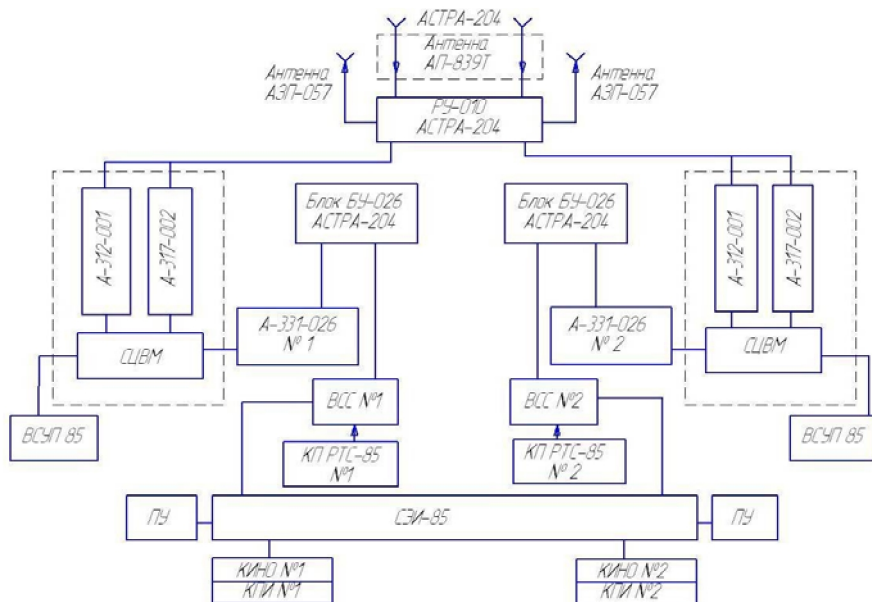


Рис 6.1. Структура РСБН-331 с АФУ – «АСТРА-204» и связи с потребителями

Индикация азимута (А) и дальности (Д) осуществляется на синтезированном изображении ПНП КИНО №1 и №2 СЭИ по счетчикам азимута и дальности. При этом переключатель режимов индикации на ПУ СЭИ устанавливается в положение “РН”.

Индикация отклонений от РСЗ курса (ϵ_k) и глиссады (ϵ_r) осуществляется индексами отсчета отклонений в боковой горизонтальной плоскости на КИНО № 1 и № 2 и “Окном” предельных отклонений от заданной траектории на КПИ № 1 и № 2 СЭИ. При этом переключатель режимов индикации на ПУ СЭИ устанавливается в положение “НВ” и нажимается кнопка «ПОСАДКА».

Контроль и индикация неисправностей. В режиме “Контроль” с помощью ВСК (кнопка КОНТР РТС на КП РТС нажата) на индикаторе КИНО №1 (№ 2) отображается контрольное (тестовое) значение:

A = 180°; Д = 250 км; ЧКК НАВ 0115;
ПОС 0027.

Для расширенного тест-контроля, проводимого на земле используется кнопка КОНТРОЛЬ на щитке наземной проверки ССЛО.

Отказ А-331 индицируется на КИНО № 1 и № 2 и КПИ № 1 и № 2 миганием стрелок индексов и счетчиков соответствующих элементов.

Отказ А-331 индицируется также на экране КИСС (по вызову) в кадре «Блоки».

6.2 Радиовысотомер малых высот РВ-85

РВ-85 рис.6.2 предназначен для измерения текущей (истинной) высоты полета в диапазоне до 1500 м.

Точность измерения $\pm 0,45$ м или $\pm 0,02H$ (по большему значению).

Нормальная работа РВ обеспечивается в полете с кренами и тангажом (совместно) не более 20°.

При полете на малых высотах над толстым слоем льда или снега с углами крена и тангажа (совместно) более 40° РВ измеряет высоту с большой погрешностью.

В состав РВ входят:

- приемопередатчик А-041-1;
- антенна А-041-2-4 (2 шт.).

На самолете установлены три комплекта РВ:

- приемопередатчики № 1 и №2;
- приемопередатчики № 3;
- антенны ПРД и ПРМ РВ № 1;
- антенны ПРД и ПРМ РВ № 2;
- антенны ПРД и ПРМ РВ № 3.

Питание РВ-85 осуществляется от Б/С 115В и 400Гц (рис. 6.2). Включение питания РВ № 1 и № 3, а также РВ № 2 осуществляется соответственно выключателями РТС1 и РТС2 одновременно с другими РТС на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов. Запрещается включение РВ-85 при нахождении людей в окружности радиусом 2 м относительно его передающей антенны.

Управление и индикация. Управления РВ-85 не требует. Работа РВ начинается и заканчивается с момента включения и выключения питания. Комплекты РВ выдают информацию о текущей высоте:

- в соответствующие каналы (1, 2, 3) ВСУП - от РВ № 1, № 2, № 3;
- в каждый канал (1, 2, 3) СЭИ - от всех трех РВ;
- в оба канала СКПР - от РВ № 1 и № 2;
- в СППЗ - от РВ № 1 и № 2;
- в ССЛО - от РВ № 1.

Индикация высоты осуществляется на КПИ №1 и №2 СЭИ соответственно от РВ № 1 и № 2. При отказе одного из них, вместо отказавшего, индикация осуществляется от РВ № 3. Контроль РВ осуществляется только централизованно от ССЛО. Контрольное значение высоты 12 м (49ф).

