А.В. Леньшин, Н.М. Тихомиров, С.А. Попов

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

Под редакцией А.В. Леньшина

Изложены принципы построения, основные функции и особенности функционирования бортовых радиоэлектронных систем воздушных судов в различных условиях. Рассмотрены основные типы бортовых радиоэлектронных средств и систем.

ISBN: 978-5-4446-0619-3
9 785444 606193

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

А.В. Леньшин,
Н.М. Тихомиров,
С.А. Попов

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

НК
2015

А. В. Леньшин, Н. М. Тихомиров, С. А. Попов

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

Учебное пособие

Под редакцией
доктора технических наук А. В. Леньшина

Рекомендовано УМО по образованию в области эксплуатации авиационной и космической техники в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений по специальности 162107 «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования»

Воронеж
Издательско-полиграфический центр
«Научная книга»
2015

УДК 621.3
ББК 32.84
Л46

Рецензенты:
доктор технических наук, профессор *Б. И. Шахтарин*,
доктор технических наук, профессор *В. П. Лихачев*,
доктор технических наук, профессор *В. Н. Антипов*

Леньшин, А. В.

Л46 Бортовые радиоэлектронные системы [Текст] : учеб. пособие / А. В. Леньшин, Н. М. Тихомиров, С. А. Попов ; под ред. А. В. Леньшина. – Воронеж : Издательско-полиграфический центр «Научная книга», 2015. – 309 с.

ISBN 978-5-4446-0619-3

Изложены принципы построения, основные функции и особенности функционирования бортовых радиоэлектронных систем воздушных судов в различных условиях. Рассмотрены основные типы бортовых радиоэлектронных средств и систем.

Учебное пособие адресовано курсантам и слушателям Военного учебно-научного центра ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж), а также всем желающим ознакомиться с принципами функционирования различных бортовых радиоэлектронных систем.

УДК 621.3
ББК 32.84

© Леньшин А. В., Тихомиров Н. М., Попов С. А., 2015
© Издательско-полиграфический центр «Научная книга», 2015

ISBN 978-5-4446-0619-3

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение **6**

Список сокращений **9**

Глава 1. Общие сведения о радиосигналах и бортовых радиоэлектронных системах **11**

1.1. Назначение, решаемые задачи и принципы построения бортового радиоэлектронного оборудования 11

1.2. Общие сведения о радиосигналах 14

1.3. Основные свойства и особенности распространения радиоволн 21

1.4. Основные характеристики и параметры антенн 30

1.5. Построение радиопередающих устройств 41

1.6. Построение радиоприемных устройств 46

Глава 2. Радиотехнические методы измерения координат **51**

2.1. Методы измерения дальности 51

2.2. Методы измерения угловых координат 58

2.3. Доплеровский метод измерения скорости 64

2.4. Методы определения местоположения ВС 67

Глава 3. Авиационные системы и средства радиосвязи **72**

3.1. Классификация авиационных средств связи. Основные требования, предъявляемые к системам связи 72

3.2. Назначение и виды оконечной аппаратуры авиационных систем связи. Электроакустические преобразователи 77

3.2.1. Микрофоны 78

3.2.2. Ларингофоны 84

3.2.3. Телефоны и громкоговорители 85

3.3. Бортовые устройства записи речевой информации 88

3.3.1. Самолетные магнитофоны 88

3.3.2. Цифровые регистраторы звуковой информации 92

3.4. Аппаратура внутренней связи 95

3.5. Бортовые авиационные радиостанции 98

3.6. Перспективные авиационные системы и комплексы радиосвязи 106

Глава 4. Авиационные радионавигационные системы **114**

4.1. Общие сведения о задачах навигации ВС. Классификация радионавигационных систем 114

4.2. Доплеровские измерители скорости и угла сноса 119

4.2.1. Назначение, основные характеристики и типы ДИСС 119

4.2.2. Многолучевые доплеровские измерители скорости 121

4.3. Радиовысотомеры 128

4.3.1. Общие сведения о радиовысотомерах 128

4.3.2. Частотные радиовысотомеры 130

4.3.3. Импульсные радиовысотомеры ... 133
4.4. Автоматические радиокомпасы ... 135
4.5. Радиотехнические системы дальней навигации ... 143
4.5.1.Фазовые РСДН СДВ-диапазона ... 144
4.5.2.Импульсно-фазовые РСДН ДВ-диапазона ... 149
4.6. Радиотехнические системы ближней навигации ... 153
4.6.1. РСБН дециметрового диапазона ... 155
4.6.2. РСБН метрового диапазона ... 158
4.7. Системы посадки ... 161
4.7.1. Общая характеристика систем посадки ... 161
4.7.2. Принцип действия системы посадки ... 166
4.8. Спутниковые радионавигационные системы ... 170
4.8.1. Общие сведения о спутниковых РНС ... 170
4.8.2. Состав и основные функции спутниковых РНС ... 176
4.8.3. Характеристика сигналов ГЛОНАСС и GPS ... 180
4.9. Системы предупреждения столкновений ... 185
4.10. Принципы комплексирования навигационных систем ... 190

Глава 5. Авиационные радиолокационные системы ... 195
5.1. Назначение, принцип работы и классификация РЛС ... 195
5.2. Системы опознавания ... 204
5.3. РЛС перехвата и прицеливания ... 207
5.4. РЛС обзора земной поверхности ... 220
5.5. РЛС профильного полета ... 226
5.6. Метеонавигационные РЛС ... 229
5.7. Многофункциональные РЛС ... 232
5.7.1. Применение истребителей при ведении борьбы с воздушным противником и уничтожении наземных целей с использованием многофункциональных РЛС ... 232
5.7.2. Основные характеристики и задачи, решаемые многофункциональной РЛС ... 235

Глава 6. Авиационные средства радиоэлектронной борьбы ... 244
6.1. Задачи авиационных средств РЭБ. Классификация авиационных средств РЭБ ... 244
6.2. Общая характеристика бортовых комплексов обороны воздушных судов военного назначения ... 246
6.3. Классификация радиоэлектронных помех ... 255
6.4. Станции радиотехнической разведки ... 260
6.5. Станции активных помех ... 267
6.6. Активные радиолокационные ловушки ... 271
6.7. Радиоэлектронная защита бортовых РЭС ... 276

Глава 7. Авиационные радиоэлектронные комплексы **279**
7.1. Назначение, решаемые задачи и классификация авиационных радиоэлектронных комплексов 279
7.2. Принципы построения авиационных РЭК 283
7.3. Авиационные РЭК интегрального типа 290
7.4. Направления развития авиационных РЭК 296
Литература **306**

ВВЕДЕНИЕ

Одним из основных составляющих боевого потенциала России является авиационный компонент, с помощью которого можно обеспечить решение большинства тактических задач в борьбе с террористами, в локальных войнах и в крупных межгосударственных конфликтах. В современную эпоху, отличающуюся бурным научно-техническим прогрессом и существенными изменениями в военно-политических и экономических условиях России, особо остро стоит задача развития авиационной техники военного назначения, характеризуемой высокой насыщенностью ее радиоэлектронным оборудованием (РЭО).

Бурное развитие радиоэлектроники с внедрением новейших достижений в микроэлектронике, технике СВЧ, обработке сигналов, системах связи и вычислительной технике становится решающим фактором, влияющим на формирование облика самолетов 5-го поколения. Решение многих функциональных задач, повышающих эффективность действия авиации, осуществляется с помощью бортовых радиоэлектронных систем (БРЭС) и бортовых комплексов (БК).

Современные БРЭС непрерывно совершенствуются. Для их правильного использования инженерно-технический состав должен знать принципы построения и функционирования БРЭС. Возрастающие требования к повышению помехоустойчивости, скрытности, надежности, пропускной способности и дальности действия БРЭС требуют от специалистов знания основ теории и техники БРЭС, без которых затрудняются эксплуатация существующих и освоение новых технических средств инженерно-техническим составом. Поэтому возникает потребность в подготовке учебно-методической литературы, отражающей современное состояние и перспективы развития БРЭС.

При подготовке учебного пособия использовалась только открытая отечественная и зарубежная литература, а также опыт чтения лекций по дисциплине «Бортовые радиоэлектронные системы» в Военном учебно-научном центре ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина». Учебное пособие состоит из семи глав.

В первой главе дается краткая характеристика решаемым задачам и принципам построения бортового радиоэлектронного оборудования, рассматриваются общие сведения о радиосигналах и основные свойства и особенности распространения радиоволн, анализируются основные свойства и особенности распространения радиоволн и общие вопросы построения радиопередающих и радиоприемных устройств.

Во второй главе рассмотрены радиотехнические методы измерения дальности и угловых координат. Особое место отводится доплеровскому методу измерения скорости и методам определения местоположения ВС.

В третьей главе рассмотрены общие вопросы, связанные с принципами построения и классификацией авиационных средств радиосвязи. Описаны виды оконечной аппаратуры авиационных систем связи, электроакустические преобразователи, самолетные магнитофоны и речевые информаторы, самолетные переговорные устройства. Проанализированы особенности построения бортовых радиостанций и перспективы развития авиационных систем радиосвязи, приведены основные технические характеристики бортовых и аварийно-спасательных радиостанций.

Четвертая глава посвящена авиационным радионавигационным системам. Изложены особенности доплеровских измерителей скорости и угла сноса, частотных и импульсных радиовысотомеров, автоматических радиокомпасов. Проанализированы особенности радиотехнических систем ближней и дальней навигации, принципы действия системы посадки, бортовые системы предупреждения столкновений. Особое внимание уделено спутниковым радионавигационным системам и принципам комплексирования навигационных систем.

В пятой главе изложены принципы работы и классификация авиационных радиолокационных систем (РЛС): РЛС перехвата и прицеливания, системы опознавания, РЛС обзора земной поверхности, РЛС профильного полета, метеонавигационные РЛС. Рассмотрено применение истребителей при ведении борьбы с воздушным противником и уничтожении наземных целей с использованием многофункциональных РЛС. Проанализированы основные характеристики и задачи, решаемые многофункциональной РЛС.

Шестая глава посвящена основам построения авиационных средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Рассмотрены задачи и классификация авиационных средств РЭБ. Приведены характеристики бортовых комплексов обороны (БКО) воздушных судов военного назначения и классификация радиоэлектронных помех. Представлены основные функции БКО, проанализированы индивидуальные и групповые средства РЭБ. Кратко описаны станции радиотехнической разведки, станции активных помех и активные радиолокационные ловушки, изложены особенности радиоэлектронной защиты бортовых РЭС.

В седьмой главе нашли отражение вопросы классификации и принципов построения авиационных радиоэлектронных комплексов (РЭК). Рассмотрены решаемые задачи и классификация авиационных РЭК, особенности авиационных РЭК интегрального типа. Приведен анализ основных направлений развития авиационных РЭК.

Для обеспечения понимания излагаемого материала учебное пособие иллюстрировано большим количеством графического материала. Список литературы не претендует на полноту и является перечнем материалов, используемых авторами и рекомендуемым для более глубокого изучения.

Авторы выражают свою глубокую признательность уважаемым рецензентам: профессору кафедры М5 МГТУ имени Н.Э. Баумана Заслуженному деятелю науки и техники РФ, доктору технических наук, профессору Шахтарину Борису Ильичу, профессору кафедры боевого применения средств РЭБ (с воздушно-космическими системами управления и наводящимся оружием) ВУНЦ ВВС «ВВА» доктору технических наук, профессору Лихачеву Владимиру Павловичу и главному специалисту НИИП имени В.В. Тихомирова доктору технических наук, профессору Антипову Владимиру Никитичу, просмотревших рукопись и сделавших ряд полезных замечаний и ценных советов, которые были учтены при подготовке учебного пособия к печати.

Авторы искренне благодарны Л.Е. Леньшиной за кропотливое редактирование рукописи. Авторы признательны и благодарны коллегам (Лебедеву В.В., Гаврюшину В.Н., Сидорчуку В.П., Богданову Ю.Н., Фурсовой О.И.) по работе в Военно-воздушной академии, оказавшим существенную помощь при подготовке и оформлении графических и иллюстративных материалов настоящего издания, а также всем, кто способствовал улучшению качества и содержания предлагаемого учебного пособия.

Хочется надеяться, что читатель сможет почерпнуть для себя новые сведения и продолжить самостоятельную работу в области авиационных бортовых радиоэлектронных систем.

Авторы будут рады любым замечаниям и предложениям по улучшению учебного пособия.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АМ	–	амплитудная модуляция (амплитудно-модулированный)
АР	–	антенная решетка
АРК	–	автоматический радиокомпас
АРО	–	аппаратура речевого оповещения
АС	–	антенная система
АСП	–	авиационные средства поражения
АРЭК	–	авиационный радиоэлектронный комплекс
АЦП	–	аналого-цифровое (-ый) преобразование (-тель)
БВС	–	бортовая вычислительная система
БКО	–	бортовой комплекс обороны
БРЭО	–	бортовое радиоэлектронное оборудование
БРЛС	–	бортовая радиолокационная система
БПЛА	–	беспилотный летательный аппарат
ВС	–	воздушное судно
ВСК	–	встроенная система контроля
ВЧ	–	высокочастотный
ГЗ	–	головка записи
ДВ	–	длинные волны
ДИСС	–	доплеровский измеритель скорости и угла сноса
ДН	–	диаграмма направленности
ДНА	–	диаграмма направленности антенны
ИИ	–	источник излучения
ИРФ	–	измеритель разности фаз
КВ	–	короткие волны
КП	–	командный пункт
КПД	–	коэффициент полезного действия
КРП	–	курсовой радиоприемник
КРЭБ	–	комплекс радиоэлектронной борьбы
ЛП	–	линия положения
ЛЧМ	–	линейно-частотная модуляция
МП	–	местоположение
ОСП	–	отношение сигнал/помеха
СОЭП	–	станция оптико-электронного подавления
ОЭПрНК	–	оптико-электронный прицельно-навигационный комплекс
ОЭС	–	оптико-электронное средство
ППРЧ	–	программная перестройка рабочей частоты
ПРД	–	радиопередающее устройство
ПРМ	–	радиоприемное устройство
ПУ	–	пункт управления
ПрНК	–	прицельно-навигационный комплекс

РВ	–	радиовысотомер
РИ	–	речевой информатор
РЛ	–	радиолокационный
РЛИ	–	радиолокационное изображение
РЛС	–	радиолокационная система
РЛПК	–	радиолокационный прицельный комплекс
РНС	–	радионавигационная система
РМ	–	радиомаяк
РС	–	радиостанция
РСБН	–	радиотехническая система ближней навигации
РСДН	–	радиотехническая система дальней навигации
РСП	–	радиотехническая система посадки
РТ	–	радиотехническая (-ое)
РТО	–	радиотехническое обеспечение
РЭ	–	радиоэлектронная (-ое)
РЭБ	–	радиоэлектронная борьба
РЭО	–	радиоэлектронное оборудование
РЭП	–	радиоэлектронное подавление
РЭС	–	радиоэлектронное средство
САП	–	станция активных помех
СГУ	–	самолетное громкоговорящее устройство
СДВ	–	сверхдлинные волны
СЕИ	–	система единой индикации
СИУК	–	система индикации, управления и контроля
СПУ	–	самолетное переговорное устройство
СРС	–	средства радиосвязи
СУВ	–	система управления вооружением
СЧ	–	синтезатор частот
УИД	–	устройство измерения дальности
УКВ	–	ультракороткие волны
УМ	–	усилитель мощности
ФАР	–	фазированная антенная решетка
ФМ	–	фазовая модуляция (фазомодулированный)
ЦАП	–	цифро-аналоговое (-ый) преобразование (-тель)
ЧМ	–	частотная модуляция (частотно-модулированный)
ЭАП	–	электроакустический преобразователь
ЭДС	–	электродвижущая сила
ЭМ	–	электромагнитный
ЭМВ	–	электромагнитные волны
ЭМС	–	электромагнитная совместимость

ГЛАВА 1
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИОСИГНАЛАХ И БОРТОВЫХ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМАХ

1.1. Назначение, решаемые задачи и принципы построения бортового РЭО

Важную роль в составе авионики (бортового радиоэлектронного оборудования) играют разнообразные радиоэлектронные (РЭ) устройства и системы – радиоэлектронное оборудование (РЭО). РЭО – это важнейшая составная часть, определяющая эффективность действия авиационных систем вооружения и составляющая примерно треть их стоимости. Авиационное РЭО в значительной мере определяет возможности ВС по реализации плана полета, обеспечивая успешные его действия днем и ночью, в простых и сложных метеорологических условиях. Боевые возможности современных ВС военного назначения все в большей степени определяются не только и не столько их летно-техническими характеристиками и вооружением, сколько функциональными возможностями РЭО по управлению вооружением, информационному обеспечению боевых действий и защите ВС [1, 2].

В состав бортового РЭО (БРЭО) современного самолета или вертолета входят ***однофункциональные*** РЭ устройства и системы (радиовысотомеры, системы инструментальной посадки, радиотехническая система ближней навигации, радиосвязи) и ***многофункциональные*** РЭ, радиотехнические (РТ) и нерадиотехнические системы (цифровые вычислительные системы, радиолокационные и оптико-электронные системы, пилотажно-навигационное оборудование, системы индикации и отображения информации, системы РЭ противодействия) [1].

В состав БРЭО различных ВС (рисунок 1.1) могут входить:

- Бортовые РЛС (БРЛС);
- Системы связи (радиосистемы ближней связи, радиосистемы дальней связи);
- Системы навигационно-пилотажного комплекса (радиодальномеры, радиосистемы дальней навигации (РСДН), радиосистемы предупреждения столкновений, РЛС профильного полета, РЛС обзора земной поверхности, метеонавигационные РЛС, автоматический радиокомпас, корреляционная радиосистема измерения путевой скорости и угла сноса, радиосистема навигации по картам местности);
- Системы обзорно-прицельного комплекса (системы опознавания, системы перехвата и прицеливания, системы наведения, комплекс радиолокационного дозора и наведения);

- Система навигационно-посадочного комплекса (радиосистемы ближней навигации (РСБН), радиосистема измерения малых высот, радиосистема посадки (РСП));
- Бортовой комплекс обороны (станции радиоэлектронной разведки (РЭР), станции активных помех (САП), станции оптико-электронного подавления (СОЭП), системы радиоэлектронной защиты (РЭЗ), устройства выброса расходуемых средств РЭБ) [3].

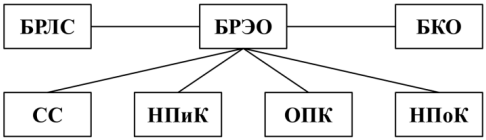


Рис. 1.1. Состав БРЭО различных ЛА

Рост информационного противоборства, интеллектуализации принятий решений обуславливают существенную роль, которую играют системы БРЭО в обеспечении боевой эффективности ВС. В условиях, когда развитие отдельных элементов БРЭО существенно исчерпало свои возможности и не может привести к значительному росту боевой эффективности ВС, важнейшим резервом решения данной задачи представляется реализация в БРЭО принципов ***комплексирования*** и ***интеграции***. Комплексирование и интеграция позволяют повысить точность, достоверность и полноту информации, в ряде случаев повысить надежность систем, снизить их массогабаритные характеристики и энергопотребление.

В составе *интегрированного комплекса бортового радиоэлектронного оборудования* можно выделить [4]:

- многофункциональную интегрированную РЭС (МИРЭС) – РЛС, РТР, РЭП;
- оптико-электронную интегрированную систему;
- интегрированную информационно-управляющую систему;
- интегрированную систему навигации, посадки, связи и опознавания.

БРЭО является основным источником информации и обеспечивает решение следующих ***тактических и боевых задач***:

1. Обеспечение навигации ВС.

2. Обмен информацией между отдельными ВС, между ВС и наземным КП, ВС и управляемым оружием, между членами экипажа ВС.

3. Обнаружение наземных, морских и воздушных объектов как в интересах их дальнейшего поражения, так и для решения навигационных задач, задач разведки и защиты ВС.

4. Опознавание государственной принадлежности и индивидуального опознавания обнаруженных объектов, определение их типа или класса.

5. Измерение координат обнаруженных объектов (или координат своего ВС) и параметров их движения, необходимое для решения навигационных задач.

6. Наведение на цели, выбранные для атаки, ВС и ракет.

7. Выполнение РЭР (определение местоположения и технических параметров РЭС противника) и ведение РЭБ (создание помех РЭС противника).

8. Решение метеорологических задач [1, 2].

Сложность БРЭО обусловлена двумя основными группами факторов:

1) ***структурно-функциональная неоднородность*** – БРЭО состоит из различных устройств, каждое из которых обладает структурой, отличной от структур других устройств, и решает задачи, иные по сравнению с задачами прочих устройств;

2) ***материальная разнородность*** – правильное функционирование БРЭО обеспечивается использованием не только электронных узлов (усилители, генераторы и т.п.), механических конструкций (штыревые антенны, волноводы и т.п.), но и весьма специфического переносчика информации – электромагнитного поля.