При варианте использования трех РВ бортовая ВСУП анализирует состояние контрольных битов информационных слов каждого из РВ, а также сравнивает измеренное каждым из них значение высоты с показаниями других. В этом случае практически все элементы в РВ (не охваченные ВСК) контролируются ВСУП и периодического наземного контроля, кроме оперативных форм не требуется.

Индикация отказов и неисправностей. Отказ РВ индицируется миганием индексов радиовысоты на КПИ СЭИ. Для проверки неисправности РВ и цепей связи с сопрягаемыми системами используйте данные КИСС и ССЛО.

Индикация неисправности РВ на КИСС (по вызову) производится в кадре «Блоки» - по тексту сигналов «РВ-85:1», «РВ-85:2», «РВ-85:3». Отказы приемопередатчика (ПП) или антенны (АФС) определяются по свечению соответствующих светодиодных индикаторов на передней панели приемопередатчика.

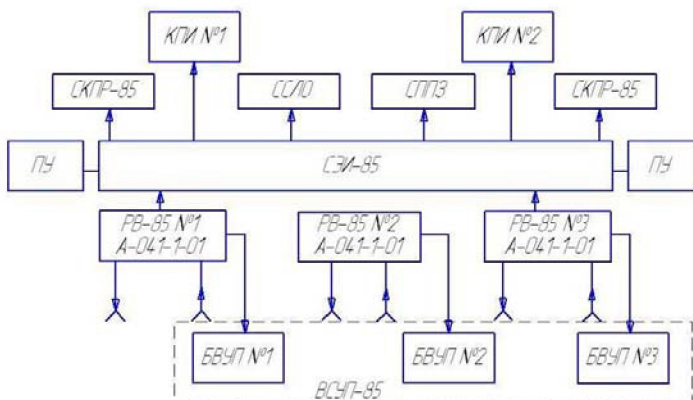


Рис. 6.2. Структура РВ-85 и связи с потребителями

6.3 Автоматический радиоконпас АРК-25

АРК-25 рис. 3. предназначен для самолетовождения по приводным и ширококвещательным радиостанциям, а также построения предпосадочного маневра при заходе на посадку.

Диапазон частот 150 ч 1750 КГц

Интервал частот 0,5 КГц

В состав АРК-25 входят рис.5.1:

приемник А-220-1-2;

блок совмещенных антенн А-220-2-1 (БСА)

На самолете установлено два комплекта АРК.

приемник № 1 и № 2;

БСА № 1 (АРК №1);

БСА №2 (АРК № 2).

Питание АРК осуществляется от Б/С 115 В 400 Гц. Включение АРК № 1 и АРК № 2 осуществляется выключателями РТС2 и РТС3 одновременно с другими РТС (включая КП РТС и часть ВСС, обеспечивающую работу КП РТС в ручном режиме) на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов. При обесточивании основной эл. сети АРК № 2 и КП РТС № 1 с частью ВСС № 1 автоматически переключается на питание от аварийного источника 115 В запитываемого от аккумуляторов.

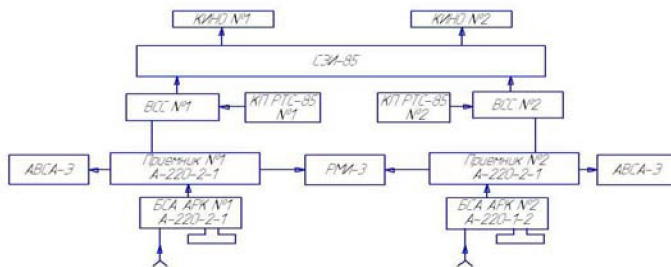


Рис 6.3. Структура АРК-25 и связи с потребителями

Управление и индикация. Управление АРК осуществляется в режимах автоматическом (программном) от ВСС и ручном от КП РТС.

АРК имеет режимы работы:

КОМП - основной – обеспечивающий автоматическое пеленгование радиостанций;

АНТ - использование АРК в качестве средневолнового радиоприемника;

ТЛФ - прослушивание позывных приводных радиостанций, работающих в тональной модуляции;

ТЛГ - прослушивание позывных приводных радиостанций, работающих немодулированными сигналами.

Режимы ТЛГ и ТЛФ, КОМП и АНТ - взаимоисключающие.

При включении питания ВСС и КП РТС, если в ВСС не введена программа полета или не введены частоты настройки, то АРК автоматически настраивается на частоту 150 КГц, и переводится в режимы работы КОМП (КМП) и ТЛФ.

Для задания автоматической настройки АРК на земле помимо введенного маршрута необходимо задать на ПУИ ВСС направление взлета.

Настройка АРК 1 (2) на резервную частоту. Предусмотрена возможность настройки АРК 1 (АРК 2) на резервную частоту, с предварительным набором и последующим переводом ее значения в РЕЗ

1 (РЕЗ 2) кнопкой ВВ. Для задействования набранного значения резервной частоты в АРК 1 (АРК 2) выбирается соответствующая строчная кнопка РЕЗ 1 (РЕЗ 2) и кнопкой ВВ это значение переписывается в АРК 1 (АРК 2), при этом значение РЕЗ 1 (РЕЗ 2) обнуляется. Возврат АРК1 (АРК 2) к автоматической настройке производится соответствующей строчной кнопкой и кнопкой АВТ. Углы КУР АРК1 и АРК2 индицируются на синтезированном изображении ПНП КИНО № 1 и № 2 СЭИ стрелками КУР1 и КУР2, а также стрелками КУР1 и КУР2 на РМИ-3 относительно их неподвижных шкал.