Повышение боевой эффективности ВС обеспечивается оптимальной комплексной обработкой информации и применением различных видов резервирования (структурного, информационного и функционального).

Структурное резервирование – это использование одновременно однотипных блоков или устройств. ***Информационное резервирование*** – включение в состав БРЭО устройств и систем, работающих на различных физических принципах, но оценивающих одни и те же параметры. Например, определение местоположения ВС осуществляется по данным ДИСС и инерциальной навигационной системы, а для коррекции этих данных применяются РСБН и РСДН, РЛС обзора земной поверхности. ***Функциональное резервирование*** предусматривает использование способности элементов БРЭО выполнять дополнительные функции. Например, РЛС обзора земной поверхности может решать и задачи навигации, и задачи прицеливания.

Основными принципами построения БРЭО являются:

1. Комплексное использование средств получения, обработки и отображения информации.

2. Достижение рационального уровня автоматизации процессов обработки информации и управления БРЭО на основе широкого применения средств вычислительной техники и алгоритмов цифровой обработки информации.

3. Обеспечение единства программного обеспечения БРЭО.

4. Создание единого информационно-управляющего поля экипажа в кабине ВС на базе системы единой индикации (СЕИ), многофункциональных и многорежимных органов управления ВС, двигателем, бортовым оборудованием и вооружением.

5. Достижение максимальных значений показателей качества решения отдельных боевых задач БРЭО и его боевой эффективности.

6. Обеспечение высоких показателей надежности, живучести и контролепригодности.

7. Минимизация времени, необходимого на подготовку БРЭО к боевому применению.

Удовлетворение этих требований возможно только при повышении уровня автоматизации процессов обработки информации и управления за счет интегрирования отдельных частей и целых комплексов, что ведет к созданию авиационного радиоэлектронного комплекса (АРЭК) интегрального типа [1].

Бортовое радиоэлектронное оборудование является составной частью комплекса бортового оборудования и выполняет достаточно широкий круг задач. БРЭО является наиболее сложным и дорогостоящим (его стоимость достигает более 70 % стоимости ВС) оборудованием на самолете. От того насколько грамотно обеспечивается эксплуатация БРЭО, зависит боевая эффективность комплекса бортового оборудования в целом [5].

1.2. Общие сведения о радиосигналах

Слово «сигнал», происходящее от латинского «*signum*», обычно истолковывается как «материальный переносчик информации». Радиосигнал может быть представлен в двух формах:

- как электрический ток I (поток заряженных частиц) или электрическое напряжение U, возникающее на сопротивлении R при прохождении через него тока I;
- как электромагнитная волна, в этом случае материальным переносчиком является электромагнитное поле. Которое состоит из совокупности взаимосвязанных составляющих – напряженности E электрического поля и напряженности H магнитного поля [3].

Для математического описания переменных во времени сигналов могут быть, в принципе, использованы различные аналитические функции, причем достаточно произвольного вида. Однако иметь дело с многообразием формальных представлений не всегда удобно, особенно при проектировании типовых радиотехнических узлов. Поэтому было решено выбрать в качестве основной одну математическую зависимость – *базисную функцию*.

Выбор базисной функции основывался на ряде как технических факторов (удобство генерирования сигналов данной формы, малые искажения

указанных сигналов при усилении, сравнительная простота модулирования параметров сигналов и т.д.), так и формальных соображений (наглядность, приемлемая аппроксимируемость основных РТ процессов, удобство выполнения математических операций, достаточная аналитичность выражений и т.п.). В итоге в качестве базисной функции была выбрана синусоидальная (*гармоническая*) зависимость. Дополнительным преимуществом гармонического представления является то, что радиосигналы несинусоидальной формы могут быть записаны в виде линейных комбинаций гармонических функций.

Используемая базисная функция для мгновенных значений силы тока [А], напряжения [В], напряженности электрического поля [В/м] и напряженности магнитного поля [А/м] выглядит как

$$I(t) = I_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0),\ U(t) = U_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0), \tag{1.1}$$

$$E(t) = E_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0),\ H(t) = H_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0), \tag{1.2}$$

где I_0, U_0, E_0, H_0 – соответствующие амплитудные (максимальные по модулю) значения; $\omega_0 = 2\pi f_0$ – круговая частота [рад/с]; f_0 – циклическая частота [Гц]; φ_0 – начальная фаза, измеряемая в радианах (1 рад$\approx$57,1 град) или градусах (1 град$\approx$0,0174 рад).

График базисной функции сигнала представлен на рисунке 1.2.

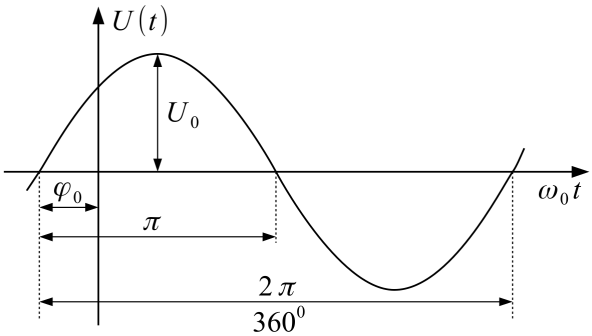


Рис. 1.2. График базисной функции сигнала

На практике чаще имеют дело не с круговой частотой ω_0, а с циклической f_0. В этом случае аналитическая запись базисной функции (1.1) имеет вид

$$U(t) = U_0 \sin(2\pi f_0 t + \varphi_0) = U_0 \sin\left(\frac{2\pi}{T} t + \varphi_0\right), \tag{1.3}$$

где T – период колебания.

Выражение (1.3) можно также записать как

$$U(t) = U_0 \sin\left[2\pi f_0\left(t + \frac{\varphi_0}{2\pi f_0}\right)\right] = U_0 \sin\left[\frac{2\pi}{T}\left(t + \frac{\varphi_0}{2\pi}T\right)\right]. \qquad (1.4)$$

Часто авиационные РЭС используют импульсные сигналы, т.е. колебания, которые существуют лишь в пределах конечного отрезка времени $t_и$. Последовательность радиоимпульсов можно записать в виде

$$S(t,n) = \sum_{n=1}^{N} U_0 \mathrm{rect}\left[\frac{t-(n-1)T_и}{t_и}\right]\cos(\omega_0 t + \varphi_n), \qquad (1.5)$$

где $\mathrm{rect}\,[...]$ – идентификатор, который служит для обозначения прямоугольного импульса единичной амплитуды, причем

$$\mathrm{rect}\ [t,\ t_и] = \begin{cases} 1, & |t| \le t_и, \\ 0, & |t| > t_и, \end{cases}$$

$T_и$ – период следования радиоимпульсов; n – номер импульса; φ_n – начальная фаза n-го импульса; N – количество радиоимпульсов в последовательности («пачке»).

Полным спектром сигнала называется амплитудно-фазовая зависимость гармонических составляющих этого сигнала от частот указанных компонент:

- зависимость начальных фаз φ_0 гармонических составляющих от частот f_0 этих гармонических составляющих – ***фазовый спектр сигнала***;
- зависимость амплитуд U_0 гармонических составляющих от частот f_0 этих гармонических составляющих – ***амплитудный спектр сигнала***.

На практике основное применение имеет амплитудный спектр, а фазовым спектром интересуются сравнительно редко, будем рассматривать только амплитудный спектр, называя его просто «***спектром***». Радиосигнал может иметь две физические сущности – *электронную* (в узлах радиосистем и между ними) и *полевую* (между пространственно-разнесенными устройствами и системами). При этом понятие «спектр» преимущественно соотносится с электронной формой радиосигнала.

Длиной волны λ гармонического сигнала называется расстояние, которое проходит указанный сигнал за время, равное одному периоду T этого гармонического колебания

$$\lambda = cT, \qquad (1.6)$$

где $c \approx 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость распространения сигнала в пространстве.

С учетом (1.6) выражение (1.2) можно записать в виде

$$E(l) = E_0 \sin\left[\frac{2\pi}{\lambda_0} l + \varphi_0\right], \tag{1.7}$$

где $l = ct$ – текущее расстояние; λ_0 – длина волны радиосигнала с базисной функцией (1.2).

Зависимость (1.7), характеризующая распределение значений величины E в функции от расстояния l для фиксированного момента времени t, называется ***пространственной гармоникой***. Значение $\lambda_0\varphi_0/2\pi$ является *пространственной начальной фазой* гармонического колебания $E(l)$, поскольку соотношение (1.7) может быть переписано следующим образом

$$E(l) = E_0 \sin\left[\frac{2\pi}{\lambda_0}\left(l + \frac{\lambda_0\varphi_0}{2\pi}\right)\right]. \tag{1.8}$$

Таким образом, совокупность соотношений (1.2) и (1.8) дают представление о пространственно-временном поведении напряженности электрического поля E.

С формальной точки зрения, любую авиационную радиосистему можно рассматривать как совокупность технических устройств, предназначенных для передачи и приема определенной информации. При этом информация может иметь самую различную природу: быть значением температуры воздуха за бортом, высотой полета ВС, количеством оставшегося топлива и т.д. Закладка информации в радиосигнал обычно осуществляется путем модуляции (от лат. *modulatio* – размеренность) того или иного параметра сигнала.

Отметим, что если излучаемый сигнал описывается базисной функцией $U(t) = U_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0)$, то такой сигнал не несет в себе полезной информации, поскольку ни один из его параметров не является *модулированным* (т.е. изменяющимся относительно какого-то эталонного значения в соответствии с передаваемой информацией).

Амплитудно-модулированным (АМ) называется радиосигнал с переменной амплитудой

$$U(t) = U_{\text{М}}(t) \sin(\omega_0 t + \varphi_0). \tag{1.9}$$

При этом предполагается, что информативная динамика, будучи переведенной в значения напряжения $U_{\text{М}}$, задается некоторой (модулирующей) функцией $U_{\text{М}}(t)$. Зависимость $U_{\text{М}}(t)$ может иметь весьма произвольный характер.

Если функция $U_{\text{М}}(t)$ является гармонической $U_{\text{М}}(t) = U_0 + A_{\text{m}} \sin(2\pi f_{\text{М}} t)$, где U_0 – среднее значение модулирующего

напряжения, A_m – амплитуда модулирующего напряжения, $f_М = 1/T_М$ – частота модулирующего колебания, то АМ сигнал запишем в виде

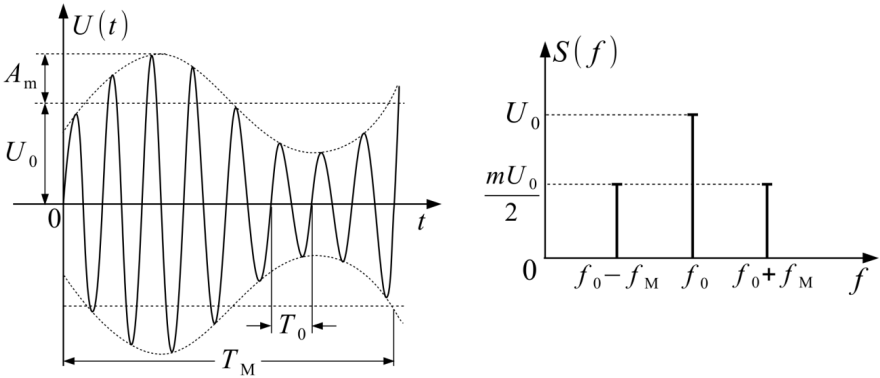
$$U(t) = \left[U_0 + A_m \sin(2\pi f_М t)\right]\sin(2\pi f_0 t + \varphi_0). \qquad (1.10)$$

Чтобы найти спектр АМ сигнала (для простоты положим $\varphi_0 = 0$), разложим этот сигнал на гармонические составляющие. Используя известные тригонометрические соотношения, получим

$$U(t) = U_0\left[\sin 2\pi f_0 t - \frac{m}{2}\cos 2\pi(f_0 + f_М)t + \frac{m}{2}\cos 2\pi(f_0 - f_М)t\right], \qquad (1.11)$$

где $m = A_m/U_0$ – коэффициент глубины амплитудной модуляции.

Как видно из анализа выражения (1.11), сигнал, амплитудно-модулированный гармонической функцией, может быть представлен суммой трех гармонических составляющих, имеющих частоты $f_0 - f_М$, f_0, $f_0 + f_М$ и амплитуды $U_0 m/2$, U_0, $U_0 m/2$. АМ сигнал (1.10) и его спектр изображены на рисунке 1.3.



а) **б)**

Рис. 1.3. Амплитудно-модулированный сигнал (а) и его спектр (б)

Коэффициент глубины амплитудной модуляции $m = A_m/U_0$ является величиной безразмерной, меняющийся в пределах от 0 (отсутствие АМ) до 1 (предельная глубина неискаженной АМ) и характеризующий степень нормированной (по отношению к U_0) амплитудной модуляции сигнала.

Рассмотрим случай, когда функция $U_М(t)$ является последовательностью так называемых видеоимпульсов (рисунок 1.4а). Вид итогового (про-

модулированного) сигнала, который представляет собой последовательность так называемых радиоимпульсов (рисунок 1.4б).

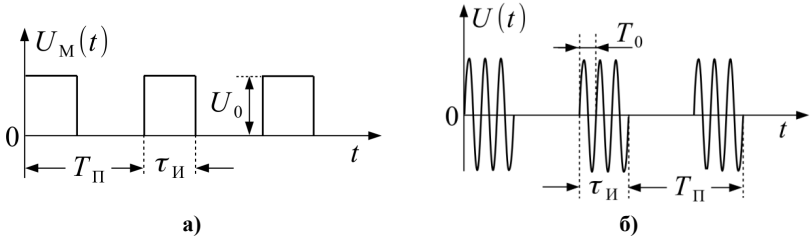


Рис. 1.4. Модулирующая последовательность видеоимпульсов (а) и последовательность радиоимпульсов (б)

Значение $\tau_И$ (длительность одного импульса) и $T_П$ (период повторения импульсов) являются параметрами импульсных последовательностей. Для нахождения спектра последовательности радиоимпульсов используем математический прием разложения в ряд Фурье. Как известно, разложение протяженного во времени, достаточно произвольного по форме, но периодического (с периодом T_1) сигнала $S(t)$ есть представление этого сигнала в виде суммы гармонических составляющих, частоты которых кратны частоте Ω_1 дискретизации ($\Omega_1 = 2\pi/T_1$), а амплитуды A_k вычисляются согласно алгоритму

$$S(t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{k=1}^{m}(a_k \cos k\Omega_1 t + b_k \sin k\Omega_1 t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{k=1}^{m} A_k \cos(k\Omega_1 t - \varphi_k), \qquad (1.12)$$

где

$$\frac{a_0}{2} = \frac{1}{T_1}\int_0^{T_1} S(t)dt,\ a_k = \frac{1}{T_1}\int_0^{T_1} S(t)\cos k\Omega_1 t dt,\ b_k = \frac{1}{T_1}\int_0^{T_1} S(t)\sin k\Omega_1 t dt,$$

$$A_k = \sqrt{a_k^2 + b_k^2},\ \varphi_k = arctg\frac{b_k}{a_k}.$$

Под спектром сигнала $S(t)$ будем понимать только амплитудный спектр этого сигнала, зависимость амплитуд A_k гармонических составляющих ряда Фурье от частот $\Omega_k = k\Omega_1$ указанных гармонических составляющих. В качестве величины T_1 примем $T_П$.

Частотно-модулированным (ЧМ) называется сигнал с переменной частотой

$$U(t) = U_0 \sin(\omega_0(t)t + \varphi_0). \qquad (1.13)$$

где $\omega_0(t)$ – закон изменения (модулирующая функция) частоты сигнала.

Если модулирующая функция $\omega_0(t)$ изменяется по гармоническому закону

$$\omega_0(t) = \omega_0 + \omega_{\text{д}} \sin \Omega_{\text{м}} t, \tag{1.14}$$

где ω_0 – несущая частота, $\omega_{\text{д}}$ – девиация (максимальное отклонение частоты $\omega_0(t)$ от частоты ω_0) частоты, $\Omega_{\text{м}}$ – частота модуляции, то радиосигнал (1.14) можно представить в виде

$$U(t) = U_0 \sin\left[(\omega_0 + \omega_{\text{д}} \sin \Omega_{\text{м}} t)t + \varphi_0\right]. \tag{1.15}$$

Спектр ЧМ сигнала (1.13) в общем случае вычисляется с помощью достаточно сложных (включающих операции с функциями Бесселя) математических выражений. Можно отметить, что если отношение $\omega_{\text{д}}/\Omega_{\text{м}} < 1$, то внешний вид спектра такого ЧМ сигнала напоминает вид спектра АМ сигнала (рис. 1.3б).

Если в качестве модулирующей функции $\omega_0(t)$ используется *линейная* зависимость

$$\omega_0(t) = \omega_0 + \frac{\omega_{\text{д}}}{\tau_{\text{и}}} t, \tag{1.16}$$

где t – текущее время ($t_0 \le t \le t_0 + \tau_{\text{и}}$), $\tau_{\text{и}}$ – длительность импульса, $\omega_{\text{д}}$ – девиация частоты, то результирующий радиоимпульс будет называться ***линейно-частотно-модулированным*** [3].

Фазомодулированным (ФМ) называется сигнал с переменной фазой

$$U(t) = U_{\text{м}} \sin(\omega_0 t + \varphi(t)). \tag{1.17}$$

где $\varphi(t)$ – закон изменения фазы сигнала.

Рассмотрим ***внутриимпульсную фазовую модуляцию***. В общем случае значения фаз внутри радиоимпульса и периодичность их изменения могут быть достаточно произвольными, однако на практике наиболее часто встречается следующая ситуация. Весь радиоимпульс длительности $\tau_{\text{и}}$ разбивается на целое число смежных дискретов равной длительности $\tau_{\text{д}}$. Частоты во всех дискретах одинаковы и равны ω_0, изменяются (в соответствии с модулирующей функцией) лишь значения начальных фаз φ_0 частоты ω_0 – от одного дискрета к другому.

В большинстве случаев начальные фазы φ_0 принимают только 2 значения: 0° и 180° (с технической точки зрения этот вариант наиболее легко реализуем) – тогда сигнал называется ***фазо-манипулированным*** либо ***фазо-***

кодо-манипулированным (если последовательность 0° и 180° задается специальным кодовым словом).

Символическая запись фазо-манипулированного радиоимпульса, представленного на рисунке 1.5а, показана на рисунке 1.5б.

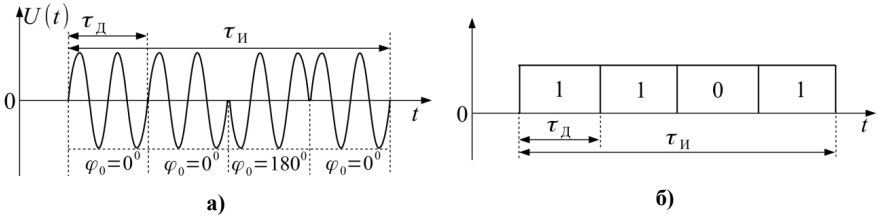


Рис. 1.5. Фазо-манипулированный радиоимпульс (а) и его символическое представление (б)

Сигналы можно анализировать во временной или в частотной областях. Для анализа сигналов во временной области используются осциллографы, отображающие временную диаграмму. Для анализа сигнала в частотной области используется спектр сигнала, для отображения которого используются анализаторы спектра (спектроанализаторы).

1.3. Основные свойства и особенности распространения радиоволн

Под ***радиоволнами*** принято понимать электромагнитные волны (ЭМВ), частоты которых выше 30 кГц и ниже 3000 ГГц, распространяющиеся в среде без искусственных направляющих сред (линий). Скорость распространения ЭМВ в какой-либо среде

$$v = c\big/\sqrt{\mu\varepsilon}\,, \tag{1.18}$$

где c – скорость распространения света в вакууме; ε – диэлектрическая, μ – магнитная проницаемость среды. Для воздуха $\varepsilon \approx \mu \approx 1$, а скорость распространения ЭМВ близка к скорости света в вакууме $v \approx 3\cdot 10^{8}$ м/с.

Минимальное расстояние между двумя точками пространства, поле в котором имеет одинаковое значение, называется ***длиной волны*** [6]. Длина волны зависит от скорости ее распространения и периода ЭДС, передающей это поле. Так как частота тока равна $f = 1/T$, то длина волны $\lambda = v/f$.

Радиочастотный спектр – область частот, занимаемая радиоволнами. *Полоса частот* – область частот, ограниченная нижним и верхним пределами. *Диапазон частот* – полоса частот, которой присвоено условное наименование.

В соответствии с Регламентом радиосвязи [7] весь радиочастотный спектр разделен на 12 диапазонов, которые определены как области радиочастот, равные $(0,3...3)\cdot 10^N$ Гц, где N – номер диапазона. Для целей радиосвязи используют 9 диапазонов ($N = 4...12$). Современная классификация (градационная шкала) радиочастот или радиоволн приведена в таблице 1.1 [3, 6]. Система обозначений микроволнового диапазона приведена в таблице 1.2.

Таблица 1.1 – Классификация радиоволн (радиочастот)

Номер диапазона, диапазон длин волн			***Диапазон частот***	
№	***Наименование***	***Границы***	***Наименование***	***Границы***
	Инфранизкие волны	100…10^8 км		3 мГц…3 кГц
4	Мириаметровые или сверхдлинные волны (СДВ)	10…100 км	Очень низкие частоты (ОНЧ)	3…30 кГц
5	Километровые или длинные волны (ДВ)	1…10 км	Низкие частоты (НЧ)	30…300 кГц
6	Гектометровые или средние волны (СВ)	0,1…1 км	Средние частоты (СЧ)	0,3…3 МГц
7	Декаметровые или короткие волны (КВ)	10…100 м	Высокие частоты (ВЧ)	3…30 МГц
8	Метровые (МВ) или ультракороткие волны (УКВ)	1…10 м	Очень высокие частоты (ОВЧ)	30…300 МГц
9	Дециметровые волны (ДМВ)	0,1…1 м	Ультравысокие частоты (УВЧ)	0,3…3 ГГц
10	Сантиметровые волны (СМВ)	1…10 см	Сверхвысокие частоты (СВЧ)	3…30 ГГц
11	Миллиметровые волны (ММВ)	1…10 мм	Крайне высокие частоты (КВЧ)	30…300 ГГц
12	Децимиллиметровые волны (ДММВ)	0,1…1 мм	Гипервысокие частоты (ГВЧ)	300…3000 ГГц

Средой распространения радиоволн является атмосфера, окружающая земной шар. При этом выделяют следующие слои атмосферы: тропосферу (до 18 км), стратосферу (до 50…60 км), ионосферу (свыше 60 км). Ионосфера в свою очередь разделяется на мезосферу (до 80 км), термосферу (до 1000 км) и экзосферу (свыше 1000 км). Наибольшее влияние на распространение радиоволн оказывают тропосфера и ионосфера (наиболее существенно отличаются по своим физическим и электрическим свойствам).

Тропосферой называется нижняя части атмосферы, прилегающая к земной поверхности. Верхняя граница тропосферы располагается на высотах до 10 км над полярными широтами и до 18 км над зоной тропиков. Важнейшим свойством тропосферы является убывание температуры с высотой, градиент температуры $\approx 5,5$ град/км. В 1925 г. было введено понятие

«нормальной тропосферы»: у поверхности Земли $P = 1013$ мбар, $T = 15^{\circ}C$, относительная влажность $S = 60\,\%$. По мере подъема на каждые 100 м $\Delta P = 12$ мбар, $\Delta T = 0{,}55^{\circ}C$, $S = const$ [6]. В тропосфере, сильно насыщенной водяными парами (за счет испарения с поверхностей морей и океанов), сосредоточена основная масса (около 80 %) всей атмосферы [3].

Таблица 1.2 – Система обозначений микроволнового диапазона

IEE (UK) Rec		**NATO**		**New USA Dos**		**IEEE (USA)**	
	ГГц		ГГц		ГГц		ГГц
A	0…0,25	**L**	1…2	**A**	0,1…0,25	**HF**	0,003…0,03
B	0,25…0,5	**S**	2…4	**B**	0,25…0,5	**VHF**	0,03…0,3
C	0,5…1,0	**C**	4…5,2	**C**	0,5…1,0	**UHF**	0,3…1,0
D	1…2	**X**	5,2…10,9	**D**	1…2	**L**	1…2
E	2…3	**J**	12…18	**E**	2…3	**S**	2…4
F	3…4	**K**	18…26	**F**	3…4	**C**	4…8
G	4…6	**Q**	26…40	**G**	4…6	**X**	8…12
H	6…8	**V**	40…60	**H**	6…8	**Ku**	12…18
I	8…10	**O**	60…90	**I**	8…10	**K**	18…27
J	10…20			**J**	10…20	**Ka**	27…40
K	20…40			**K**	20…40	**MM**	40…300
L	40…60			**L**	40…60	**Sub-MM**	> 300
M	60…100			**M**	60…100		

Тропосфера неоднородна (концентрация водяных паров обычно резко падает с высотой, изменяя относительную диэлектрическую проницаемость среды ε, а следовательно, и коэффициент преломления $n = \sqrt{\varepsilon}$) как в вертикальном направлении, так и вдоль земной поверхности, это обстоятельство вызывает искривление (***рефракцию***) траектории радиоволн. Для нормальной тропосферы радиус кривизны $R_{\text{крив}} = 25000$ км. Причем электрические параметры тропосферы меняются при изменении метеоусловий. Данная область атмосферы оказывает влияние в основном на распространение земных или поверхностных радиоволн (рисунок 1.6).

Наряду с диэлектрической проницаемостью во многих случаях пользуются *коэффициентом преломления тропосферы*

$$n_{\text{т}} = \sqrt{\varepsilon_{\text{т}}} = 1 + \frac{0{,}776 \cdot 10^{-4}}{T}\left(P + \frac{4810\omega}{T}\right), \tag{1.19}$$

где T – температура; P – давление газа; ω – абсолютная влажность воздуха [8].

Вторым, после рефракции, явлением, имеющим место в тропосфере, является ***поглощение*** радиоволн. ДВ, СВ и КВ в тропосфере почти не

ослабляются. Поглощение становится заметным для радиоволн с $\lambda_0 = 10$ см, при этом часть ЭМ энергии затрачивается на превращение в тепло (нагреваются газы тропосферы, кислород и водяные пары, снег, капельные образования), а другая часть рассеивается гидрометеорами и твердыми частицами (пыль, дым).

Эффект тропосферного рассеивания сантиметровых радиоволн на достаточно протяженных слоистых неоднородностях (гидрометеообразованиях) и мелкомасштабных неоднородностях турбулентного происхождения привел к *повышению дальности действия* авиационных радиосистем за пределы прямой видимости (дальняя тропосферная связь).

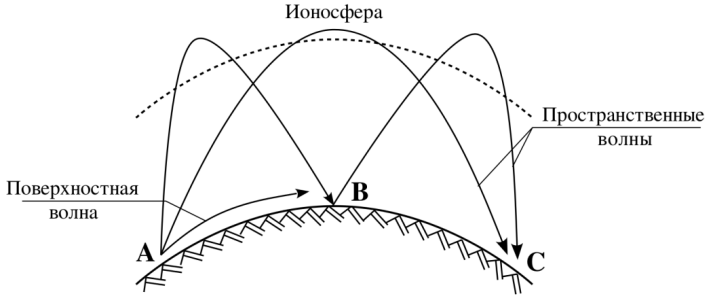


Рис. 1.6. Распространение радиоволн вблизи поверхности Земли

Вместе с тем, радиоволны при дальнем тропосферном распространении подвержены отрицательному эффекту ***замирания*** – глубокому (в одних случаях быстрому, в других – медленному) изменению уровня радиосигнала в точке приема. Для ослабления эффекта замирания обычно используют прием не на одну, а на две разнесенные в пространстве (на расстояние порядка 100 λ_0) антенны, расположенные на перпендикуляре к направлению распространения радиосигнала с учетом пространственной избирательности замираний [3].

Ионосферой называют верхнюю часть атмосферы, располагающуюся на высотах от 60 км до высоты 20000 км относительно поверхности Земли и насыщенную газом, который частично или полностью находится в состоянии ионизации. В этой области газ ионизирован, т.е. имеется большое число свободных электронов и ионов (порядка 10^3 … 10^6 единиц в 1 см^3 воздуха), обязанных своим происхождением ультрафиолетовому (УФ) и рентгеновскому излучениям Солнца, а также потокам солнечных и космических заряженных частиц, падающих извне на атмосферу. Присутствие свободных электронов и ионов существенно влияет на электрические свой-

ства газа и обуславливает возможность отражения радиоволн от ионосферы. Радиоволны, которые распространяются в ионосфере или отражаются от нее, называют *ионосферными* или *пространственными*.

В целом, ионосфера является квазинейтральной, хотя концентрация электронов на разных высотах оказывается различной. Максимальная концентрация приходится на высоты от 100 до 1000 км).

Относительная диэлектрическая проницаемость ε ионосферы изменяется с высотой, следовательно, переменным оказывается и коэффициент преломления $n = \sqrt{\varepsilon}$. Поскольку для ионосферы $\varepsilon < 1$ (меньше, чем для вакуума), то возможна ситуация, когда с увеличением высоты значение ε последовательно становится равным нулю, а затем и отрицательным числом – в этом случае радиоволна, последовательно преломляясь на различных участках ионосферы, в конце концов отражается от нее [3].

Поскольку с ростом высоты значение ε падает (концентрация электронов растет), то при каждом переходе радиоволны из *i*-го слоя (более плотного) в $i+1$ (оптически менее плотный) очередной угол преломления оказывается больше, чем угол падения, и наступает момент, когда угол преломления может оказаться равным (или больше) 90°, после чего радиоволна начнет распространяться в обратном направлении (в сторону земли). Угол падения в этом случае может быть вычислен с помощью формулы Снеллиуса

$$\sqrt{\varepsilon_0}\sin\varphi_0 = \sqrt{\varepsilon_1}\sin\varphi_1 = ... = \sqrt{\varepsilon_m}\sin\varphi_m . \qquad (1.20)$$

Поскольку $\sqrt{\varepsilon_0} = 1$, то

$$\sin\varphi_0 = \sqrt{\varepsilon_m} = \sqrt{1 - 80{,}8N/f_0^2} , \qquad (1.21)$$

где N – концентрация электронов в *m*-слое; f_0 – частота радиоволны.

Из анализа (1.21) следует, что если увеличивать частоту f_0, то отражение радиоволны произойдет от слоя с более высокой концентрацией свободных электронов. Если частоту f_0 повысить еще больше, то отражения радиоволны от очередного слоя не произойдет, и для такой волны этот слой ионосферы станет прозрачным (радиоволна может устремиться в космическое пространство).

Для вертикально падающего луча $\varphi_0 = 0$, условие его поворота

$$f_{\text{КР}} = \sqrt{80{,}8N} . \qquad (1.22)$$

Условие отражения наклонно падающего луча частоты f_0 под углом φ_0 (***закон секанса***) имеет вид [6]

$$f_0 = f_{\text{КР}} \cdot \sec\varphi_0 . \qquad (1.23)$$

Для радиоволн одной частоты (КВ диапазон) ионосфера оказывается своеобразным зеркалом, позволяющим резко повысить дальность действия радиосистемы. В качестве ионосферных волн при многократном отражении от ионосферы радиоволны КВ диапазона могут распространяться на сколь угодно большие расстояния. Степень поглощения характеризуется экспоненциальным сомножителем $\exp(-\delta l)$, где δ – коэффициент поглощения, l – путь, пройденный волной в ионосферном слое.

В первом приближении коэффициент поглощения (1/м) может быть определен в виде [6]

$$\delta \approx 1{,}35 \cdot 10^{-7} \frac{N\nu}{f_0^2}, \tag{1.24}$$

где ν – число столкновений электронов с нейтральными молекулами в 1 с.

Для других радиоволн (УКВ диапазон) появляется возможность радиосвязи с космическими аппаратами [3].

Промежуточная (между тропосферой и ионосферой) область, называемая **стратосферой** (от верхней границы тропосферы до высот порядка 60 км), оказывает слабое влияние на распространение радиоволн, поскольку обладает сравнительно малой плотностью воздуха и весьма небольшой концентрацией свободных электронов и ионов – в силу этих причин стратосфера полагается зоной прозрачности для радиоволн. Степень влияния тропосферы или ионосферы на условия распространения радиоволн зависит от длины радиоволны.

Сверхдлинные (СДВ) и ***длинные*** (***ДВ) волны***. Распространение радиоволн данных диапазонов происходит внутри «сферического волновода», отражающими стенками которого являются поверхность Земли и нижние слои ионосферы, что позволяет им огибать землю. По этой причине они используются в РСДН (в частности, в фазовых системах). Суммарные флуктуации электромагнитного поля (ЭМП) указанных радиоволн (СДВ, ДВ) сравнительно невелики (10…30 %) и происходят под действием природных факторов (восход и закат солнца, время года, период солнечной активности и др.), радиоприем СДВ и ДВ достаточно устойчив [3]. Условия распространения СДВ и ДВ радиоволн мало зависят от времени суток и слабо меняются в течение года, что позволяет создавать радиолинии протяженностью более 20000 км. ДВ и особенно СДВ радиоволны мало поглощаются при прохождении в толще суши и моря. Эта особенность волн позволяет проникать им в глубину моря на несколько десятков метров и, следовательно, они могут использоваться для организации радиосвязи с погруженными подводными лодками.

Средние (СВ) волны могут распространяться как пространственной (отражение от ионосферы), так и поверхностной волнами (рис. 1.6). Отра-

жение СВ от ионосферы происходит на значительно больших высотах, чем отражение СДВ и ДВ, а именно от тех ионосферных слоев, где концентрация свободных электронов существенно повышена. Поверхностная волна сильно поглощается в полупроводящей поверхности Земли. Протяженность радиолинии, обеспечиваемая данной волной, составляет 500…700 км. На большие расстояния (3000…6000 км) радиоволны данного диапазона распространяются пространственной волной, условия распространения которой сильно зависят от времени суток и года. Наилучшие условия для распространения существуют в ночное время суток и в зимние месяцы. В дневное же время суток и летом пространственная волна сильно поглощается ионосферой. Поскольку условия распространения пространственной волны меняются, меняется и длина траектории ее распределения, а, следовательно, изменяются фазовые соотношения между принимаемыми сигналами в точке приема (точка С, рис. 1.6).

Наличие ионосферных отражений приводит к ***интерференции*** (наложению) поверхностных и пространственных волн в точке приема. В итоге интенсивность результирующего поля в точке приема будет меняться по величине. Наличие двух волн в точке приема ведет к нежелательному явлению – к *замиранию* (федингу) сигналов.

Короткие (КВ) волны сильно поглощаются в полупроводящей земной поверхности, поэтому дальность действия радиосистем, использующих поверхностные КВ не превышает несколько десятков километров. Распространение КВ на дальние расстояния осуществляется путем многократного отражения как от поверхности Земли, так и от ионосферы. (рисунок 1.7). Такой способ распространения радиоволн иногда называют *скачковым*.

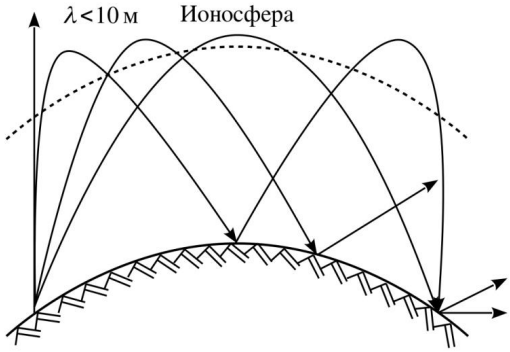


Рис. 1.7. Распространение волн путем многократного отражения от поверхности Земли и от ионосферы

Другим недостатком, имеющим место при работе с на КВ, является наличие так называемых «зон молчания» вокруг данной радиосистемы. При использовании КВ может возникнуть эффект так называемого «кругосветного эха». Эксперименты показывают, что время, затрачиваемое радиосигналом на огибание земного шара, отличается достаточным постоянством – оно изменяется от 0,13760 до 0,13805 с.

Метровые (МВ) волны слабо огибают земную поверхность, дальность их распространения лишь немногим больше, чем дальность прямой видимости. Что касается пространственной волны, то в диапазоне МВ существует рассеяние ЭМВ – как на локальных неоднородностях тропосферы, так и в нижних слоях ионосферы. Благодаря такому рассеянию дальность распространения КВ достигает 800…2000 км. При этом с ростом частоты f_0 рассеяние ослабляется, по этой причине эффект ионосферного рассеяния приобретает значение для МВ, имеющих $\lambda_0 > 5$ м. Традиционным явлением для пространственных МВ является *медленное замирание*. Однако с ростом геомагнитной широты уровень принимаемого радиосигнала (при прочих равных условиях) возрастает. К тому же ионосферные возмущения, сопровождающие мировые магнитные бури, на процессы рассеяния МВ не влияют.

Специфической особенностью распространения МВ является отражение их от ионизированных следов метеоров. Дело в том, что в земную атмосферу весьма часто (до сотен миллиардов появлений в сутки) вторгаются отдельные метеориты и метеоритные потоки. Радиосвязь за счет отражений от ионизированных следов метеоров возможна только в МВ диапазоне [3].

Дециметровые (ДМВ) и ***сантиметровые (СМВ) волны*** в ионизированных слоях атмосферы почти не преломляются и не рассеиваются, а легко пронизывают ионосферу и уходят в космическое пространство. Поэтому ДМВ и СМВ используются для связи с космическими ЛА. Что касается авиационных радиосистем, то связь между ними осуществляется как в пределах прямой видимости (ДМВ и СМВ слабо дифрагируют вокруг поверхности Земли) на небольшие расстояния, так и на значительные расстояния (за счет рассеяния на тропосферных неоднородностях).

Миллиметровые (ММВ) волны. Коэффициент преломления тропосферы меньше единицы, и величина его уменьшается с увеличением высоты, что приводит к искривлению траектории распространения ММВ. Причем траектория обращена выпуклостью вверх. Явление искривления траектории носит название ***рефракции***. Кроме того, при распространении в тропосфере ММВ испытывают затухание, связанное с частичным преобразованием электромагнитной энергии в другие ее виды и с рассеянием. Основной причиной поглощения и рассеяния радиоволн в тропосфере является нали-

чие капель воды, присутствующих в ней в виде тумана, снега или дождя. Чем выше частота радиоволны и крупнее капли воды, тем больше затухание ее в тропосфере.

Волны миллиметрового диапазона испытывают добавочное поглощение в молекулах водяного пара и кислорода. Для случая *молекулярного поглощения* в кислороде воздуха (O_2) и в парах воды (H_2O) в миллиметровом диапазоне отмечены два «окна прозрачности»: на частоте ≈ 38 ГГц ($\lambda \approx 7{,}9$ мм) – поглощение менее 0,06 дБ/км и на частоте ≈ 85 ГГц ($\lambda \approx 3{,}5$ мм) – поглощение менее 0,2 дБ/км. При сильном дожде и ливнях ММВ испытывают значительное поглощение (более 1 дБ/км) [6].

Существует четыре области значений λ_0 (1,2 мм; 2 мм; 3 мм; 8,6 мм), в окрестностях которых поглощение ММВ сравнительно невелико, и которые называются «*окнами прозрачности*» тропосферы (для ММВ) [3]. ММВ используются, в основном, лишь для связи между наземными и маловысотными (вертолетными) узлами авиационных радиосистем (в ограниченном числе случаев). ММВ находят широкое применение для связи между космическими ЛА, поскольку ионосфера совершенно не влияет на условия распространения ММВ.

Учет особенностей распространения радиоволн различных диапазонов позволяет определить возможную дальность действия РЭС. Так, в метровом и более коротких диапазонах радиоволн дальность действия РЭС определяется условиями прямой видимости. В этом случае говорят о дальности $D_{\text{ПВ}}$ прямой видимости (км), которую определяют как

$$D_{\text{ПВ}} = 3{,}57\left(\sqrt{H_{\text{ВС}}} + \sqrt{H_{\text{А}}}\right), \tag{1.25}$$

где $H_{\text{ВС}}$ – высота полета ВС (м); $H_{\text{А}}$ – высота установки антенны РЭС (м). Выражение (1.25) не учитывает рефракцию радиоволн в тропосфере.

В так называемой стандартной атмосфере радиоволна отклоняется в сторону земной поверхности, что приводит к увеличению дальности прямой видимости $D_{\text{ПВ}}$. Для стандартной атмосферы справедливо соотношение

$$D^*_{\text{ПВ}} = 4{,}12\left(\sqrt{H_{\text{ВС}}} + \sqrt{H_{\text{А}}}\right), \tag{1.26}$$

где $D^*_{\text{ПВ}}$ – дальность прямой видимости с учетом рефракции радиоволн (км).

Конкретные значения дальности действия авиационных РЭС определяются исходя из состояния среды распространения и технических возможностей конкретных передающих устройств (ПРД) данных систем. При рассмотрении авиационных информационных РЭС наряду с особенностями распространения радиоволн различных диапазонов необходимо учитывать

и их свойства, положенные в основу обнаружения различных объектов и измерения их координат и параметров движения.

К этим ***свойствам*** относятся:

1) постоянство скорости распространения радиоволн;

2) прямолинейность распространения радиоволн в однородной среде;

3) способность отражаться от любых объектов, электрические параметры которых отличаются от параметров среды распространения (самолет, корабль, автомобиль, грозовое облако и т.д.);

4) изменение частоты колебаний радиоволн при относительном перемещении источников радиосигналов и его приемника (эффект Доплера).