Индикация на КИНО СЭИ осуществляется установкой переключателя режимов индикации КИНО в положение “РН” и нажатием кнопки АРК на ПУ СЭИ.

Индикация отказов и неисправностей. Отказ АРК 1 и АРК 2 индицируется миганием стрелок и шкал КУР и наличием бленкеров на лицевой панели РМИ-3. Индикация отказа АРК производится также на КИСС (по вызову) в кадре «Блоки» - по тексту «АРК : 1», «АРК : 2».

Для определения отказавшего блока или цепей связи используется ВСК АРК-25, включаемая в режим «Функциональный контроль» одноименной кнопкой на передней панели приемника (или по команде от ССЛО). Режим «Функциональный контроль» выполняется на включенном и настроенном (например на 560 КГц) АРК в любом режиме - КОМП или АНТ.

6.4 Радиотехническая система ближней навигации по маякам VOR – VOR-85

Аппаратура VOR-85 рис.6.4 предназначена для:

- коррекции координат численных ВСС;
- определения курсового угла (текущего азимута), самолетовождения по радиомаякам VOR, и выдачи данных для индикации на СЭИ и прибор РМИ-3;
- определение момента пролета маршрутных и посадочных маркерных радиомаяков;
- выдача сигналов опознавания наземных радиомаяков VOR и маркерных радиомаяков.

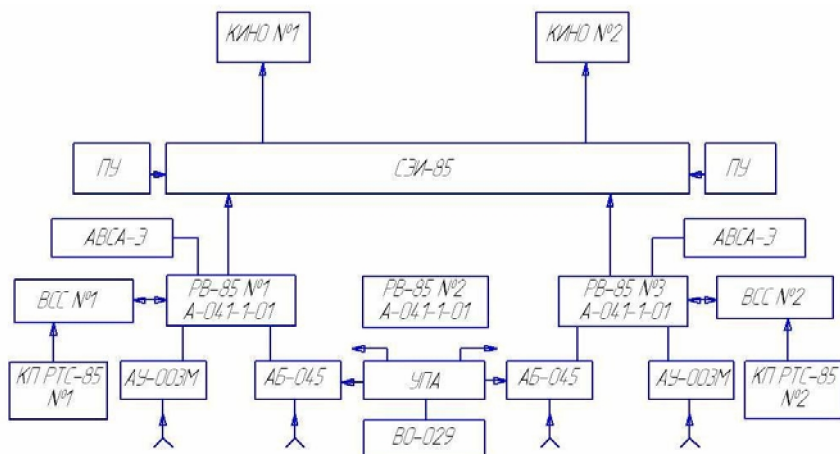


Рис. 6.4. Аппаратура VOR-85 и связи с потребителями

В состав VOR-85 входят:

- приемники № 1 и № 2;
- антенна навигационная АУ-003М;
- блок УПА (устройство питания антенн) и делитель ВО-029;
- антенна маркерная АБ-045.

Питание VOR-85 осуществляется от Б/С 115В 400Гц. Включаются VOR1 и VOR2 выключателями РТС3 и РТС2 одновременно с другими РТС на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов. При аварийном питании VOR1 автоматически переключается на питание от аварийного источника 115В, запитываемого от аккумуляторов. При этом работает только модуль маркерного приемника, входящий в приемник VOR1, с индикацией на светосигнальные табло:

- МАРКЕР БД (белый);
- МАРКЕР С (желтый);
- МАРКЕР Д (синий).

Управление и индикация. Управление VOR-85 осуществляется в режимах автоматическом (программном) от ВСС и ручном от КП РТС. При включении ВСС и КП РТС, если в ВСС не введена программа полета или отсутствуют данные радиомаяков VOR/ДМЕ, то VOR 1,2 и ДМЕ 1,2 настраиваются на частоту 108,00 МГц. При нахождении самолета на земле автоматическая настройка VOR/ДМЕ

осуществляется на радиомаяк, находящийся в радиусе 10 км от аэродрома взлета. На маршруте в автоматическом режиме VOR/ДМЕ настраиваются по программе ВСС. При ручном управлении (кнопка VOR/ILS нажата) выбор режимов работы производится соответствующими многофункциональными кнопками, а частоты настройки и значения заданного азимута устанавливаются на наборном поле КП РТС.

VOR имеет режимы работы:

НАВГ (НАВИГАЦИЯ) - обеспечивающий самолето-
вождение по радиомаякам VOR;

АЗАД (АЗИМУТ ЗАДАННЫЙ) - обеспечивающий ввод за-
данных значений азимута;

СПАР (СПАРЕННАЯ ЧАСТОТА) - обеспечивающий од-
новременную настройку частот VOR и ДМЕ.

6.5 Радиодальномер ДМЕ/Р-85

ДМЕ/Р-85 рис. 6.5 предназначен для измерения наклонной даль-
ности до наземных радиомаяков системы ДМЕ/Р и ДМЕ/Н
(ДМЕ/В), а также системы TACAN.

При работе с радиомаяками ДМЕ/Н (ДМЕ/В) и TACAN обеспе-
чивается обычный навигационный режим работы дальномера.

Особенностью дальномера ДМЕ/Р-85 при работе с радиомаяка-
ми ДМЕ/Р в системе MLS является наличие двух режимов работы:

- обычного 1А (начальный этап захода на посадку) с точностью
измерения ± 250 м;

- прецизионного FА (конечный этап захода на посадку) с точно-
стью измерения ± 15 м.

Режим 1А (в зоне действия радиомаяка ДМЕ/Р - дальность до 37
км) полностью совместим с навигационным режимом работы даль-
номера.

При работе в системе MLS и дальности менее 13 км (7 м.м.) до
маяка и при наличии в зоне MLS прецизионного маяка ДМЕ/Р даль-
номер переходит в режим “прецизионного измерения” (FА).

Информация о частотно-кодовом канале (ЧКК) передается в
дальномер от системы управления в частотах VOR/ILS (108,00 ч
117,90 МГц) или MLS (5031 ч 5090 МГц).

Дальномер также обеспечивает передачу и прием сигналов зву-
кового опознавания (коде Морзе).

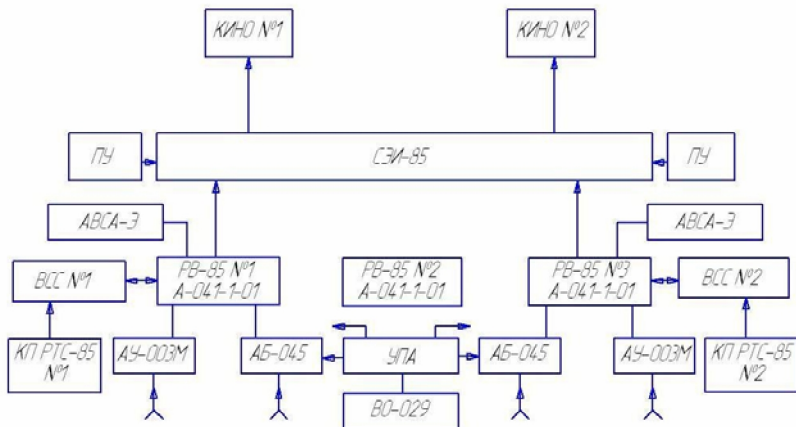


Рис. 6.5. Радиодальномер ДМЕ/Р-85 и связи с потребителями

Диапазон частот - 960 - 1215 МГц

Число ЧКК (навигация/посадка) - 252/200

В состав ДМЕ/Р-85 входят:

- запросчик самолетной дальности ЗСД;
- антенна щелевая АЩ-012.

На самолете установлено два комплекта ДМЕ/Р-85.

- запросчики ЗСД № 1 и № 2;
- антенна АЩ-012 (ДМЕ 1);
- антенна АЩ-012 (ДМЕ 2).

Питание ДМЕ/Р-85 осуществляется от Б/С 115 В 400 Гц рис. 6.5. Включаются ДМЕ1 и ДМЕ2 соответственно выключателями РТС1 и РТС2 одновременно с другими РТС на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов.

Управление ДМЕ/Р-85 осуществляется в режимах автоматическом (программном) и ручном от КП РТС. При автоматическом управлении обеспечивается одновременная настройка и управление ДМЕ/Р и VOR в соответствии с программой, задаваемой от ВСС (совместная работа рассмотрена в разделе VOR-85).

При ручном управлении (кнопка VOR/ILS нажата) выбор режимов работы производится соответствующими многофункциональными кнопками, а частоты настройки устанавливаются на наборном поле КП РТС.

КП РТС становится пультом управления VOR и ДМЕ после выбора на нем режима “Навигация” (кнопка НАВГ нажата).

ДМЕ/Р-85 имеет режим работы:

СПАР (С П А Р Е Н Н А Я ЧАСТОТА) - обеспечивающий одновременную настройку частот VOR и ДМЕ;

РЕЗ 1 (Р Е З Е Р В Н А Я ЧАСТОТА) - обеспечивающий настройку ДМЕ1 в “Горячем резерве”;

РЕЗ 2 (Р Е З Е Р В Н А Я ЧАСТОТА) - обеспечивающий настройку ДМЕ2 в “Горячем резерве”.

6.6 Аппаратура посадки ILS-85

ILS-85 (рис. 6.6) предназначена для приема сигналов курсового и глиссидного посадочных радиомаяков типа ILS или СП-50, определения по ним информации об отклонении самолета от курса и глиссады посадки и выдачи этой информации на систему индикации, систему автоматического управления полетом и другим потребителям.

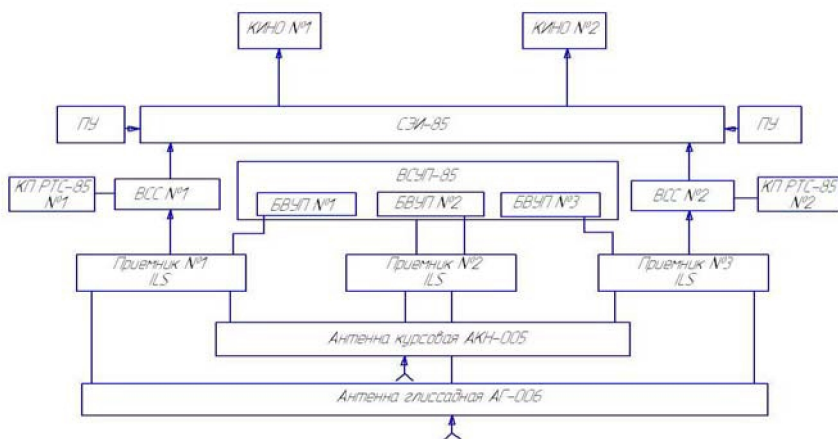


Рис. 6.6. Аппаратура посадки ILS и связи с потребителями

ILS-85 также ретранслирует в СЭИ курс ВПП, заданный с КП РТС или ВСС.