Постоянство скорости распространения радиоволн и прямолинейность их распространения лежат в основе РТ метода измерения дальности до объектов (целей). Кроме того, второе свойство радиоволн используется и при определении угловых координат целей. Способность радиоволн отражаться от объектов используется при их обнаружении. Четвертое свойство позволяет определять радиальную скорость движения цели.

1.4. Основные характеристики и параметры антенн

Антенной называется РТ устройство, служащее для излучения ЭМВ в пространство или для приема ЭМВ из пространства. Антенна является составной частью радиолокационных, телевизионных, связных и ряда других РЭС и в значительной степени определяет их технические характеристики.

Современная теория антенн полностью базируется на основных уравнениях электродинамики, на ***уравнениях Максвелла***. Уравнения Максвелла *в дифференциальной форме* [5, 9] записываются в виде:

$$\mathrm{rot}\mathbf{H} = \partial\mathbf{D}/\partial t + \overline{\delta}, \tag{1.27}$$

$$\mathrm{rot}\mathbf{E} = -\partial\mathbf{B}/\partial t, \tag{1.28}$$

$$\mathrm{div}\mathbf{D} = \rho, \tag{1.29}$$

$$\mathrm{div}\mathbf{B} = 0. \tag{1.30}$$

Уравнение (1.27) описывает закон полного тока, связывающий циркуляцию магнитного поля по контуру с током, охватывающим этот контур. Правая часть уравнения (1.27) представляет собой плотность полного тока и состоит из суммы токов смещения ($\partial\mathbf{D}/\partial t$) и проводимости $\overline{\delta}$. Появление тока неизбежно порождает магнитное поле, причем роли токов смещения и проводимости в этом процессе совершенно одинаковы, магнитное поле может возбуждаться изменением потока индукции. Второе уравнение Максвелла (1.28) является законом индукции, который определяет скорость изменения магнитной индукции **B** через пространственную производную

(rot) напряженности электрического поля $\mathbf{E}$. Из этого уравнения видно, что всякое изменение магнитного поля ($\partial\mathbf{B}/\partial t \neq 0$) вызывает появление электрического поля и наоборот.

Третье уравнение Максвелла (1.29) является уравнением непрерывности, которое показывает, что расходимость (div) электрической индукции равна объемной плотности зарядов. Четвертое уравнение Максвелла (1.30) говорит об отсутствии в природе магнитных зарядов и о непрерывности линий магнитной индукции, не имеющих начала и конца. Это линии, уходящие в бесконечность, или, как обычно, замкнутые линии [9].

Основными характеристиками и параметрами любой антенны являются:

- *радиотехнические*,
- *конструктивные*,
- *эксплуатационные*,
- *экономические*.

Антенны классифицируются на *излучающие провода* (используемые на частотах до 1 ГГц) и *излучающие поверхности* (используемые, в основном, на частотах, выше 1 ГГц). В своем большинстве антенны реализуют *принцип двойственности*: одну и ту же антенну можно использовать как на передачу, так и на прием ЭМВ [6].

В целях количественной оценки качества функционирования антенн и антенных систем используют радиотехнические показатели, которые подразделяются на *характеристики* и *параметры*.

Радиотехническими характеристиками называют функциональные зависимости амплитуды, фазы и коэффициента поляризации от направления на точку наблюдения в равноудаленных точках дальней зоны [6]:

1. ***Характеристика направленности*** (ХН) – зависимость амплитуды напряженности поля или плотности потока мощности от направления на точку наблюдения в равноудаленных от антенны точках дальней зоны. ХН обуславливает свойства антенны, заключающиеся в распределении электромагнитной энергии в окружающее пространство.

2. ***Фазовая характеристика*** – зависимость фазы излучаемого антенной поля в дальней зоне от направления в пространстве при постоянном расстоянии от фазового центра антенны до точки наблюдения.

3. ***Поляризационная характеристика*** – зависимость параметров поляризационного эллипса от направления. В плоскости, нормальной к направлению распространения ЭМВ, за период частоты конец вектора $\vec{E}$ описывает эллипс, который принято называть поляризационным эллипсом.

К **радиотехническим параметрам** антенн относятся:

1. ***Излучаемая мощность*** P_{Σ} – это полная мощность, которую излучает антенна в пространство, определяемая путем интегрирования плотности потока мощности Π по поверхности сферы S произвольного радиуса, окружающего антенну

$$P_{\Sigma} = \int_{S} \Pi dS. \qquad (1.31)$$

2. ***Сопротивление излучения*** R_{Σ} – такое активное сопротивление, которое как бы присутствует в антенне и на котором рассеивается мощность, излучаемая антенной в пространство

$$R_{\Sigma} = 2P_{\Sigma} / I^2. \qquad (1.32)$$

3. ***Коэффициент направленного действия*** (КНД) D представляет собой отношение плотности потока мощности Π, излучаемого данной антенной в определенном направлении, к плотности потока мощности Π_0, который излучался бы абсолютно ненаправленной антенной в любом направлении при условии равенства общей излучаемой мощности в обеих антеннах

$$D = \frac{\Pi}{\Pi_0} \text{ при } P_{\Sigma} = P_{\Sigma 0},\ R = const.$$

4. ***Коэффициент полезного действия*** (КПД) η – отношение мощности излучения антенны к мощности, подводимой к ее входу $\eta = P_{\Sigma} / P_{\text{А}}$.

5. ***Коэффициент усиления*** (КУ) G показывает, во сколько раз следует уменьшить мощность, подводимую к антенне, по сравнению с мощностью, подводимой к абсолютно ненаправленной антенне, КПД которой считается равным единице, чтобы напряженность поля в точке наблюдения оставалась неизменной. КУ дает полную характеристику антенны: он учитывает, с одной стороны, концентрацию энергии в определенном направлении благодаря направленным свойствам антенны, а с другой – уменьшение излучения вследствие потерь мощности в антенне. Численно КУ можно найти как

$$G = \eta D. \qquad (1.33)$$

6. ***Шумовая температура антенны*** создается внутренним сопротивлением антенны и оценивается по формуле

$$P_{\text{ША}} = kT_{\text{А}} \Delta F, \qquad (1.34)$$

где $P_{\text{ША}}$ – мощность шумов антенны; $k = 1{,}38 \cdot 10^{-23}$ Вт/Гц – постоянная Больцмана; $T_{\text{А}}$ – шумовая температура антенны; ΔF – полоса частот.

7. ***Диапазон рабочих частот антенны*** определяется полосой пропускания антенны по уровню 3 дБ по мощности. Полоса пропускания антенны выражается в процентах в соответствии с выражением

$$\frac{\Delta f}{f_{\text{СР}}} = \frac{f_{\max} - f_{\min}}{f_{\text{СР}}} \cdot 100\ \%, \qquad (1.35)$$

где $f_{\text{СР}} = (f_{\max} + f_{\min})/2$.

При 10%-ной полосе антенна называется *узкополосной*, при 50%-ной полосе – *широкополосной*, 100%-ной полосе – *сверхширокополосной*. При полосе пропускания более 100 % антенна называется диапазонной, для таких антенн вводится понятие перекрытия по частоте $K_{\text{П}} = f_{\max} / f_{\min}$ [9].

8. ***Электрическая прочность антенны*** определяется максимальной напряженностью поля между токонесущими элементами антенны, начиная с которой происходит пробой (обычно для антенны выбирают мощность в 4 раза меньше предельно допустимой)

9. ***Входное сопротивление антенны*** – это сопротивление, на которое нагружена линия передачи, питающая антенну

$$Z_{\text{А}} = U_{\text{А}} / I_{\text{А}}. \tag{1.36}$$

10. ***Действующая длина (высота) антенны*** $h_{\text{Д}}$ – это длина некоторой линейной антенны с равномерным распределением тока, на которую нужно умножить амплитуду тока на клеммах, чтобы получить площадь тока реальной антенны

$$S_{\text{I}} = I_{\text{АП}} h_{\text{Д}}, \tag{1.37}$$

где $I_{\text{АП}}$ – амплитуда тока в пучности [6].

Для определения характеристик и параметров антенны все окружающее ее пространство разбивают на определенные зоны, называемые ближней и дальней.

Ближняя зона – это часть пространства, непосредственно прилегающая к антенне. Расстояние до ее внешней границы можно определить как

$$R_{\text{ЬЗ}} \le \frac{L}{2}\left[\frac{1}{2} + \sqrt[3]{\frac{L}{\lambda}}\right], \tag{1.38}$$

где L – линейный размер антенны; λ – длина волны.

В настоящее время теория расчета антенн в ближней зоне не завершена, т.к. в ней не работают основные уравнения теории Максвелла. Особенностями ближней зоны являются [6]:

- наличие у векторов напряженности электрического E и магнитного поля H полей кроме поперечных составляющих еще и продольных составляющих;
- быстрое уменьшение амплитуды поля с удалением от антенны;
- комплексность вектора Пойнтинга $\vec{\Pi}$;
- превышение реактивной составляющей мощности поля над активной.

Дальняя зона – это пространство, которое окружает антенну, начиная с внешней границы до бесконечности.

Внешнюю границу можно определить из условия

$$R \geq 2L^2/\lambda. \qquad (1.39)$$

Расчет радиотехнических характеристик и параметров антенн осуществляется только в дальней зоне.

Одной из наиболее важных характеристик антенны является диаграмма направленности (ДН) $G(\alpha,\beta)$ – графическое изображение зависимости напряженности поля излученной волны (интенсивности ЭМВ) в дальней зоне от углов α (азимут) и β (угол места). Традиционно все антенны делятся на приемные и передающие. Во многих случаях одна и та же антенна выполняет функции как излучения, так и приема, т.е. является приемо-передающей антенной (реализуется ***принцип двойственности***). При этом в подавляющем большинстве случаев передающая и приемная ДН антенны (ДНА) совпадают.

Возможный вариант классификации антенн приведен на рисунке 1.8.

Рис. 1.8. Возможный вариант классификации антенн

Вибратор – это излучатель в виде тонкого проводника (электрический вибратор) или узкой длинной щели в металлическом экране (щелевой вибратор). *Симметричный вибратор* – это линейная антенна, состоящая из двух одинаковых по длине отрезков провода, соизмеримых с длиной волны и подключенных к источнику возбуждения или к приемнику в средних точках. В диапазонах СДВ, ДВ и СВ часто применяются несимметричные вибраторы, которые называются Г-, Т- и П-образными антеннами [6].

Щелевая антенна представляет собой узкую щель, прорезанную в стенке волновода, резонатора, коаксиального кабеля или полосковой линии. Обычно ширина щели составляет $0{,}03...0{,}05\lambda$, длина – около полуволны.

Щели прорезают так, чтобы они пересекали линии поверхностного тока, текущего по внутренней стенке волновода или резонатора.

Конструктивно *штыревая антенна* представляет собой штырь длиной около $0,25\lambda$, которому для снижения аэродинамического сопротивления придана обтекаемая форма и который состоит из двух частей: «земляной» проводник фидера и возбудитель, изолированный с помощью диэлектрической втулки от корпуса самолета. Масса антенн находится в пределах 0,5…1,5 кг, угол наклона штыревой антенны не должен превышать $30...40^{o}$, так как при его увеличении падают действующая высота антенны и излучаемая мощность (уже на границе этого диапазона углов, при наклоне 40°, мощность уменьшается примерно на 15 % [3].

На рисунке 1.9 приведена диаграмма направленности штыревой антенны (ДНА имеет некоторые провалы в азимутальной плоскости), на рисунке 1.10 – схема питания штыревой антенны.

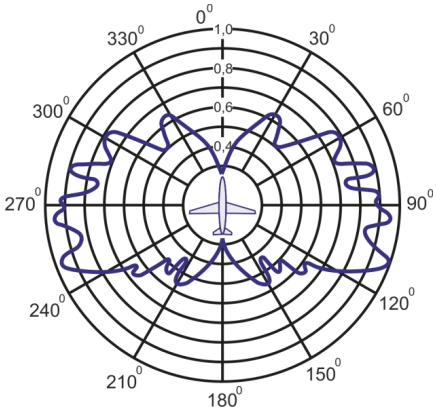


Рис. 1.9. Диаграмма направленности штыревой антенны

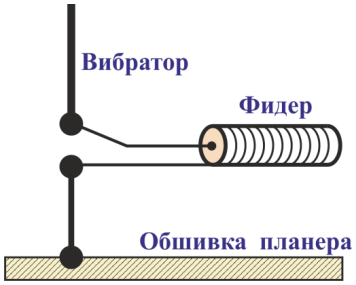


Рис. 1.10. Схема питания штыревой антенны

На рисунке 1.11 приведены различные виды распространенных штыревых УКВ-антенн.

Диэлектрическая антенна – антенна в виде отрезка диэлектрического стержня, возбужденного радиоволноводом или штырем коаксиального кабеля. Наряду с диэлектрическими стержневыми антеннами в диапазоне СВЧ нашли применение плоские и ребристые (гофрированные) антенны, получившие название *импедансные антенны*.

Свое название *апертурные антенны* получили, потому что в отличии от вибраторных антенн, излучение формируется поверхностью (апертурой), которая ограничена площадью *S*, зависящей от геометрических размеров.

Простейшей апертурной антенной является *открытый конец волновода*. Улучшить направленные свойства волновода можно путем плавного, постепенного увеличения размеров поперечного сечения волновода, т.е. придания ему формы рупора. Антенны, имеющие такой плавный переход, получили название *рупорных антенн*. Разновидности рупорных антенн: пирамидальная, секториальная, коническая, с параболической образующей поверхности рупора.

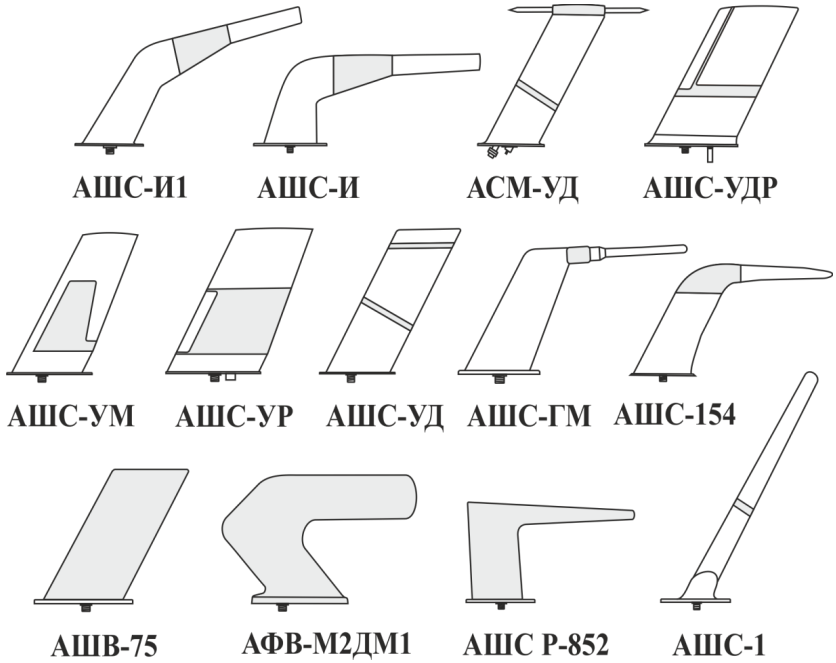


Рис. 1.11. Внешний вид распространенных штыревых УКВ-антенн

Применяемая на СВЧ *линзовая антенна* по принципу действия идентична оптической линзе и состоит из собственно линзы и облучателя, установленного в ее фокусе. Линза трансформирует сферический или цилиндрический фронт волны облучателя в плоский. Линзовая антенна, ДН которой формируется за счет разности фазовых скоростей распространения ЭМВ в воздухе и материале линзы, применяется в радиолокационных и измерительных устройствах, работающих в сантиметровом диапазоне.

Частный случай линзовой антенны – *рупорно-линзовая антенна*, состоящая из рупора с большим углом раствора ($60...70^{o}$) и вставленной на его выходе линзы. При смещении облучателя линзы из фокуса в плоскости,

проходящей через фокус и перпендикулярной оси линзы, фронт волны на ее выходе поворачивается на определенный угол. Соответственно поворачивается направление максимального излучения, это свойство используется в радиолокаторах при сканировании ДН.

Зеркальными (параболическими) антеннами называют антенны, у которых поле в раскрыве формируется в результате отражения ЭМВ от металлической поверхности специального рефлектора (зеркала). Источником ЭМВ обычно служит какая-нибудь небольшая элементарная антенна, называемая в этом случае облучателем зеркала или просто облучателем. Зеркало и облучатель являются основными элементами зеркальной антенны. По числу отражающих зеркал различают *одно-* и *двухзеркальные* антенны, По взаимной ориентации зеркал и облучателей антенны могут быть *симметричными* и *осенесимметричными* [8].

Рупорно-параболическая антенна является одним из вариантов зеркальной антенны с вынесенным облучателем: облучающий рупор и параболическое зеркало составляют единое целое, что практически устраняет утечку энергии за края зеркала.

Уголковая антенна состоит из уголкового зеркала (рефлектора), образованного двумя плоскими металлическими пластинами, и вибратора, расположенного в плоскости биссектрисы угла зеркала.

При изготовлении *печатных антенн* используются современные технологии печатного монтажа. Одна из таких антенн (в разрезе) представлена на рисунке 1.12.

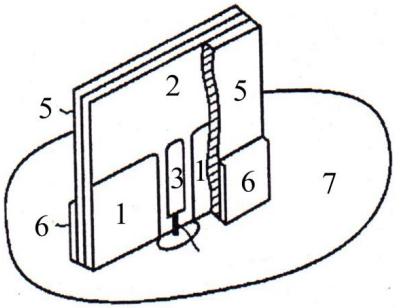


Рис. 1.12. Конструктивные элементы печатной антенны

На рис. 1.12 показано: 1 – внутренние диэлектрические пластины; 2, 6 – зоны, покрытые проводящим слоем; 3 – проводящая соединительная полоска; 4 – внутренний провод коаксиального фидера; 5 – внешние диэлектрические пластины; 7 – основание [3].

Излучателем данной антенны являются тонкие (около 0,12 мм) проводящие слои меди (2 и 6), нанесенные методом фольгирования на диэлектрические пластины 1 и 5 (их толщина около 3 мм). Медная полоска 3 соединяет внутренний провод 4 питающего коаксиального кабеля с элементом 2 излучателя. Металлическая оплетка коаксиального кабеля контактирует с проводящим основанием 7 и медными слоями 6. Антенна покрывается специальным лаком и закрывается диэлектрическим обтекателем, который предохраняет антенну от механических и климатических воздействий.

К *достоинствам* печатной антенны следует отнести незначительное аэродинамическое сопротивление, компактность, малую массу, хорошую излучательную способность, небольшие потери.

Особенностью *поверхностных антенн* является их практически нулевое аэродинамическое сопротивление. Эти антенны устанавливаются на законцовке киля самолета или на хвостовых шайбах вертолета. На рисунке 1.13 показаны две поверхностные антенны, расположенные на законцовке самолетного киля [3].

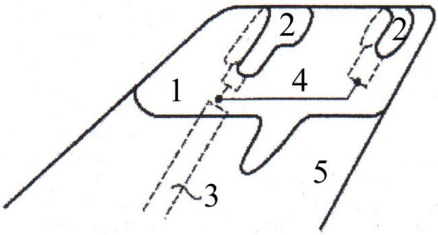


Рис. 1.13. Упрощенная конструкция поверхностных антенн

На рис. 1.13 показано: 1 – диэлектрическая вставка киля; 2 – металлические сетки; 3 – коаксиальный кабель; 4 – внутренний провод коаксиального кабеля; 5 – основание киля. Верхняя часть 1 киля выполнена из механически прочного, радиопрозрачного диэлектрика (например, из фольгированного стеклотекстолита, пластмассы или стеклоткани).

Излучатель антенны создается путем металлизации отдельных участков этой части киля – применяются наклеенные на диэлектрик медные сетки 2. ВЧ радиосигнал подается к сеткам при помощи коаксиального кабеля 3, внутренний провод 4 которого соединен с этими сетками. Длина излучателя обычно выбирается несколько меньшей, чем $0,25\lambda$. Достоинством поверхностных антенн являются их механическая прочность, вибростойкость и устойчивость характеристик к влиянию окружающей среды [3].

В общем случае термин «*антенная решетка*» (АР) охватывает весьма широкий круг антенных систем – от простейших двухэлементных излучате-

лей до самых современных антенных комплексов. АР называется система одинаковых излучающих элементов, идентично ориентированных в пространстве и расположенных по определенному закону [8].

По способу управления ДН различают *частотные* и *фазированные* АР (ЧАР и ФАР). Частотный метод реализуется путем изменения частоты генератора, в этом случае не требуются никакие управляющие элементы. Фазовый метод осуществляется с помощью фазовращателей, включенных в цепи питания излучателей. Изменять фазовый сдвиг можно *последовательным*, *параллельным* или *смешанным способами*.

По взаимному расположению элементов АР разделяют на *эквидистантные* (расстояние между элементами всегда остается постоянным) и *неэквидистантные* (расстояние между элементами может изменяться по определенному закону). По размещение АР на несущей конструкции выделяют *конформные* (в точности повторяют форму объекта, на котором они расположены) и *неконформные* АР.

По геометрии расположения излучателей в пространстве различают *одномерные* (линейные, кольцевые, дуговые), *двумерные* (поверхностные) и *трехмерные* АР. Также АР классифицируются по типу используемых излучателей, по методу сканирования пространства – *механические* АР и АР *с электронным сканированием* [6].

На рисунке 1.14 показаны рекомендуемые зоны размещения УКВ-антенн на ВС. *Ограничения при размещении* антенн по зонам ВС: 1 зона – провалы ДНА вдоль строительной оси ВС; 2 зона – экранирующее воздействие киля ВС; 3 зона – зависимость диаграммы направленности антенны от близости к передней кромке, удары молнии; 4 зона – возможность повреждения при взлете-посадке ВС; 5 зона – попадание воды и грунта с переднего колеса, скопление конденсата.

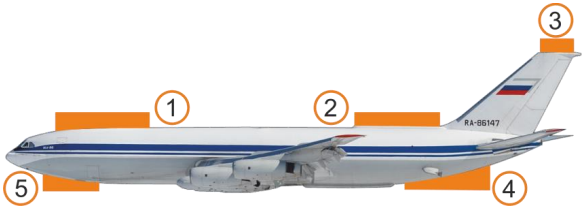


Рис. 1.14. Рекомендуемые зоны размещения УКВ-антенн

На рисунке 1.15 показана конструкция типовой антенны верхнего питания. Антенны верхнего питания (рис. 1.15) являются антеннами емкостного типа. Возбуждение корпуса самолета производится с помощью штыревого вибратора, изолированного от корпуса.

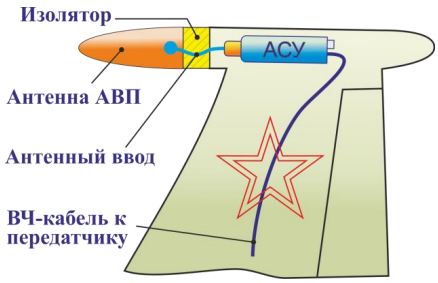


Рис. 1.15. Конструкция типовой антенны верхнего питания

Антенна типа АШС-УД работает в диапазонах МВ и ДМВ. Пустотелый вибратор соединен пайкой с ВЧ разъемом, имеется элемент грозозащиты. На рисунке 1.16 приведена конструкция типовой антенны.

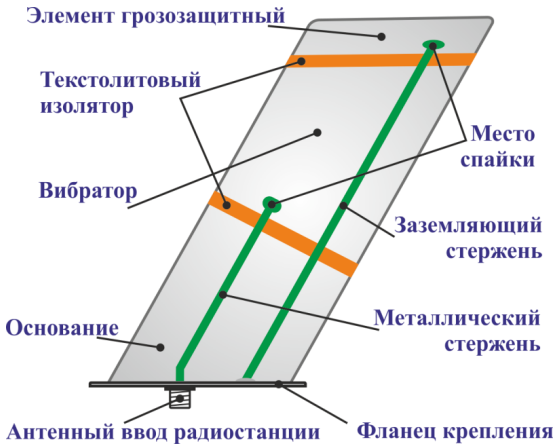


Рис. 1.16. Конструкция типовой антенны

В конструкцию ФАР очень часто стали вводить активные элементы – полосковые и микрополосковые устройства СВЧ, активные фильтры, операционные усилители. Все это позволило не только снизить потери, но и существенно увеличить излучаемую мощность, упростить распределительную систему СВЧ, снизить массогабаритные характеристики всей системы в целом.

Уникальные свойства и преимущества *плазменных антенн* сделали их весьма привлекательными для применения в РЛС малозаметных самолетов и БПЛА. В числе достоинств плазменных антенн – возможность быстрой и

точной установки луча, что позволяет одновременно выполнять операции поиска и сопровождения групповых целей, а также формировать разные ДН. Плазменные антенны обладают широкой полосой частот, в результате чего один и тот же плазменный отражатель можно использовать с различными облучателями. Разработана газоплазменная ФАР, в которой взаимное влияние между соседними излучателями ниже, чем в решетке с обычными облучателями [9].

В заключение отметим, что *общим требованием* к авиационным антеннам является следующее – антенна обязана эффективно работать при любых режимах работы и в достаточно неблагоприятных условиях:

- *на больших высотах* – когда резко ухудшаются изоляционные свойства воздуха, в результате чего уменьшается сопротивление между элементами антенны и корпусом самолета; при этом появляется дополнительный ток проводимости, снижающий как полезный ток в антенне, так и излучаемую ей мощность, что ведет к снижению дальности действия системы;
- *при нагреве антенны* (в случае высокой скорости полета) – ухудшаются изоляционные свойства некоторых диэлектриков, отделяющих антенну от корпуса самолета, что в конечном итоге снижает излучаемую антенной мощность;
- *при обледенении антенны* – возникает дополнительная нагрузка на элементы антенны, могут измениться ее электрические характеристики;
- *при ионизации воздуха* – наличие факела реактивного двигателя, вызывающего ионизацию, проводит к затуханию радиоволн на 3…5 дБ, из-за чего эффективность килевых антенн на активном участке снижается [3].

1.5. Построение радиопередающих устройств

Формирование радиосигнала – одна из основных задач, решаемых при создании РЭС и комплексов любого назначения. Назначение ***радиопередатчика (ПРД)*** – сформировать радиосигнал (содержащий информационное сообщение) в соответствии с требованиями к радиосистеме и подвести его к нагрузке, антенне или линии связи. ПРД (передатчик) входит в состав различных РЭС.

Основными требованиями к ПРД любого назначения являются:

1) выходная мощность;
2) коэффициент полезного действия;
3) занимаемая полоса частот;
4) точность стабилизации параметров сигнала;
5) выполнение норм электромагнитной совместимости (ЭМС).

В качестве *дополнительных технико-экономических* и *тактических требований* выступают:

- чувствительность к вариациям параметров нагрузки и источников питания;
- устойчивость к изменениям температуры, давления, влажности, к вибрациям, уровню проникающей радиации;
- выполнение экологических нормативов;
- равномерность спектральной плотности излучения в занимаемой полосе частот;
- удобство управления режимами ПРД;
- уровень автоматизации настройки, безопасность обслуживания;
- минимальные массогабаритные показатели;
- минимальные стоимости изготовления и эксплуатации;
- надежность и ремонтопригодность;
- сопрягаемость с другими устройствами, входящими в РЭС;
- эргономичность, устойчивость к ошибкам обслуживания и др. [10].

Можно выделить ***общие функции ПРД***:

- генерация высокостабильных гармонических колебаний;
- модуляция колебаний первичным электрическим сигналом;
- перенос сформированного сигнала на определенную частоту диапазона рабочих частот;
- усиление сигнала с целью обеспечения требуемой дальности действия РЭС.

Обобщенная структурная схема ПРД изображена на рисунке 1.17 (МС – модулирующий (информационный) сигнал) [10, 11].

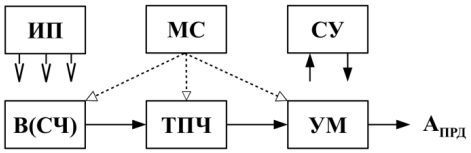


Рис. 1.17. Обобщенная структурная схема радиопередатчика

Возбудитель (В) предназначен для формирования гармонических колебаний с заданными частотами. Часто в состав возбудителей включают модуляторы для формирования радиосигналов различного вида. При этом модуляция осуществляется на сравнительно низкой ПЧ. В качестве возбудителей широко используются синтезаторы частот (СЧ) [12, 13].

Тракт преобразования частоты (ТПЧ) обеспечивает перенос выходных колебаний возбудителя в диапазон рабочих частот ПРД. Как правило, процедура переноса реализуется либо с помощью нескольких преобразований частоты, либо путем последовательного умножения частоты. Тракт

может отсутствовать в ПРД, если возбудитель формирует колебания непосредственно в диапазоне рабочих частот.

Усилитель мощности (УМ) предназначен для усиления по мощности радиосигнала, подлежащего излучению. Для формирования радиосигналов с амплитудной или импульсной модуляцией усилители мощности могут выполнять также функции модуляторов. Источники питания (ИП) являются источниками энергии для всех активных элементов ПРД. Система управления (СУ) служит для контроля работоспособности и согласованного, оперативного управления режимами ПРД с помощью вычислительных средств.

Следует отметить, что структурные схемы передатчиков различных радиотехнических систем могут отличаться от представленной на рис. 1.17. Обычно эти различия связаны с объединением или распределением функций генерации, модуляции и усиления между элементами передатчика.

Основным параметрами ПРД, которые характеризуют степень соответствия требованиям РЭС, являются:

- диапазон рабочих частот;
- класс излучения;
- выходная (средняя, пиковая и импульсная) и потребляемая мощность;
- коэффициент полезного действия;
- нестабильность частоты (абсолютная, относительная);
- уровень подавления нежелательных излучений;
- время перестройки с одной частоты на другую.

Кроме перечисленных основных параметров вводят группы ***конструктивно-технологических*** (масса, габариты, показатели вибро- и ударостойкости, влагозащищенности и т.д.), ***эксплуатационных*** (надежность, ремонтопригодность, удобство эксплуатации и т.д.) и ***экономических показателей*** (характеризуют материальные и финансовые затраты на разработку, производство и эксплуатацию ПРД), которые часто играют важную роль в определении возможности использования ПРД в конкретной РЭС.

Различают однокаскадные и многокаскадные ПРД. Радиопередающие устройства (устройства генерирования и формирования сигналов) и созданные на их основе передающие комплексы можно классифицировать по ряду признаков (рисунок 1.18).

В ПРД находят применение комбинированные способы модуляции: для уменьшения занимаемой полосы частот используют однополосную модуляцию с подавленной несущей; для передачи больших потоков цифровой информации – амплитудно-фазовую манипуляцию; для повышения скрытности – псевдослучайную перестройку рабочей частоты (ППРЧ); для повышения помехозащищенности – расширение занимаемой полосы спектра с помощью внутриимпульсной угловой модуляции; для уплотнения частотного диапазона – квадратурную частотную манипуляцию и др. [10].

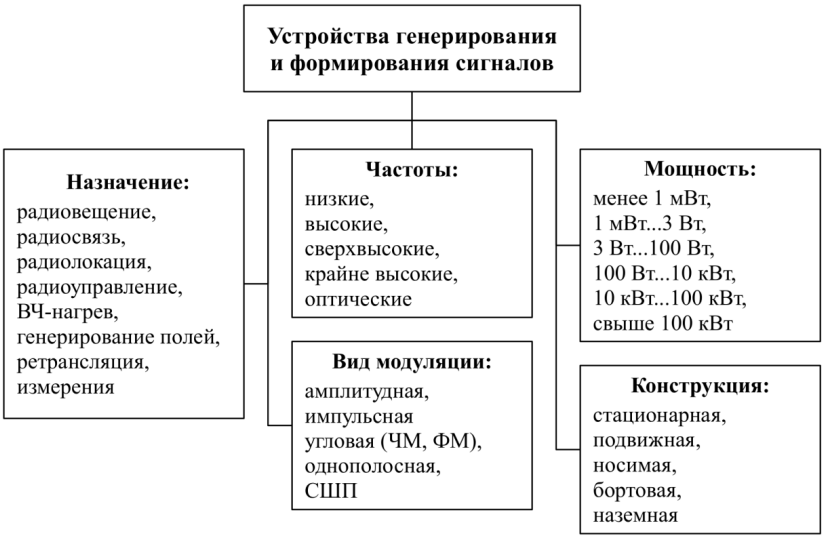


Рис. 1.18. Классификация передатчиков

Типовая структурная схема передатчика амплитудно-модулированных (АМ) сигналов изображена на рисунке 1.19. Долговременную стабильность частоты ПРД определяет опорный генератор (ОГ), обычно в таких ОГ используется автогенератор с кварцевым резонатором. Амплитудная модуляция высокочастотных колебаний осуществляется в последнем или в нескольких последних каскадах усилителя мощности (УМ).

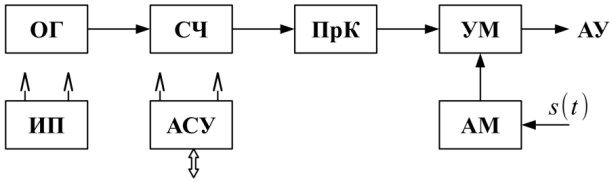


Рис. 1.19. Типовая структурная схема передатчика с АМ модуляцией

Типовая структурная схема передатчика частотно-модулированных (ЧМ) сигналов изображена на рисунке 1.20. Нужное значение несущей частоты формируется из частоты ОГ в синтезаторе частот (СЧ), преобразованием частоты в умножителях промежуточных каскадов (ПрК) или преобразователе частоты (ПЧ) вверх.

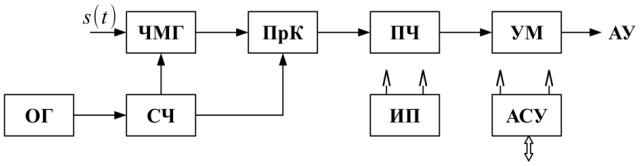


Рис. 1.20. Типовая структурная схема передатчика с ЧМ модуляцией

Типовая структурная схема передатчика фазомодулированных (ФМ) сигналов изображена на рисунке 1.21. Модуляция (манипуляция) частоты производится в управляемом по частоте частотно-модулированном генераторе (ЧМГ) (рис. 1.20) или в СЧ, а фазовая модуляция (манипуляция) в фазовом модуляторе (ФМ) на низком уровне мощности (рис. 1.21) [10].

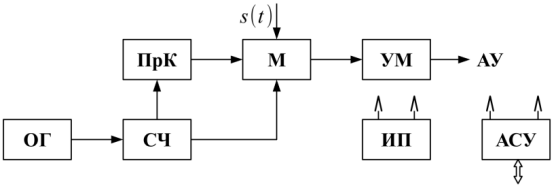


Рис. 1.21. Типовая структурная схема передатчика с ФМ модуляцией

На рисунке 1.22 показана упрощенная структурная схема радиопередающего устройства (РПУ) системы передачи информации (УНЧ, УВЧ – усилители низкой/высокой частоты, Г – гетеродин (СЧ)).

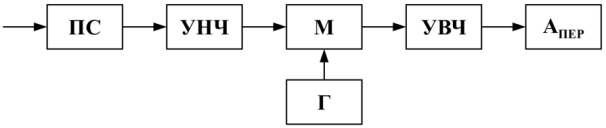


Рис. 1.22. Структурная схема РПУ системы передачи информации

В состав ПРД, кроме указанных основных функциональных узлов, также могут входить дополнительные элементы и подсистемы: система блокировки и сигнализации (для обеспечения защиты элементов ПРД от выхода из строя и защиты обслуживающего персонала от поражения электрическим током); система принудительного охлаждения, отвода рассеиваемого тепла; автоматической настройки и др.

1.6. Построение радиоприемных устройств

Радиоприемное устройство (ПРМ) – это система взаимосвязанных узлов и блоков, с помощью которых реализуются следующие ***функции***:

- преобразование ЭМП в электрический сигнал и обеспечение пространственной и поляризационной избирательности полезного радиосигнала с помощью приемной антенны;
- выделение полезных радиосигналов из совокупности других сигналов и помех, действующих на выходе приемной антенны и не совпадающих по частоте с полезным сигналом (частотная избирательность);
- усиление принимаемых сигналов с целью обеспечения качественной работы демодулятора, схем защиты приемника от помех;
- демодуляция сигнала;
- обработка принимаемых сигналов с целью ослабления мешающего воздействия помех;
- преобразование электрического сигнала к необходимому для потребителя информации виду.

Современные ПРМ различают по ряду признаков, определяющих требования к основным техническим характеристикам аппаратуры:

- *по назначению* (связные, радиолокационные, радионавигационные, систем радиотелеметрии, радиоуправления и др.);
- *по виду принимаемых сигналов* (ПРМ аналоговых сигналов, ПРМ дискретных сигналов, АМ, ЧМ, ФМ и др.);
- *по диапазону волн*; *по способу построения* (детекторные, прямого усиления, прямого преобразования, супергетеродинные);
- *по способу питания* (сетевые; аккумуляторные и т.д.);
- *по месту установки* (стационарные; переносные; бортовые и т.д.).

Наиболее важными характеристиками, определяющими эффективность использования ПРМ, являются:

- диапазон рабочих частот и поддиапазоны;
- амплитудно-частотная характеристика;
- неравномерность коэффициента передачи в рабочем диапазоне;
- коэффициент шума и предельная чувствительность;
- ширина полосы пропускания;
- помехоустойчивость;
- время перестройки (характеризует оперативность перестройки в рабочем диапазоне);
- разрешающая способность по частоте;
- способ поиска сигнала по несущей частоте;
- точность определения параметров принимаемых сигналов;

- динамический диапазон;
- избирательность по побочным и соседним каналам приема;
- порог появления эффекта блокирования;
- величина перекрестных искажений;
- уровень фазовых шумов, стабильность и скорость перестройки СЧ;
- характеристики питания, ручных и автоматических регулировок;
- масса и габаритные размеры;
- сложность в производстве и эксплуатации, стоимость [14].

Важной технической характеристикой приемника является полный диапазон частот, в котором с его помощью можно осуществить прием сигналов. Приемник – беспоисковый многоканальный, поисковый по частоте (сканирующий), смешанный (комбинированный), матричный или цифровой.

Различают ПРМ прямого усиления и ПРМ супергетеродинного типа. Структурная схема *ПРМ прямого усиления* показана на рисунке 1.23 (ВЦ – входная цепь, УВЧ – усилитель высокой частоты, Д – детектор, УНЧ – усилитель низкой частоты, ОУ – оконечное устройство (преобразователь сигнала в информационное сообщение).

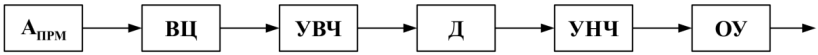


Рис. 1.23. Структурная схема ПРМ прямого усиления

ВЦ предназначена для предварительной селекции (разделения) принимаемых радиосигналов. УВЧ предназначен для селекции и основного усиления радиосигнала. Д предназначен для выделения информационной составляющей из радиосигнала. УНЧ предназначен для усиления информационного сигнала.

В *супергетеродинном приемнике* осуществляется преобразование частоты радиосигнала – линейный перенос спектра принятого сигнала в область, удобную для обработки. Приемники такого типа получили наибольшее распространение.

Структурная схема ПРМ супергетеродинного типа показана на рисунке 1.24, где СМ – смеситель, Г (СЧ) – гетеродин (синтезатор частоты), УПЧ – усилитель промежуточной частоты.

Совокупность ВЦ и УВЧ называют преселектором, который предназначен для предварительной селекции и предварительного усиления радиосигнала. Совокупность СМ и Г (СЧ) называют преобразователем частоты. Г (СЧ) предназначен для генерирования гармонического сигнала (или сетки частот) определенной частоты. СМ предназначен для переноса частоты принимаемого радиосигнала в область более низких частот. УПЧ предна-

значен для усиления и избирательности радиосигнала на промежуточной частоте [14].

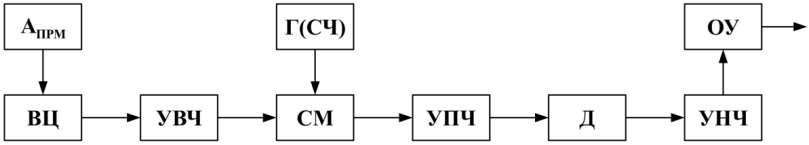


Рис. 1.24. Структурная схема ПРМ супергетеродинного типа

Супергетеродинный приемник по сравнению с приемником прямого усиления имеет следующие *преимущества*: высокие избирательность и чувствительность, постоянство избирательности и чувствительности по диапазону и повышенную устойчивость. Недостатком супергетеродинного приема является появление побочных каналов приема – некоторый сигналы могут поступать в ПРМ через антенную цепь и вызвать появление выходного сигнала даже при отсутствии полезного сигнала на частоте настройки.

Использование цифровой техники в приемниках основано на возможности выполнения сколь угодно сложных, функциональных операций над дискретизированными по уровню и времени цифровыми эквивалентами принимаемых сигналов. Принципиальные ограничения по характеристикам цифровых устройств обработки связаны с быстродействием выполнения основных операций, разрядностью представления данных и необходимым объемом памяти для хранения данных [15].