В состав ILS-85 входят:

- приемники ILS №1, №2, №3;

- антенна курсовая АКН-005;
- антенна глассадная АГ-006 (обе с тремя отдельными выходами);
- устройство симметрирующее (3 шт.);
- соединительные колодки (2 шт.).

Питание ILS-85 осуществляется от Б/С 115В 400 Гц. рис. 8.2. Включается ILS 1, ILS 3 и ILS 2 соответственно выключателями РТС1 и РТС2 одновременно с другими РТС на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов.

Управление ILS-85 осуществляется в режимах автоматическом (программном) от ВСС и ручном от КП РТС.

6.7 Метеонавигационная радиолокационная система МН РЛС- 85

МН РЛС- 85 (рис. 6.7) предназначена для работы в составе КСПНО-204 и обеспечивает в любых метеоусловиях днем и ночью:

- обзор земной поверхности с целью решения задач навигации;
- обзор воздушного пространства с целью обнаружения, оценки и индикации опасных для полетов очагов облачных структур;
- сигнализацию о наличии опасных метеообъектов по курсу самолета на высоте полета.

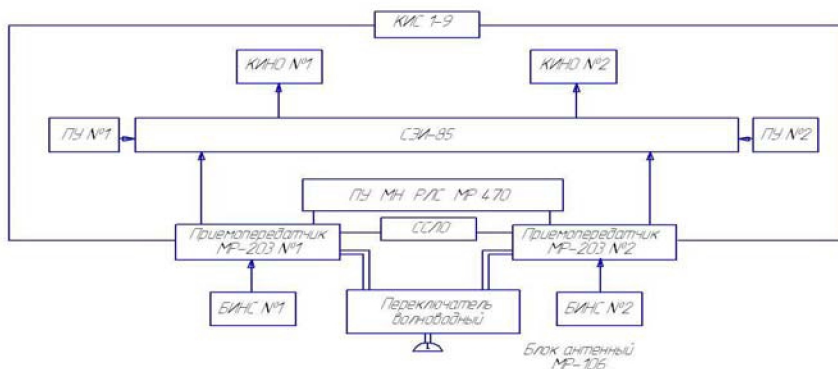


Рис 6.7. Метеонавигационная радиолокационная станция МНРЛС-85 и связи с потребителями

Максимальная дальность обнаружения (не менее):

- очагов кучево-грозовых образований - 550 км;
- крупных городов - 590 км.

Разрешающая способность (не более):

- по углу - $3,4^\circ$;
- по дальности - 2,4 км (на макс. дальности).

Зона обзора:

- по азимуту - не менее $\pm 90^\circ$;
- по углу места (ручной наклон антенны) - $\pm 15^\circ$.

Время обзора не более 6 с.

Ширина диаграммы направленности:

- в азимутальной плоскости - $3,4^\circ$;
- в угломестной плоскости - $3,4^\circ$.

Рабочая частота - 9345 ± 15 МГц.

Импульсная излучаемая мощность - не менее 15 КВт.

В состав МН РЛС- 85 входят:

- блок приемопередатчика МР 203 (2шт.) волноводный тракт МР-32, на раме МР 347;
- блок антенный МР 106;
- пульт управления МР 470.

Питание МН РЛС- 85 осуществляется от Б/с 115 В 400 Гц по 2 каналам (лев. и пр. борт) рис 6.7.

Управление и индикация. МН РЛС взаимодействуют с бортовым оборудованием:

- с инерциальной системой (БИНС) по сигналам крена и тангажа для стабилизации луча антенны при эволюциях самолета;
- с системой СЭИ для отображения информации и решения навигационных задач;
- с системой ССЛО для обеспечения расширенного контроля.

Выбор работающего приемопередатчика определяется нажатием кнопки «ПРД РЕЗ» на ПУ МН РЛС. МН РЛС работает в следующих режимах и подрежимах.

Режим «Метео» - обзор воздушного пространства, обнаружение гидрометеобразований, выдача информации об их опасности по уровню радиолокационной отражаемости.

Режим «Земля» - обзор земной поверхности и получения радиолокационной карты местности. Включается с ПУ МН РЛС.

Режим обнаружения опасных метеорообъектов на высоте полета в секторе курсовых углов $\pm 15^\circ$ и дальности до 200 км. В случае обнаружения опасного гидрометеообразования на экране СЭИ появляется надпись красного цвета «МЕТО ОПАСНО».

Режим «Контроль» - проверка работоспособности МН РЛС с выдачей информации об отказах в СЭИ. Включается с ПУ МН РЛС.

Режим «Расширенного контроля» - предусматривает предполетный контроль работоспособности МН РЛС, БИНС, ПУ СЭИ и линий связи между взаимодействующими системами.

Подрезим «Сектор $\pm 45^\circ$ - сужение сектора обзора в горизонтальной плоскости до величины $\pm 45^\circ$ для уменьшения периода возобновления информации.