Преимущества цифровых методов обработки общеизвестны [14]: высокая точность и стабильность характеристик аппаратуры, возможность запоминания, хранения и воспроизведение сигнала. *Недостатки цифровых методов* (зависимость ширины частотного диапазона от быстродействия цифровых схем, дополнительные погрешности, обусловленные шумами вычислений, аналого-цифровыми и цифроаналоговыми преобразованиями) достаточно убедительно компенсируются преимуществами цифровых устройств. Совершенствование методов и алгоритмов обработки сигнала, использование современной элементной базы РЭ аппаратуры позволяет решать многие задачи при помощи цифровых приемников.

Цифровое радиоприемное устройство (ЦРПУ) – это приемное устройство, в котором осуществляется обработка сигнала в аналоговой и цифровой формах. В ЦРПУ, предназначенном для приема аналоговых сигналов, осуществляется полная или частичная цифровая обработка сигналов (ЦОС). По степени использования ЦОС ЦРПУ можно разделить на две группы [14]:

- приемники, в которых отсутствует преобразование принимаемого

сигнала в цифровую форму, а на цифровой элементной базе реализованы отдельные узлы (устройства управления, контроля, отображения информации, системы вхождения в связь, цифровые синтезаторы частот);

- приемники, в которых сигнал преобразуется в цифровой вид и на цифровой элементной базе выполнена часть главного тракта приема, включая цифровой фильтр селекции сигналов, цифровые демодуляторы, цифровые устройства распознавания и измерения параметров сигналов, а также вспомогательные узлы.

Практически все современные профессиональные ЦРПУ имеют в своем составе узлы, реализованные на цифровой базе. К приемникам второй группы относятся устройства, в которых в аналоговом виде осуществляется предварительная фильтрация сигнала, его усиление, преобразование частоты сигнала на промежуточной частоте (ПЧ). Далее сигнал ПЧ подвергается аналого-цифровому преобразованию, и вся дальнейшая обработка сигнала осуществляется в цифровом виде. Ко второй группе относятся практически все современные ЦРПУ.

Обобщенная структурная схема ЦРПУ показана на рисунке 1.25 [14].

Усилительно-преобразовательный тракт (УПТ) принимает сигнал от антенны, отфильтровывает его от помех, смещает спектр входного сигнала на ПЧ, на которой выполняется аналого-цифровое преобразование. В состав тракта могут входить вспомогательные узлы – система АРУ, аттенюаторы, ограничители. В *тракте ЦОС* осуществляется основная обработка сигнала. Он включает фильтр, определяющий помехоустойчивость приемного устройства, демодулятор, цепи последетекторной обработки.

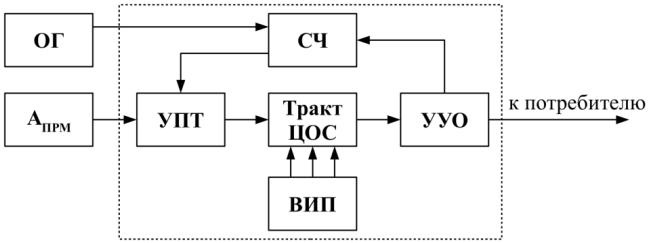


Рис. 1.25. Обобщенная структурная схема ЦРПУ

Синтезатор частот (СЧ) преобразует частоту внешнего или собственного опорного генератора и формирует из него необходимые для работы сетки частот [12, 13]. СЧ позволяет перестраивать приемное устройство на другую входную частоту. Отдельные СЧ могут входить в состав следящих систем, формировать сетки частот, необходимые для работы цифровых устройств обработки сигнала.

Устройство управления и отображения (УУО) реализует в автономном режиме заданный алгоритм работы приемного устройства (включение, выключение, поиск и выбор сигнала, адаптацию к меняющимся условиям работы и т.п.). *Вторичный источник питания (ВИП)* предназначен для преобразования энергии первичного источника (бортовой сети), в форму пригодную для использования непосредственно в приемном устройстве.

Для реализации цифрового приема сигналов в заданной полосе частот сигналов в аппаратуре обязательным является наличие двух основных устройств: аналого-цифрового преобразователя (АЦП) и процессора, выполняющего дискретное преобразование Фурье (ДПФ) (рисунок 1.26).

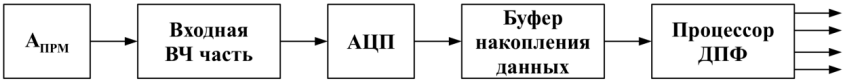


Рис. 1.26. Цифровой приемник-анализатор спектра

АЦП осуществляет квантование по уровню и дискретизацию по времени сигнала $S(t)$, поступающего от входной ВЧ части приемника или после гетеродинирования на промежуточной частоте (ПЧ). Если сигнал $S(t)$ изменяется в диапазоне $S_{\min}...S_{\max}$, то каждое числовое значение, характеризующее величину аналогового сигнала в момент t_i, на выходе представляется *n*-разрядным двоичным кодом с погрешностью квантования, относительная величина которой не превосходит 2^{-n}.

Отдельные элементы данных, характеризующих величину преобразуемого сигнала в моменты времени t_i, формируются с некоторым интервалом Δt, называемым интервалом дискретизации. Обычно Δt определяется исходя из величины верхней границы обслуживаемой полосы рабочих частот $\Delta t \le 1/2 f_{\max}$.

Если положить $f_{\max} = 2 f_{\min}$; $\Delta f_{ПРМ} = f_{\max} - f_{\min}$, то достаточно выбрать

$$\Delta t = 1/\Delta f_{ПРМ}. \qquad (1.40)$$

Современные технологии АЦП позволяют получать разрядность представления данных до 16 бит при частотах дискретизации входного сигнала от единиц герц до 100 МГц и более. Разрядность представления данных в АЦП определяет и динамический диапазон обрабатываемых сигналов, предельное отношение $S_{\max}/S_{\min} = 2^n$.

ГЛАВА 2
РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ КООРДИНАТ

2.1. Методы измерения дальности

Дальность R является, пожалуй, наиболее тактически важной координатой объекта, например, величина R задает расстояние до самолета противника. Поскольку измерение дальности R осуществляется путем оценки параметров принятия сигнала вида

$$u(t) = U_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0), \tag{2.1}$$

то ***методы измерения дальности*** подразделяются на три разновидности:

- *временной* (импульсный, по временной задержке);
- *частотный*;
- *фазовый* [3].

Временной (импульсный) метод чрезвычайно широко применяется в радиолокации, дальномерном канале радионавигационных систем ближней навигации, самолетных радиодальномерах и радиовысотомерах. ***Частотный метод*** обычно используется в радиовысотомерах малых высот, а ***фазовый метод*** характерен для радионавигационных систем дальней навигации, использующих диапазоны ДВ и СДВ.

Временной (импульсный) метод измерения дальности. Сущность импульсного метода состоит в использовании зависимости временного интервала между моментами излучения и приема сигналов от дальности между источником и приемником сигналов. Сначала измерительная система, установленная на ВС, излучает в пространство короткий радиоимпульс длительности $\tau_и$ (рисунок 2.1).

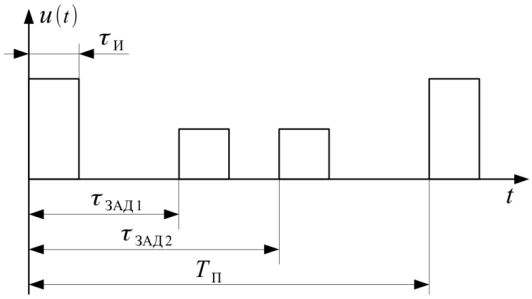


Рис. 2.1. Временной метод измерения дальности

Если в пределах ДНА оказывается какой-либо объект, то данный импульс отражается от него. На рис. 2.1 показаны импульсы, отраженные от объектов и поступившие на вход антенны. Каждый из этих импульсов смещен во времени относительно излученного радиоимпульса на соответствующие временные интервалы $\tau_{\text{ЗАД}\,1}$ и $\tau_{\text{ЗАД}\,2}$, где

$$\tau_{\text{ЗАД}\,1} = 2R_1/c,$$

$$\tau_{\text{ЗАД}\,2} = 2R_2/c. \qquad (2.2)$$

Значения $\tau_{\text{ЗАД}\,1}$ и $\tau_{\text{ЗАД}\,2}$ (*времена запаздывания*) измеряются на выходе радиоприемного устройства, далее вычисляются дальности R_1 и R_2 до объектов

$$R_1 = c\tau_{\text{ЗАД}\,1}/2,$$

$$R_2 = c\tau_{\text{ЗАД}\,2}/2. \qquad (2.3)$$

Принципиально дальность до объекта R можно определить и по одному отраженному импульсу. Однако поскольку подавляющее большинство объектов являются движущимися, то перед измерительной системой обычно ставится задача воспроизвести динамику изменения дальности до объекта. Эту задачу можно решить путем излучения (и приема) радиоимпульсов в различные моменты времени.

Особенностью периодического режима излучения является соблюдение требования *однозначности дальнометрии*, т.е. отраженный от объекта радиосигнал должен вернуться до момента излучения следующего импульса. Должны выполняться условия

$$\tau_{\text{ЗАД}\,1} < T_{\text{П}} \text{ и } \tau_{\text{ЗАД}\,2} < T_{\text{П}}. \qquad (2.4)$$

Можно записать выражение для *максимальной однозначно измеряемой дальности*

$$R_{\max} = \frac{cT_{\text{П}}}{2}. \qquad (2.5)$$

Кроме задачи обеспечения ***однозначности*** при использовании импульсного метода существует проблема ***разрешения объектов*** по дальности. Для количественной оценки явления разрешения вводится понятие разрешающей способности по дальности δR. Считается, что граница разрешения (раздельного восприятия двух объектов) соответствует выполнению условий

$$\tau_{\text{ЗАД}\,2} = \tau_{\text{ЗАД}\,1} + \tau_{\text{И}} \text{ или } R_2 = R_1 + \delta R. \qquad (2.6)$$

Разрешающая способность по дальности δR будет вычисляться как

$$\delta R = c\tau_{\text{и}}/2. \qquad (2.7)$$

Из (2.7) следует, что для улучшения разрешающей способности по дальности измерительная радиосистема должна использовать радиоимпульсы более короткой длительности.

Укрупненная структурная схема импульсной системы измерения дальности представлена на рисунке 2.2 (ГПП – генератор пилообразного напряжения (генератор напряжения развертки)).

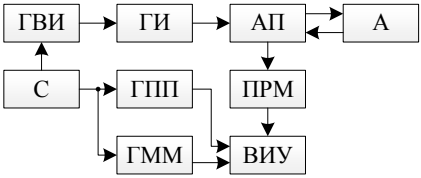


Рис. 2.2. Структурная схема импульсной системы измерения дальности

Синхронизатор (С) вырабатывает укороченные импульсы запуска. Под воздействием каждого из этих импульсов срабатывают генератор видеоимпульсов (ГВИ), ГПП и генератор масштабных меток (ГММ).

ГВИ формирует видеоимпульсы, длительность которых значительно больше, чем длительность импульсов запуска, и равна $\tau_{\text{и}}$. Далее эти видеоимпульсы подаются на генератор импульсов (ГИ), в котором вырабатываются мощные радиочастотные импульсы, имеющие длительность $\tau_{\text{и}}$ и совпадающие во времени с данными видеоимпульсами, и через антенный переключатель (АП) излучаются в пространство с помощью приемопередающей антенны (А).

Во время излучения АП замыкает вход радиоприемного устройства (ПРМ), предохраняя его от поступления мощного импульса, а по окончании данного импульса размыкает указанный вход. В результате ПРМ открывается по окончании излученного импульса и оказывается готовым к приему отраженного импульса.

ГПП предназначен для задания (в определенном масштабе) измеряемого интервала дальностей в выходном индикаторном устройстве (ВИУ). Поскольку ВИУ в простейшем случае представляет собой осциллограф, то указанный ГПП формирует линейно изменяющееся пилообразное напряжение, которое и является напряжением развертки. Генератор масштабных меток (ГММ) необходим для задания дальностной измерительной шкалы на экране ВИУ. Это генератор формирует последовательность коротких импульсов, следующих с малым периодом повторения.

Радиоимпульс, отраженный от объекта, находящегося на расстоянии R от измерительной системы, поступит на антенну и через АП попадет на вход ПРМ. Видеоимпульс с выхода ПРМ подается на ВИУ для измерения (путем подсчета количества масштабных меток) дальности R до объекта. Рассмотренный измеритель дальности R до объекта способен правильно определять указанную дальность, если она располагается в интервале $R_{\min} = c\tau_{\text{И}}/2 < R < R_{\max}$.

Частотный метод измерения дальности. Сущность частотного метода измерения дальности состоит в использовании приращения частоты излучаемых частотно-модулированных (ЧМ) сигналов относительно принимаемых, обусловленного сдвигом во времени их закона частотной модуляции вследствие конечного времени распространения от источника к приемнику сигналов.

Принцип данного метода заключается в том, что каждому значению дальности R должна соответствовать одна и только одна частота $\omega_{\text{R}} = 2\pi f_{\text{R}}$, поступающая в устройство измерения дальности. При этом в большинстве случаев частота ω_{R} не содержится (в явном виде) в принятом сигнале, а формируется внутри радиоприемного устройства.

ПРД формирует непрерывный во времени ЧМ сигнал, который излучается в пространство. Отраженный от объекта сигнал (также модулированный по частоте) поступает на приемную антенну. Два сигнала (копия излученного и принятый), между которыми существует задержка во времени $\tau_{\text{R}} = 2R/c$, подаются на разные входы балансного смесителя (БС).

На выходе БС формируется непрерывное напряжение, амплитуда которого изменяется с частотой ω_{R}. После детектирования данного напряжения образуется непрерывный радиосигнал с частотой ω_{R}. Этот радиосигнал далее подается на устройство измерения дальности (УИД), в котором частота ω_{R} переводится в соответствующее значение дальности R (рисунок 2.3).

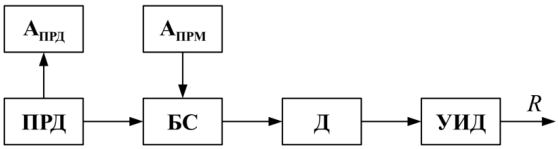


Рис. 2.3. Схема частотного радиодальномера

Связь частоты ω_{R} с дальностью R описывается соотношением

$$\frac{\omega_{\text{Д}}}{T_{\text{М}}/2} = \frac{\omega_{\text{R}}}{\tau_{\text{R}}} = \frac{\omega_{\text{R}}}{2R/c}, \tag{2.8}$$

где $\omega_{\text{Д}} = 2\pi f_{\text{Д}}$ – частота девиации; $T_{\text{М}}$ – период ЧМ.

$$R = \frac{cT_{\text{М}}}{4\omega_{\text{Д}}}\omega_{\text{R}} = \frac{cT_{\text{М}}}{4f_{\text{Д}}} f_{\text{R}}. \qquad (2.9)$$

Структура УИД показана на рисунке 2.4. УИД выполняет параллельный (одновременный) просмотр всего диапазона возможных разностных частот ω_{R}.

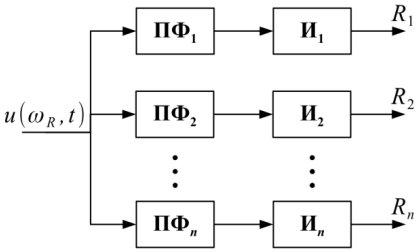


Рис. 2.4. Структура устройства измерения дальности

УИД состоит из набора узкополосных ПФ, каждый из которых имеет АЧХ $K_i(\omega_{\text{R}})$ с соответствующей центральной частотой $\omega_{\text{R}i}$ и полосой пропускания $\Delta\omega_i$, где $i = 1...n$.

Полосы пропускания $\Delta\omega_i$ всех фильтров выбраны из условия

$$\frac{2\pi}{\tau_{\text{ИЗМ}}} << \Delta\omega_i << \frac{2\pi}{\tau_{\text{ПП}}}, \qquad (2.10)$$

где $\tau_{\text{ИЗМ}}$ – интервал времени, на котором производится измерение разностной частоты ω_{R}; $\tau_{\text{ПП}}$ – интервал времени, соответствующий переходным процессам.

Индикатор (И) фиксирует факт срабатывания *i*-го фильтра и вырабатывает собственный отчет R_i дальности *R*. Отметим, что хотя значение периода ЧМ $T_{\text{М}}$ может определяться, исходя из заданной величины $R_{\max}$ максимальной однозначно измеряемой дальности *R*, по формуле

$$T_{\text{М}} \geq \frac{4R_{\max}}{c}, \qquad (2.11)$$

но на практике с целью уменьшения $\tau_{\text{ПП}}$ и увеличения $\tau_{\text{ИЗМ}}$ значение $T_{\text{М}}$ выбирается значительно больше, чем рассчитанное по (2.11).

Особенностью частотного метода дальнометрии является ***дискретность отчета дальности***: если истинная дальность до объекта может изменяться сколь угодно плавно, то измеренное значение дальности всегда будет равно целому числу дискретов

$$\Delta R = \frac{c}{4 f_{\text{Д}}}. \tag{2.12}$$

Из (2.12) следует, что существует *минимальное значение дальности* $R_{\min}$, которое можно измерить частотным методом

$$R_{\min} = \frac{c}{4 f_{\text{Д}}}. \tag{2.13}$$

Рассмотренный частотный метод измерения дальности обычно используется в самолетах и вертолетах для измерения малых высот.

Фазовый метод измерения дальности заключается в том, что каждому значению дальности R соответствует одно и только одно значение фазы φ_{R}, поступающее в устройство измерения дальности. Фазовый метод измерения дальности обладает наивысшей (по сравнению с временным и частотным методами) точностью измерения расстояния.

Специфика фазового метода дальнометрии связана с использованием его лишь в диапазоне фазовой однозначности, т.е. $\varphi_{\text{R}} \in [0^{\text{o}}, 360^{\text{o}}]$. Фазой φ_{R} в рассматриваемом методе является фаза изменения параметра излучаемого колебания. Предполагается, что в целях измерения любого значения R из диапазона $[0, R_{\max}]$ данный параметр будет принудительно изменяться по непрерывному и гармоническому закону. Наиболее простые технические решения получаются, когда в качестве указанного параметра используется амплитуда U_0 излучаемого колебания.

Амплитуда излучаемого на частоте ω_0 радиосигнала изменяется с частотой Ω ($\Omega << \omega_0$). Если объект находится на расстоянии R от измерительной радиосистемы, то отраженное от объекта и далее принятое радиосистемой колебание будет задержано относительно излученного на величину $\tau_{\text{R}} = 2R/c$. Фаза АМ принятого колебания окажется сдвинутой относительно фазы АМ излученного радиосигнала на величину $\varphi_{\text{R}} = \Omega \tau_{\text{R}} = 2\Omega R/c$.

Алгоритм работы устройства измерения дальности имеет вид

$$R = \frac{c}{2\Omega}\varphi_{\text{R}} = \frac{c}{4\pi F}\varphi_{\text{R}}, \tag{2.14}$$

где $\Omega = 2\pi F$.

Структурная схема фазового дальномера приведена на рисунке 2.5.

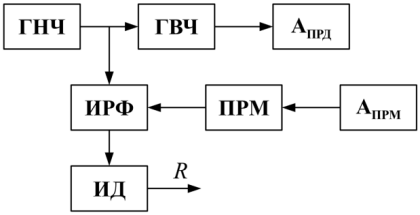


Рис. 2.5. Упрощенная структурная схема фазового дальномера

Радиоколебание низкой частоты Ω, вырабатываемое генератором НЧ (ГНЧ), подается на генератор ВЧ (ГВЧ) и на измеритель разности фаз (ИРФ). С выхода ГВЧ АМ колебание поступает на передающую антенну ($А_{ПРД}$) и далее излучается в пространство. Отраженное от объекта радиоколебание (на частоте ω_0) поступает на радиоприемное устройство (ПРМ), на выходе которого формируется напряжение частоты Ω, соответствующее характеру АМ принятого радиоколебания. В ИРФ происходит сравнение двух колебаний частоты Ω, в результате чего на выходе измерителя вырабатывается напряжение, пропорциональное величине φ_R.

Выбор модулирующей частоты $\Omega = 2\pi F = 2\pi c/\lambda$ осуществляется с позиции обеспечения фазовой однозначности ($\varphi_R < 360^O$). Заданная величина R_{max} максимальной дальности определяет интервал возможных длин волн модулирующего колебания

$$\lambda > 2R_{max}, \tag{2.15}$$

откуда

$$\Omega < \frac{\pi c}{R_{max}} \text{ или } F < \frac{c}{2R_{max}}. \tag{2.16}$$

В практике авиационных радиосистем фазовые радиодальномеры обычно используются для измерения малых расстояний – там, где не могут быть применены импульсные радиодальномеры.