Подрезим «ОТКЛ.СТАБ.» - отключение гиросtabilизации антенны при высоте из строя гиродатчиков БИНС.

Индикация метеорообстановки производится на индикаторах КИНО № 1 и № 2 СЭИ после установки переключателя индикации на ПУ СЭИ в режим «МН РЛС».

6.8 Спутниковая навигационная система LTN-2001

СНС LTN-2001 рис. 6.8 предназначена для определения по сигналам навигационных ИСЗ местоположения самолета, параметров его движения и выдачи всей этой информации через инерциальную систему LTN-101, т.е.:

- определения текущих координат (М,λ) местоположения самолета над всей поверхностью земного шара в любое время года и суток, при любой погоде;
- коррекции координат местоположения самолета, численных ВСС-85;
- отображении на ПУИ-85М информации экипажу;
- определения геометрической (истинной) высоты полета (Н);
- выдачи в СЭИ для индикации на КИНО текущих географических координат (М и л) в случае отказа ВСС (обоих комплектов).

LTN-2001 устанавливается по согласованию с Заказчиком при наличии инерциальной навигационной системы (ИНС) LTN-101с подключенным каналом обмена спутниковой информации и ВСС-85 версии 7 и последующих.

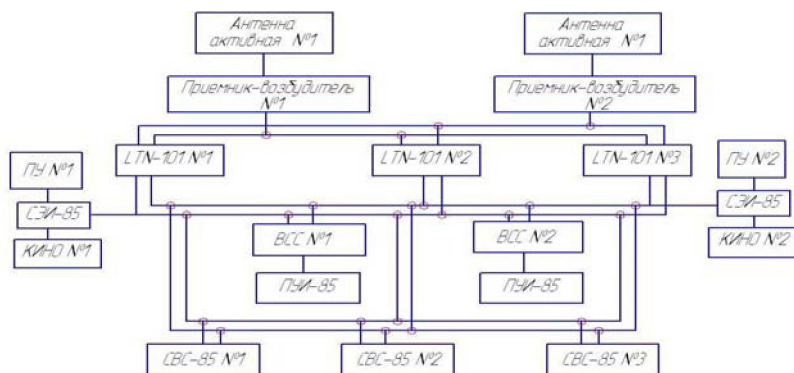


Рис. 6.8. Спутниковая навигационная система LTN-2001 и связи с потребителями

В состав LTN-2001 входят:

- антенна активная;
- приемник-преобразователь.

На самолете установлено два комплекта LTN-2001.

- антенна активная № 1;
- антенна активная № 2;
- приемники преобразователи №1 и №2.

Питание LTN-2001 осуществляется от Б/с 27. Включаются приемники-преобразователи №1 и № 2 соответственно выключателями БИНС № 1 и № 2. одновременно с инерциальной системой LTN-101.

Работа системы основана на измерении дальности от антенны до каждого спутника находящегося в зоне видимости антенны, из вращающихся вокруг земли 24 навигационных спутника созвездия NAWSTAR. Для трехмерного определения местоположения самолета с погрешностью не хуже 100 м необходим прием сигналов не менее чем 4 спутников, с определенным расположением их друг от друга. Расчет координат (φ и λ) и высоты полета осуществляется в системе WGS-84 (World Geodetic System 1984 г.).

Активная антенна - представляет собой всенаправленную микрополосковую конструкцию и принимает сигналы от спутников на основной частоте 1575,42 МГц.

Приемник-преобразователь - представляет собой восьмиканальный следящий приемник, который выполняя обработку принятых антенной сигналов выдает в коде следующую информацию:

- параметры положения самолета;
- путевую скорость;
- высоту;
- вертикальную скорость и другие параметры.

Из сигналов, принятых от восьми спутников, в приемниках выбираются к обработке сигналы четырех из них, обладающие большей мощностью и с такой геометрией расположения самих спутников, при которой получается наименьший геометрический фактор PDOP. Наименьший элемент PDOP (Position Dilution of Precision) - позиционная потеря точности - термин обозначающий изменение величины погрешности измерений в зависимости от геометрического фактора.

Работают одновременно обе антенны и оба приемника, а обработанная информация выдается в три канала инерциальной системы LTN-101, а через них в ВСС № 1 и № 2 и на индикацию в ПУИ-85.

При отказе одного из приемника-преобразователя работа LTN-101 и ВСС-85 продолжается без, каких либо нарушений, по данным другого приемника-преобразователя.

Собственных органов управления LTN-2001 не имеет и включается в работу совместно с инерциальной системой LTN-101. Индикация режимов работы и данных осуществляется на пультах ПУИ-85 № 1 или /и № 2 (см. рис. 6. 9).

После подачи питания в системе LTN-2001 осуществляется встроенный контроль и на ПУИ-85 - в кадре LTN-2001 последовательно индицируются сообщения ОТК, НВД и через 3 мин (не более) готовность к работе переходит в режим НАВ (навигация).

В режиме непрерывной коррекции по данным LTN-2001 на КИНО СЭИ-85 появляется подсказка КОРРЕКЦИЯ рис. 10 на странице ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА (ВЫП ПОЛТА) на ПУИ-85 индицируется сообщение КОРРЕКЦИЯ LTN.

Отображение рабочего состояния, индикация параметров и выбор режимов LTN-2001 производимые на ПУИ осуществляется согласно приведенной процедуре управления.

Отказы LTN-2001 индицируются на КИСС сообщениями БИНС-1, БИНС-2, БИНС-3 в кадре БЛОКИ (по вызову). На ПУИ-85 появляется сообщение ОТК и обнуляется информация о географических координатах LTN-2001. Инерциальная информация от LTN-101 при этом выдается исправной. При отказе ВСС (обоих комплектов) LTN-2001 выдает в СЭИ данные о текущих географических координатах (ϕ и λ) для индикации на КИНО.

На борту самолета производится:

- проверка работоспособности и определение неисправности LTN-2001;
- замена неисправных блоков;
- прозвонка жгутов бортового электромонтажа на соответствие схеме соединений, а также радиочастотных кабелей при их неисправности.

6.9 Радиомагнитный индикатор РМИ-3

Индикатор РМИ-3 является резервным прибором и предназначен для отображения навигационной информации о магнитном курсе, дальности до двух радиомаяков ДМЕ, курсовых углов двух радиостанций, двух курсовых углов или азимутов VOR.

Цена деления шкалы:

- магнитного курса и азимута - 5°
- КУР VOR или КУР АРК - 30°

На самолете установлен один прибор в моноблочном исполнении на средней приборной доске пилотов.

Питание РМИ-3 осуществляется от Б/С +27В, и переменным током напряжением 36 В 400 Гц с блока питания БПТ № 1 рис. 6.10. Включается РМИ-3 выключателями РМИ и РТС3 на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов.

Подсвет лицевой панели осуществляется переменным током напряжением 5,5 В 400 Гц с двух бортов по четырехпроводной схеме.

При аварийном режиме работы системы электроснабжения отображается информация только о магнитном курсе и курсовом угле одной радиостанции.

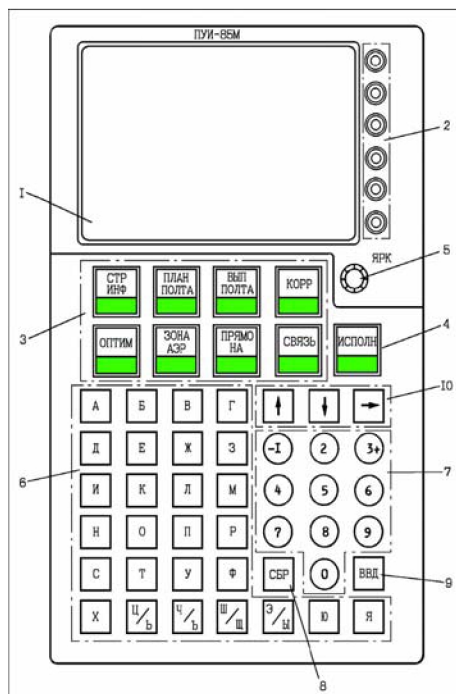


Рис. 6.9. Пульты управления системой ПНО. Пульт управления индикацией

1. Информационное табло.
2. Кнопка выбора строк.
3. Кнопки выбора режимов.
4. Кнопка включения выбранного режима.
5. Ручка регулировки яркости.
6. Кнопки буквенного поля ввода данных.
7. Кнопки цифрового поля ввода данных.
8. Кнопка СБРОС.
9. Кнопка ВВОД ДАННЫХ.

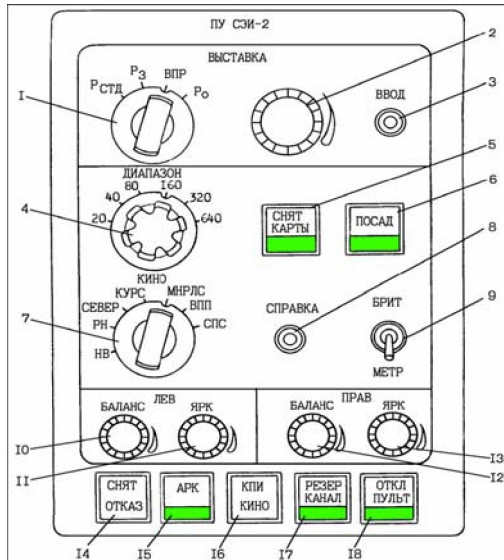


Рис. 6.10. Пульт управления системой

1. Переключатель заданных значений.
2. Рукоятка установки заданных значений.
3. Кнопка ввода заданных значений.
4. Переключатель диапазона (масштаба изображения карты и радиолокационного изображения).
5. Кнопка снятия карты в режиме МНРЛС.
6. Кнопка вывода на индикацию кадра ПОСАДКА.
7. Переключатель режимов (кадров) на КИНО.
8. Кнопка вывода на КПИ и КИНО справочных данных.
9. Переключатель вывода на индикацию величин параметров в британской системе мер.
10. Рукоятка регулировки яркости растрового изображения на левом индикаторе.
11. Рукоятка регулировки яркости графического изображения на правом индикаторе.
12. Рукоятка регулировки яркости растрового изображения на правом индикаторе.
13. Рукоятка регулировки яркости графического изображения на правом индикаторе.

14. Кнопка снятия индикации недостоверного параметра.
 15. Вывод на индикацию параметров АРК-25 и РСБН-85.
 16. Кнопка перевода кадров индикации КПИ и КИНО на смежный индикатор (обмен местами).
 17. Кнопка подключения КПИ и КИНО к резервному каналу формирования изображений.
 18. Кнопка отключения отказавшего пульта СЭИ.
- Пульт управления ПУ СЭИ.