Погрешность измерения дальности фазовым методом может быть представлена выражением

$$\Delta R = \frac{\lambda}{2\pi}\Delta\varphi_A + \frac{\Delta\omega_0}{\omega_0}ct, \tag{2.17}$$

где $\Delta\varphi_A$ – аппаратурная погрешность измерения фазового сдвига; $\Delta\omega_0$ – отклонение частоты колебаний генератора опорных напряжений (ПРМ) от номинального значения за время *t*, отсчитанное от момента его синхронизации с ЗГ (ГВЧ) [16].

2.2. Методы измерения угловых координат

Угловые координаты (азимут α и угол места β) объекта относятся к числу первоочередных тактически значимых координат этого объекта. При военном пилотировании знание угловых координат атакующего самолета противника позволит своевременно принять меры для подготовки отражения атаки или выполнения маневра.

Направление на источник излучения (ИИ) (или пеленгование ИИ) определяется с помощью антенн, ДНА которых позволяют установить направление прихода ЭМВ (направление на ИИ). Пеленгаторы служат для определения угловых координат ИИ. К пеленгационным устройствам предъявляются высокие требования по: быстродействию (возможность измерения пеленга по максимально короткой реализации сигнала, в идеале – по 1 импульсу); точности пеленгации; разрешающей способности в широком диапазоне частот.

В зависимости от параметра сигнала, содержащего информацию о направлении на ИИ, различают следующие угломерные системы: *амплитудные*, *фазовые*, *частотные*, *доплеровские* и *временные* [16].

Амплитудные методы углометрии основаны на использовании зависимости амплитуды или параметров амплитудной модуляции (АМ) сигналов от направления на ИИ. При этом зависимость амплитуды сигнала от направления создается за счет ДН антенной системы радиопеленгатора, а зависимость параметров АМ от направления – путем комбинации сигналов с выхода антенн радиопеленгатора.

Известны три разновидности амплитудного метода: ***пеленгование по максимуму***, ***по минимуму*** и ***пеленгование на основе сравнения*** [15, 17]. В современных авиационных радиосистемах зачастую используется комбинирование указанных методов [3].

Пеленгование по максимуму ДНА применяют средства, в которых можно построить остронаправленные антенны. ДН такой антенны $F(\Theta,\varphi)$ показана на рисунке 2.6, где обозначены: $\Theta_{\text{А}}$ – угол ориентации максимума ДНА; $\Theta_{\text{И}}$ – угол между заданным направлением и направлением на ИИ (истинный пеленг); Θ – угол между направлением максимума ДНА и направлением на ИИ.

Методика пеленгования заключается в повороте ДНА и анализе огибающей принимаемого сигнала, максимум которой соответствует нахождению ИИ на направлении оси ДНА: при пеленговании пространственное положение ДНА изменяется и направление максимума совмещается с направлением на ИИ. При использовании метода максимума ДНА обеспечивается большая дальность пеленгации, но точность пеленгации невысока – она

определяется крутизной ДНА в окрестностях максимума и составляет примерно 0,1 от ширины ДНА по уровню половинной мощности.

Достоинства метода максимума – сравнительная аппаратурная простота, максимальный уровень принимаемого сигнала, высокая помехоустойчивость, возможность передачи какой-либо дополнительной информации по каналу «ВС – радиомаяк». *Недостатки метода* максимума – низкая точность и угловая чувствительность (в области пеленгования крутизна пеленгационной характеристики близка к нулю) [3, 16].

Пеленгование по минимуму ДНА применяется, когда можно сформировать ДНА с ярко выраженным минимумом приема (рисунок 2.7).

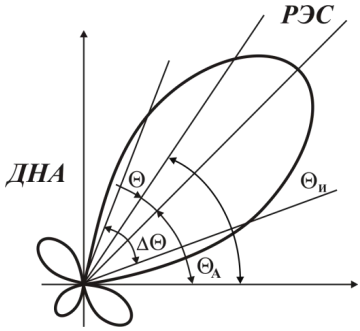


Рис. 2.6. Пеленгация по максимуму

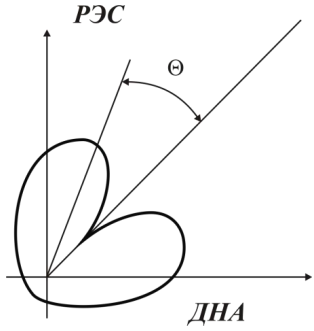


Рис. 2.7. Пеленгация по минимуму

Методика пеленгования методом минимума сводится к повороту антенной системы (или ДНА) и анализу амплитуды сигнала на его выходе, минимуму которой соответствует нахождение пеленгуемого объекта на оси ДНА: пеленгование осуществляется путем поворота ДНА до положения, при котором уровень сигнала на выходе приемника имеет минимальное значение. При пеленгации по способу минимума достигается более высокая точность измерения, поскольку в окрестности минимума ДНА имеет большую крутизну зависимости $\partial F(\Theta,\varphi)/\partial\Theta$. Но дальность действия пеленгаторов по минимуму меньше, чем у пеленгаторов по способу максимума (уровень принимаемого сигнала выше).

Достоинства метода минимума – достаточно высокая точность и угловая чувствительность, возможность определения стороны отклонения от направления нулевого приема (возможность автоматизации процесса измерения пеленга). *Недостатки метода* минимума – низкое отношение сигнал/шум на выходе антенной системы в области пеленга, что не позволяет передавать какую-либо дополнительную информацию по каналу «ВС – радиомаяк» [16].

Структурная схема амплитудного пеленгатора, работающего по способу максимума или минимума, представлена на рисунке 2.8.

Сущность ***пеленгования на основе сравнения*** (метод равносигнальной пеленгации) заключается в сравнении амплитуд сигналов, принимаемых в двух положениях ДНА либо от антенн, ДН которых пересекаются, образуя ***равносигнальное направление*** (РСН), что иллюстрируется рисунком 2.9.

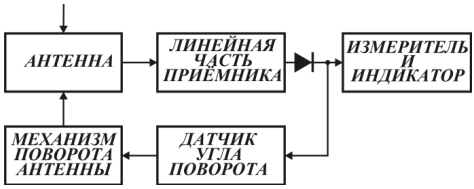


Рис. 2.8. Следящий пеленгатор

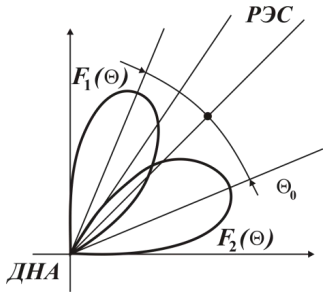


Рис. 2.9. ДНА при равносигнальной пеленгации

ДНА пеленгатора имеет два одинаковых главных лепестка $F_1(\Theta)$ и $F_2(\Theta)$, максимумы которых развернуты в пространстве на углы $\pm\Theta_0$ относительно некоторого среднего направления $\Theta = 0$. Направление на РЭС определяется путем сравнения сигналов на выходе пеленгатора, принимаемых соседними лепестками $F_1(\Theta+\Theta_0)$ и $F_2(\Theta-\Theta_0)$ ДНА, отчет пеленга производится при равенстве амплитуд сигналов на выходе приемного устройства.

Если направление на объект совпадает с линией, проходящей через точку пересечения ДН (РСН), то амплитуды сигналов, соответствующих лепесткам $F_1(\Theta+\Theta_0)$ и $F_2(\Theta-\Theta_0)$ ДНА, равны и разностный сигнал равен нулю

$$U(\Theta) = U_0\left[F_1(\Theta+\Theta_0) - F_2(\Theta-\Theta_0)\right] = 0. \qquad (2.18)$$

Измеряя разность уровней сигнала, можно определять пеленг. Интервал значений Θ, в пределах которого имеет место линейная связь разности амплитуд $E_1 - E_2$ с пеленгом, может составлять величину порядка Θ_0. Примерный вид этой зависимости – ***дискриминационной характеристики амплитудного пеленгатора*** – представлен на рисунке 2.10.

Амплитудный пеленгатор, реализующий метод РСН для измерения угловой координаты в одной плоскости, может использовать одну антенну, максимум ДНА которой изменяет свое пространственное положение (сканирует) в пределах $\pm\Theta_{СК}$ около РСН, или две антенны, с ДНА, развернутыми на $\pm\Theta$ относительно того же РСН. Пеленгатор со сканирующей антенной осуществляет последовательное сравнение амплитуд сигналов, принятых при разных ориентациях ДНА. Для определения угловых координат ИИ в двух направлениях антенна должна совершать перемещения в двух плоскостях. Легче всего перемещение осуществить за счет вращения ДНА вокруг РСН, при котором ось ДНА описывает коническую поверхность.

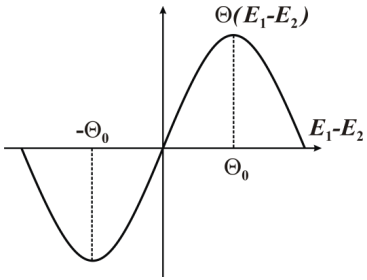


Рис. 2.10. Дискриминационная характеристика амплитудного пеленгатора

Достоинства равносигнального метода – высокая помехоустойчивость, точность и угловая чувствительность при сохранении однозначности пеленгования, возможность определения величины и стороны отклонения пеленгуемого объекта от РСН. *Недостатки метода* – сложность получения идентичных пресекающихся ДНА.

Фазовый метод основан на использовании зависимости разности фаз сигналов, принимаемых двумя одинаковыми антеннами А1 и А2 (рисунок 2.11), которые разнесены в пространстве на некоторое расстояние (базу *d*), от направления на ИИ. Если объект удален от середины базы пеленгатора на очень большое расстояние $R >> d$, фронт излученной им волны около антенной системы пеленгатора можно считать плоским.

Приемный тракт фазовых пеленгаторов строится, как правило, по супергетеродинной схеме, включающей перестраиваемый гетеродин (Г), смесители (СМ) и УПЧ, а также ограничители (ОГ), используемые для уменьшения влияния нестабильности усиления сигналов в каналах, и ФД, обеспечивающий измерение разности фаз в каналах, которая преобразуется в выходной сигнал пеленгатора. Разность фаз возникает из-за разности расстояний от ИИ до точек приема. Как следует из анализа рисунка 2.11 $\Delta D = d \sin\Theta_{И}$.

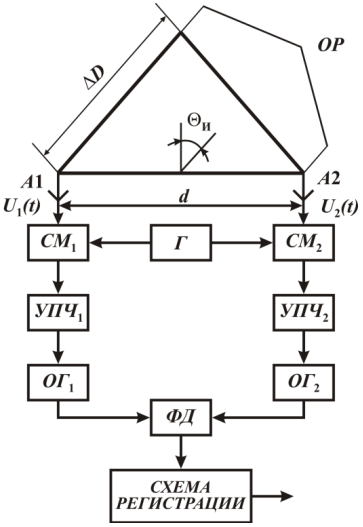


Рис. 2.11. Фазовый пеленгатор

При разности расстояний ΔD разность фаз сигналов $u_1(t)$ и $u_2(t)$ на несущей частоте при истинном пеленге $\Theta_и$ составит

$$\Delta\varphi = \omega_0 \Delta\tau = \frac{d\omega_0}{c} \cdot \sin\Theta_и = 2\pi \frac{d}{\lambda} \sin\Theta_и, \tag{2.19}$$

где $\Delta\tau = \Delta D/c$ – задержка прихода сигналов на разнесенные антенны.

Из выражения (2.19) можно определить направление на ИИ

$$\Theta_и = \arcsin\frac{c\Delta\varphi}{\omega_0 d} = \arcsin\frac{\lambda\Delta\varphi}{2\pi d}. \tag{2.20}$$

В фазовых пеленгаторах высокие требования предъявляются к идентичности фазовых характеристик приемных трактов. Точность определения направления будет тем выше, чем больше отношение базы антенны d к длине волны λ. Однако увеличение отношения d/λ приводит к неоднозначности измерений, для устранения которых увеличивают количество элементов антенной системы, что вызывает трудности возникновения взаимного влияния элементов, искажающих структуру поля в раскрыве антенны, и усложнением обработки. Возникающую неоднозначность измерений можно устранить путем использования нескольких баз, размеры которых меньше, чем у основной базы, определяющей точность измерений.

Достоинствами фазового метода являются простота его технической реализации и более точное измерение угловых координат по сравнению с амплитудными методами. *Недостатки* метода – отсутствие разрешающей способности по углу (сигналы от различных ИИ, работающих на одной частоте, создадут в точке приема результирующий сигнал, соответствующий некоторому усредненному (ложному) направлению), ошибки пеленгации при изменении фазовых сдвигов в приемных каналах, сложность антенной системы и неоднозначность измерений.

Доплеровский фазовый метод углометрии основывается на использовании фазовой модуляции сигналов, принимаемых вращающейся антенной. При этом фаза огибающей сигнала содержит информацию о направлении на ИИ, которая может быть выделена после сравнения сигналов подвижной и неподвижной антенн в фазовом детекторе. *Достоинства доплеровского фазового метода* – высокая точность и угловая чувствительность, высокая помехоустойчивость по отношению к отражениям от местных предметов. *Недостатки метода* – усложнение конструкции антенной системы (по сравнению с фазовым методом), отсутствие разрешающей способности по углу при пеленговании более двух объектов, излучающих сигналы на одной частоте одновременно, возможность возникновения многозначности пеленгования [16].

Дифференциально-доплеровский фазовый метод устраняет многозначность пеленгования при увеличении относительного размера базы без увеличения индекса фазовой модуляции. Сущность метода заключается в том, что разность фаз измеряется между ЭДС, наведенными в двух синхронно вращающихся ненаправленных антеннах либо в двух соседних коммутируемых антеннах.

Амплитудно-фазовый метод углометрии является комбинированным методом. Как и при амплитудном методе здесь используются *направленные антенны*. Благодаря использованию антенн с вращением ДН угломерная информация будет содержаться в фазе огибающей АМ, поэтому для выделения информации о пеленге используются *фазометры*. Амплитудно-фазовый метод реализован в рекомендованной ICAO угломерной системе ***VOR*** (***Very high frequency Omnidirectional radio Range***).

Комбинированный амплитудно-временной метод основан на измерении временного интервала между опорным сигналом, соответствующим началу отсчета (нулевому пеленгу), и информационным сигналом, который содержит информацию о пеленге ВС. При этом факт приема информационного сигнала фиксируется амплитудным методом по огибающей радиоимпульса. Данный метод используется в азимутальном канале отечественных систем ближней навигации ДМВ диапазона [16].

Частотный метод углометрии основывается на измерении доплеровского сдвига частоты, пропорционального пеленгу. Доплеровский сдвиг ча-

стоты возникает в точке приема вследствие перемещения излучающей антенны. Отличие данного метода от фазового доплеровского заключается в том, что вместо фазового сдвига измеряется соответствующий ему доплеровский сдвиг частоты принимаемого сигнала, который изменяется в зависимости от углового положения пеленгуемого объекта. В радиомаяке используются две антенны: неподвижная и антенна, движущаяся поступательно со скоростью V в вертикальной плоскости.

Сигналы, принимаемые на ВС, сдвинуты по частоте: величина доплеровского сдвига зависит от угла места β, а знак – от направления движения антенны (вверх или вниз)

$$f_{\text{ПРМ}} = f_{\text{ПРД}} \frac{c}{c \pm V} \sin\beta . \tag{2.21}$$

Измерив величину доплеровского сдвига частоты сигналов, принимаемых от подвижной и неподвижной антенн, можно найти *угол места*

$$\beta = \arcsin \frac{\lambda \Omega_{\text{Д}}}{2\pi V} . \tag{2.22}$$

Основное *достоинство* частотного метода – возможность эффективного подавления сигналов, отраженных от местных предметов и земной поверхности, что позволяет отфильтровать на приемной стороне прямой сигнал от отраженных и повысить точность измерения пеленга [16].

2.3. Доплеровский метод измерения скорости

Скорость движения является важным тактическим параметром для ВС военного назначения. Существуют ***две постановки задач*** относительно измерения скорости движения:

1. Измерение скорости движения лоцируемого объекта (постановка задачи относится к *области радиолокации*).

2. Измерение собственной скорости движения самолета или вертолета (постановка задачи относится к *области радионавигации*) [3].

В обоих случаях большинство задач измерения скорости решается путем использования ***доплеровского эффекта***. Данный эффект получил свое название в честь австрийского физика и астронома Кристиана Доплера (1803 – 1853), который в 1842 г. теоретически обосновал зависимость частоты колебаний, воспринимаемых наблюдателем, от скорости и направления взаимного перемещения наблюдателя и источника колебаний.

Измерение скорости в авиационных радиосистемах основано на том факте, что два гармонических колебания – излученное в направлении движущегося объекта и отраженное от него – будут, в общем случае, иметь не-

одинаковые частоты. Изменение частоты тем больше, чем выше скорость взаимного перемещения ВС и движущегося объекта.

Пусть на борту ВС, выполняющего горизонтальный полет с постоянной скоростью, установлены приемник и передатчик, излучающий сигнал вида

$$e_{\text{изл}}(t) = E_0 \cos\Theta_{\text{изл}} = E_0 \cos\omega_0 t\,, \tag{2.23}$$

где $\Theta_{\text{изл}}$ – полная фаза; ω_0 – частота колебаний передатчика.

Колебания, потупившие на вход приемника, запаздывают относительно излучаемых на время

$$\tau = 2R(t)/c\,,$$

где $R(t)$ – текущее изменяющееся расстояние между ВС и отражаемым объектом. Принятый сигнал можно записать в виде

$$e_{\text{пр}}(t) = E_1 \cos\Theta_{\text{пр}} = E_1 \cos\left[\omega_0(t-\tau)\right]. \tag{2.24}$$

Принятые колебания отличаются по частоте от излученных на величину

$$\omega_{\text{д}} = \omega_{\text{пр}} - \omega_0 = \frac{d}{dt}\left[\Theta_{\text{пр}} - \Theta_{\text{изл}}\right] = -\frac{2\omega_0}{c}\frac{dR(t)}{dt}, \tag{2.25}$$

называемую ***доплеровским смещением частоты*** (***доплеровской частотой***).

Производная $dR(t)/dt$ является проекцией вектора полной скорости ВС на направление «объект – измерительная радиосистема», т.е. радиальной скоростью ВС

$$-dR(t)/dt = V_{\text{R}}\,. \tag{2.26}$$

Доплеровская частота (2.25) вычисляется как

$$\omega_{\text{д}} = \frac{2\omega_0}{c}V_{\text{R}} \text{ или } F_{\text{д}} = \frac{2}{\lambda}V_{\text{R}} = \frac{2V_{\text{R}}}{c}f_0, \tag{2.27}$$

где f_0 – частота излученного гармонического колебания; λ – длина волны излучаемых колебаний.

При этом частота $f_{\text{отр}}$ гармонического колебания, отраженного от движущегося объекта, рассчитывается как

$f_{\text{отр}} = f_0 + F_{\text{д}}$, если объект удаляется,

$f_{\text{отр}} = f_0 - F_{\text{д}}$, если объект приближается.

Радиальная скорость V_{R} для точечного объекта, обладающая скоростью V, определяется как проекция величины V на направление «объект –

измерительная радиосистема». Величина радиальной скорости определяется как

$$V_{\text{R}} = V\cos\varphi, \tag{2.28}$$

где φ – угол между вектором скорости V и направлением «объект – измерительная радиосистема».