Управление индикацией на РМИ-3 осуществляется двумя переключателями АРК-VOR на лицевой панели.

Проверка РМИ-3 производится с помощью ССЛО:

Через 5 с после включения на ССЛО режима «Контроль» РМИ-3 получает от своих датчиков информацию с контрольными значениями параметров.

МК - $15^{\circ} \pm 5^{\circ}$

КУР - $135^{\circ} \pm 10^{\circ}$

Аз - $180^{\circ} \pm 5^{\circ}$

Д - $200^{\circ} \pm 0,1$ км

В случае отсутствия электропитания или обнаружения неисправностей с помощью ВСК на лицевой панели выпадают бленкеры МК, КУР1, КУР2 и гаснут счетчики дальности.

6.10 Комплексный пульт радиотехнических средств КП РТС-85

КП РТС рис. 6.11 предназначен для ручного оперативного управления радиотехническими средствами (РТС) и их режимами или в случае выхода из строя программного режима управления РТС от ВСС-85 (ВСС), а также для трансляции и индикации данных в программном режиме управления от ВСС. Общая схема КП РТС-85 (КП РТС) и пульт управления.

КП РТС обеспечивает управление:

- радионавигационными средствами ближней навигации и посадки метрового диапазона волн VOR/LS;
- навигационными и посадочными каналами РСБН и ПРМГ дециметрового диапазона волн;
- радиодальномером ДМЕ/Р;
- адресным ответчиком СО;
- микроволновой системой посадки MLS;

- радиостанциями МВ;
- радиостанциями ДКМВ;
- автоматическим радиоконпасом АРК.

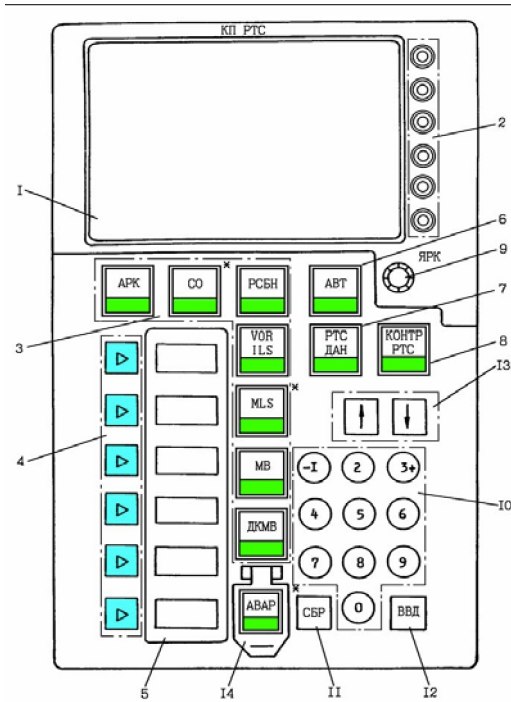


Рис. 6.11. Пульт управления КП РТС

1. Информационное табло.
2. Кнопки выбора строки.
3. Кнопки выбора РТС.
4. Мф кнопки режимов работы выбранных РТС.
5. Табло индикации режимов работы выбранных РТС.
6. Кнопка автоматического режима работы.
7. Кнопка режима индикации данных РТС, управляемых от ВСС.
8. Кнопка режима КОНТРОЛЬ РТС.
9. Ручка регулировки яркости.
10. Кнопки цифрового поля ввода данных.

11. Кнопка СБРОС.
12. Кнопка ВВОД ДАННЫХ.
13. Кнопки перемещения индикации.

КП РТС состоит из одного моноблока. На самолете установлены два КП РТС на среднем пульте пилотов - ~ 1 управляет КВС и ~ 2 управляет 2/П.

Питание КП РТС осуществляется от Б/С 115В 400Гц по 2 каналам (лев и пр. борт) Включение КП РТС осуществляется выключателями РТС 1,2,3 одновременно с другими РТС, а ВСС выключателями 1, 2 на щитке включения систем на верхнем пульте пилотов. При обесточивании основной электрической сети КП РТС № 1 с частью ВСС № 1, АРК № 2 и РМИ-3 подключаются на питание от аварийного источника 11 5В 400 Гц, запитываемого от аккумуляторов. Часть ВСС № 1, обеспечивающая ручной режим настройки РТС включается выключателем РТС1.

СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сосновский, В.А. Радиозлектронное оборудование летательных аппаратов: справочник / В.А. Сосновский, И.А. Хайлович. – М.: Транспорт, 1987. – 256 с.
2. Давыдов, П.С. Эксплуатация авиационного радиозлектронного оборудования: справочник / П.С. Давыдов, П.А. Иванов. – М.: Транспорт, 1990. – 240 с.
3. Авиационная радионавигация: справочник / В.А. Сосновский, И.А. Хайлович, И.А. Лутин [и др.]. – М.: Транспорт, 1990. – 240 с.
4. Верещака, А.И. Авиационное радиооборудование: учебник / А.И. Верещака, П.В. Оленюк. – М.: Транспорт, 1996. – 344 с.
5. Давыдов, П.С. Авиационная радиолокация: справочник / П.С. Давыдов, В.А. Сосновский, И.А. Хайлович. – М.: Транспорт, 1984. – 233 с.