Возможен и иной вариант – гармоническое колебание частоты f_1 излучает сам движущийся объект, а измерительная радиосистема выполняет лишь функции приема. На вход измерительной радиосистемы поступит гармоническое колебание частоты f_2, доплеровская частота $F_{\text{Д}}$, равная разности частот $F_{\text{Д}} = f_2 - f_1$, будет вычисляться по формуле

$$F_{\text{Д}} = \frac{V_{\text{R}}}{c} f_1. \tag{2.29}$$

Рассмотрим механизм вычисления доплеровской частоты $F_{\text{Д}}$ для различных ситуаций, когда доплеровская приемо-передающая измерительная система установлена на борту самолета, движущегося горизонтально (в плоскости, параллельной земной поверхности) со скоростью V:

- ***Ситуация 1***. Ветер отсутствует, луч радиосистемы, направленный на землю под углом β, расположен в вертикальной плоскости, проходящей через ось фюзеляжа (рисунок 2.12а)

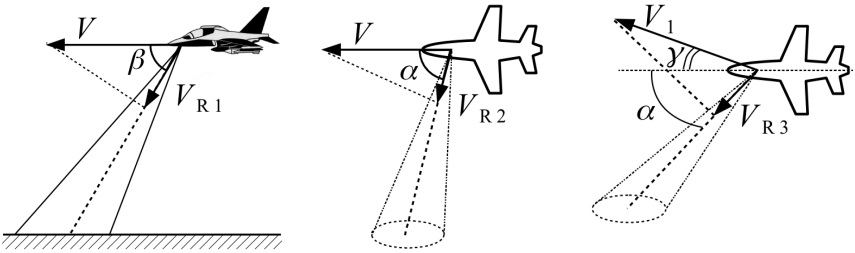
$$F_{\text{Д1}} = \frac{2V_{\text{R1}}}{c} f_0 = \frac{2V\cos\beta}{c} f_0. \tag{2.30}$$

- ***Ситуация 2***. Ветер отсутствует, луч радиосистемы, направленный на землю под углом β, расположен в вертикальной плоскости, которая отклонена на угол α относительно вертикальной плоскости, проходящей через ось фюзеляжа (рисунок 2.12б)

$$F_{\text{Д2}} = \frac{2V_{\text{R2}}}{c} f_0 = \frac{2V\cos\beta\cos\alpha}{c} f_0. \tag{2.31}$$

- ***Ситуация 3***. Присутствует горизонтальный ветер, скорость которого, векторно складываясь со скоростью самолета, создает вектор скорости V_1, составляющий угол γ (угол сноса) с осью фюзеляжа; прочие условия – те же, что и в ситуации 2 (рисунок 2.12в)

$$F_{\text{Д3}} = \frac{2V_{\text{R3}}}{c} f_0 = \frac{2V_1\cos\beta\cos(\alpha+\gamma)}{c} f_0. \tag{2.32}$$



а) **б)** **в)**

Рис. 2.12. Различные ситуации формирования радиальной скорости: а – вид сбоку; б, в – вид сверху

Анализ (2.32) показывает, что по измеренной $F_{ДЗ}$ невозможно одновременно вычислить V_1 и угол сноса γ. Это неоднозначность проявляет себя еще больше, когда полет самолета не происходит в горизонтальной плоскости и когда необходимо одновременно определять величины пространственных составляющих итогового вектора скорости совместно с углами сноса, крена и тангажа по измеренной доплеровской частоте [3]. Для этого на самолетах и вертолетах устанавливают многолучевые (чаще всего трех- и четырехлучевые) доплеровские измерители скорости.

2.4. Методы определения местоположения ВС

Местоположение ВС – это проекция центра масс ВС на земную поверхность, определяется координатами в связанной с земной поверхностью системе координат.

Для определения местоположения (МП) ВС используются *три метода*:

1) обзорно-сравнительный;
2) счисления координат;
3) позиционный (метод линий положения).

К **обзорно-сравнительным методам** относятся:

- визуальная ориентировка;
- сравнение радиолокационного, оптического, телевизионного изображения участка местности, получаемого на борту ВС, с соответствующими картами;
- корреляционно-экстремальная навигация по физическим полям земли.

Простейший обзорно-сравнительный метод определения МП ВС основан на сравнении изображения местности на карте или навигационном

экране с фактическим видом земной поверхности, наблюдаемым экипажем или с помощью технических средств. Погрешность определения МП ВС этим методом составляет 1…3 км на удалении от ориентиров 5…15 км и 0,1…0,3 км при проходе над ориентиром. Под навигационными ориентирами понимают естественные или искусственные хорошо заметные на общем ландшафте объекты (населенные пункты, отдельные строения, мосты) с точно известными координатами.

Метод достаточно прост. *Недостатки* метода: невысокая точность, которая ухудшается с увеличением высоты и скорости полета; невозможность определения МП в плохих метеоусловиях, ночью, при пролете над безориентирной местностью (морем, степью, лесным массивом) [16].

Корреляционно-экстремальная навигация основана на определении параметров какого-либо физического поля, характерного для данной местности, и их сравнении (вычислением функции взаимной корреляции) с параметрами, введенными в запоминающее устройство бортовой корреляционно-экстремальной навигационной системы (КЭНС) для заданного маршрута полета.

Метод обладает высокой потенциальной точностью, характеризуется устойчивостью к воздействию помех и отсутствием накапливающихся погрешностей, но имеет существенные *недостатки*: для его реализации необходим большой объем априорной информации о параметрах используемого физического поля по всему маршруту полета, что требует большого объема памяти вычислительной системы. КЭНС в настоящее время не нашли широкого применения для навигации ВС.

Примером реализации обзорно-сравнительного метода может служить система (рисунок 2.13), использующая информацию о поле высот рельефа местности $h(x, y)$ (ДИС – доплеровский измеритель скорости) [18].

В блок памяти (БП) перед полетом вводится информация $h_{\text{Э}}(x, y)$ о распределении высот в некоторой полосе вдоль маршрута полета. Текущая высота полета $H_{\text{Р}}$ определяется радиовысотомером (РВ) и сравнивается с барометрической высотой $H_{\text{Р}}$, измеренной барометрическим высотомером (БВ). Вычислительные устройства (ВУ) определяют корреляционную функцию измеренного поля высот $h_{\text{И}}(x, y)$ и $h_{\text{Э}}(x, y)$ и вырабатывают сигналы коррекции Δx и Δz для системы автоматического управления (САУ). Погрешность определения МП в такой системе может составлять несколько десятков метров.

Метод счисления координат основан на определении координат ВС путем интегрирования по времени в бортовом вычислительном устройстве составляющих скорости или путем двойного интегрирования измеряемых ускорений. В качестве датчика системы счисления применяют доплеровский измеритель скорости (ДИС).

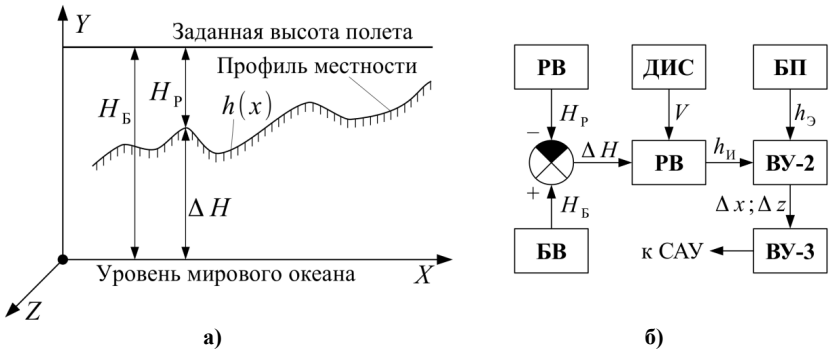


Рис. 2.13. Геометрические элементы (а), используемые в обзорно-сравнительной системе, и структурная схема системы (б)

Уравнение счисления пути по оси *OX* прямоугольной декартовой системы координат имеет вид

$$x(t) = x(t_0) + \int_{t_0}^{t} W_x(t)dt = x(t_0) + \int_{t_0}^{t}\int_{t_0}^{t} a_x(t)dt, \qquad (2.33)$$

где $x(t_0)$ – начальное значение координаты, известное заранее; W_x – скорость по координате *x*; a_x – ускорение по координате *x*.

Метод счисления реализуется в *инерциальных навигационных системах* и *курсо-доплеровских системах навигации* (надо располагать информацией об истинном курсе ВС, получаемой от курсовой системы). *Достоинства* метода – непрерывность получения информации о координатах, автономность, высокая надежность. Основной *недостаток* – ухудшение точности определения координат с течением времени из-за накопления при интегрировании медленноменяющихся составляющих ошибок измерения скорости или ускорения [16].

Метод линий положения (позиционный метод) основан на определении МП ВС по пересечению двух или более линий положения, полученных в результате измерения навигационных параметров.

Для определения местоположения (МП) объекта (цели) либо ЛА необходимо определить точку пересечения каких-либо двух линий положения. ***Линией (поверхностью) положения*** (ЛП) называется геометрическое место точек на плоскости (в пространстве), соответствующих постоянному значению измеряемого параметра. При использовании результатов радионавигационных и радиолокационных измерений наибольшее распространение получили следующие ЛП:

- ***Линии равных расстояний*** (ЛРР). ЛРР представляет собой линию положения, все точки которой равноудалены от некоторой фиксированной точки (окружность).
- ***Линии равных пеленгов*** (ЛРП). ЛРП называется линия положения, в каждой точке которой направление на точку расположения цели (объекта) составляет постоянный угол φ с определенным направлением (прямая линия).
- ***Линией равных углов*** (ЛРУ) называется линия положения (рисунок 2.14), в каждой точке которой угол β между направлениями на две точки является постоянной величиной (на плоскости эта линия является дугой окружности, проведенной через выбранные точки так, чтобы угол β был равен заданному значению.
- ***Линии равных разностей расстояний*** (ЛРРР). ЛРРР представляет собой линию положения, в каждой точке которой разность расстояний до двух точек на земной поверхности является постоянной величиной (гипербола).
- ***Линии равных сумм расстояний*** (ЛРСР). ЛРСР представляет собой линию положения, в каждой точке которой сумма расстояний до двух точек на земной поверхности является постоянной величиной (эллипс, фокусами которого являются точки, относительно которых определяются суммы расстояний).

В зависимости от того, какие ЛП используются для определения МП ЛА по их точке пересечения выделяют: *дальномерный*; *угломерный* (*пеленгационный*); *разностно-дальномерный* и *угломерно-дальномерный*.

При ***дальномерном методе*** определяется точка пересечения двух ЛРР (рисунок 2.15), используется метод в основном в радионавигации.

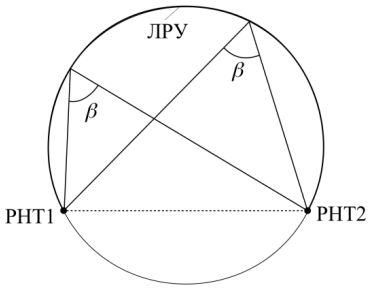


Рис. 2.14. Линия равных углов

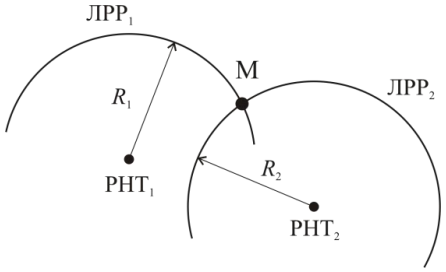


Рис. 2.15. Дальномерный метод определения МП

При ***угломерном (пеленгационном) методе*** определяется точка пересечения двух ЛРП одного и того же объекта (рисунок 2.16). Данный метод получил распространение в радионавигации и РТР.

Использование ***угломерно-дальномерного метода*** позволяет определить местоположение объекта по точке пересечения ЛРП и ЛРР (рисунок 2.17).

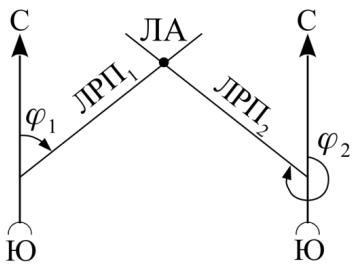


Рис. 2.16. Угломерный метод определения МП

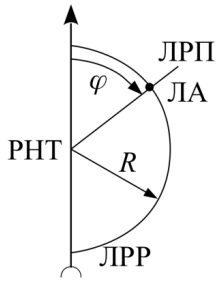


Рис. 2.17. Угломерно-дальномерный метод определения МП

Данный метод используется в радиолокации и радиотехнических системах ближней навигации.

К *достоинствам* метода линий положения можно отнести высокую точность (не зависящую от продолжительности полета), возможность определения МП ВС без учета (даже без знания) пройденного им ранее пути. К основным *недостаткам* метода линий положения относятся зависимость точности от условий распространения радиоволн, положения ВС относительно наземных станций (от угла пересечения линий положения), неавтономность, возможность определения МП только в пределах зоны действия РНС, уязвимость от радиопомех.

ГЛАВА 3
АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ РАДИОСВЯЗИ

3.1. Классификация авиационных средств связи. Основные требования, предъявляемые к системам связи

Эффективное применение авиационных комплексов (АК) различного назначения днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях невозможно без качественного функционирования средств связи. Средства связи, как правило, являются единственным средством информационного взаимодействия экипажа и бортовых РЭС ВС с военными и гражданскими наземными системами управления воздушным движением, со службами организации и обеспечения полетов. Каналы радиосвязи по своим техническим характеристикам должны удовлетворять высоким международным требованиям. Технические решения по комплексам и системам связи, обеспечивающим эти требования, практически определяют их стоимость и конкурентоспособность.

Система связи ВВС представляет собой совокупность взаимоувязанных и согласованных по задачам, месту и времени действий узлов, линий и каналов наземной и воздушной связи. *Система связи ВВС* предназначена для обеспечения управления авиационными соединениями, частями, подразделениями и отдельными экипажами, средствами авиационных и вертолетных комплексов (АК и ВК) на земле и в воздухе, в мирное время и в угрожаемый период, в локальной войне с применением обычных средств поражения и в начальный период региональной войны с применением ядерного оружия. Система связи ВВС должна обеспечивать своевременный, достоверный и скрытный информационный обмен между ПУ ВВС, между ПУ ВВС и взаимодействующими ПУ ВС РФ и других ведомств, между ПУ ВВС и экипажами АК (ВК) и между экипажами АК (ВК).

На систему связи ВВС возлагаются следующие ***задачи***:

- обеспечение командирам и штабам различных звеньев управления ВВС устойчивого, непрерывного, оперативного и скрытного управления подчиненными частями, подразделениями и экипажами авиационных и вертолетных комплексов;
- своевременная передача команд (сигналов) органам (пунктам) управления ВВС, экипажам АК на приведение в различные степени боевой готовности и применения сил и средств авиации, а также оповещения о воздушной, космической и метеорологической обстановке, радиоактивном, химическом и бактериологическом (биологическом) заражении;
- своевременная передача (прием) всех видов оперативно-тактической

информации, а также данных о своих войсках и разведывательной информации о противнике;

- обеспечение обмена информацией между взаимодействующими соединениями и частями, между экипажами ВС;
- обеспечение экипажам ВС возможности определения своего места в воздушном пространстве;
- обеспечение наведения экипажей АК на воздушные и наземные цели;
- передача данных о воздушной обстановке на пункты управления;
- обеспечение управления частями авиационного тыла, разведки и др.

Радиосвязь между самолетами и КП или между самолетами в полете называют ***воздушной радиосвязью***, которая обеспечивает решение следующих **основных задач**:

- передачу с КП на борт самолета команд, распоряжений, сведений о воздушной, наземной, метеорологической и радиационной обстановке;
- передачу с самолета на КП донесений о выполнении задачи, разведывательных данных и другой информации, обусловленной спецификой боевого применения;
- обмен информацией между самолетами в полете (передача команд управления, информации о воздушной обстановке и др.);
- передачу с КП параметров наведения, команд управления и взаимодействия, необходимых в процессе наведения самолета на цель;
- передачу с самолета на КП средств РТО заказов на работу средств самолетовождения, боевого применения и посадки, прием соответствующей информации на борту.

Системы и комплексы радиосвязи включают: командные и связные радиостанции; аварийно-спасательные радиостанции (группового и индивидуального пользования); авиационные системы радиоуправления; аппаратуру закрытой связи; аппаратуру космической связи; аппаратуру ретрансляции связной информации; бортовые переговорные и громкоговорящие устройства; аппаратуру приема и передачи сигналов видеоизображения; радиоаппаратуру звуко- (видео-) записи и воспроизведения; радиоаппаратуру речевой информации; преобразователи и усилители авиационных гарнитур летного состава.

Важными достоинствами авиационных средств радиосвязи являются:

- возможность их предварительной настройки на несколько частот и автоматизированный переход с одной рабочей частоты на другую в процессе обеспечения радиосвязи;
- возможность дистанционного управления радиостанциями на значительных расстояниях по проводным, радиорелейным и радиолиниям [5].

К *основным объектам*, с которыми организуется авиационная радиосвязь, относятся:

- командный пункт (КП) авиационного формирования;
- командно-диспетчерский пункт (КДП);
- радиотехническая система посадки (РСП);
- система радиолокационного обеспечения, включающая РЛС и посты обработки РЛ изображений (РЛИ);
- пункты наведения (для истребительной авиации);
- пункты подготовки полетных заданий;
- пункт управления инженерно-авиационной службы (ИАС) и др.

Классификация авиационных систем радиосвязи:

- ***в зависимости от диапазона используемых радиоволн*** (НЧ, СЧ, ВЧ, ОВЧ, УВЧ, СВЧ, КВЧ, ГВЧ);
- ***в зависимости от вида используемых радиолиний связи*** (СРС прямой видимости, тропосферные, ионосферные, космические, системы радиорелейной связи);
- ***в зависимости от вида передаваемых сообщений*** (системы телефонной, телеграфной, телевизионной и факсимильной связи, телекодовая связь);
- ***по виду радиосигналов*** (аналоговые и цифровые СРС, импульсные СРС);
- ***в зависимости от значения базы радиосигнала*** (широкополосные и узкополосные СРС);
- ***по направлению обмена сообщениями*** (односторонние и двусторонние);
- ***по количеству одновременно передаваемых сообщений*** (одноканальные и многоканальные);
- ***по порядку обмена сообщениями*** (симплексные, дуплексные и полудуплексные);
- ***по способам защиты передаваемой информации*** (системы открытой и системы закрытой (засекреченной) связи);
- ***по степени автоматизации обмена информацией*** (неавтоматизированные, автоматизированные и автоматические) [19].

К системам связи предъявляются следующие **основные требования**:

1. ***Оперативность (своевременность) связи*** – способность системы связи обеспечить прием и доставку сообщений или ведение переговоров в сроки, обусловленные потребностями управления.

2. ***Достоверность связи*** – способность системы связи обеспечить воспроизведение переданных сообщений в пунктах приема с заданной точностью. Достоверность передачи речевых сообщений количественно оценивается показателем *артикуляции* (разборчивости).

3. ***Помехоустойчивость связи*** **–** свойство системы связи выполнять поставленные задачи по передаче сообщений в условиях воздействия всех видов помех.

4. ***Скрытность связи*** **–** способность системы связи противостоять раскрытию противником содержания передаваемой информации и мест расположения пунктов управления и аэродромов (источников радиосигналов). Скрытность повышается при использовании минимально необходимой мощности передатчика и направленных антенн, выполнении мероприятий по радиомаскировке и соблюдению правил радиообмена, применением специальной аппаратуры. Различают энергетическую, временную, частотную и организационную скрытность [20]:

- *Энергетическая скрытность* выражается коэффициентом

$$S_{\text{Э}} = P_{\text{C}\min} / P_{\text{C ПРМ}}, \tag{3.1}$$

где $P_{\text{C}\min}$ – чувствительность приемника; $P_{\text{C ПРМ}}$ – мощность сигнала на входе приемника. Энергетическая скрытность достигается снижением мощности ПРД и применением широкополосных сигналов.

- *Временная скрытность* определяется отношением времени $T_{\text{ОПР}}$, необходимого для определения параметров сигнала, к времени T_{C} его передачи

$$S_{\text{T}} = T_{\text{ОПР}} / T_{\text{C}}. \tag{3.2}$$

Временная скрытность повышается при прерывистых режимах передачи, при увеличении скорости передачи, при сокращении времени передачи, увеличении интервалов между сеансами связи и др.

- *Частотная скрытность* достигается маневром рабочими частотами, использованием режима ППРЧ.
- *Организационная скрытность* представляет собой комплекс мероприятий по радиомаскировке и соблюдению правил радиообмена.

5. ***Надежность связи*** **–** это свойство системы связи выполнять поставленные задачи по передаче сообщений, сохраняя в течение заданного промежутка времени значение основных характеристик (например, достоверности передачи) в заданных пределах.

Надежность связи – это процент времени, в течение которого качество связи в канале не хуже заданного, т.е. отношение сигнал/помеха (ОСП) не хуже заданного ОСП или вероятность ошибки не хуже заданной. Надежность радиосвязи определяется по формуле

$$N = P(Z > Z_0) = \frac{1}{2} + \Phi\left[\frac{Z_{\text{СР}} - Z_0}{\sigma_{\text{Z}}}\right]. \tag{3.3}$$

где $\Phi(x)$ – табличный интеграл вероятности; Z_0 – допустимое ОСП; $Z_{\text{СР}} = Y - X$ – среднее превышение уровней сигнала над помехой; $Y = 20\lg U_{\text{С}}$ – средний уровень сигнала, дБ; $X = 20\lg U_{\text{П}}$ – средний суммарный уровень помех, дБ; $\sigma_{\text{Z}} = \sqrt{\sigma_{\text{X}}^2 + \sigma_{\text{Y}}^2}$ – среднеквадратичное отклонение, дБ [21].

Повышение надежности связи, в частности, достигается использованием в аппаратуре связи высоконадежных элементов, резервированием аппаратуры и каналов связи, а также их правильной эксплуатацией [19].

6. ***Эксплуатационная надежность*** характеризуется способностью системы радиосвязи работать длительное время без отказов и быстро восстанавливаться при их появлении в процессе эксплуатации. Она может оцениваться вероятностью безотказной работы в течение времени T при заданных условиях эксплуатации

$$p(T) = \exp\left[-T\sum_{k=1}^{N}\lambda_k n_k\right], \tag{3.4}$$

где λ_k – интенсивность отказа деталей k-го типа; n_k – число деталей k-го типа в аппаратуре; N – число типов деталей.

7. ***Скорость передачи информации*** определяется количеством информации, передаваемым в единицу времени с заданной вероятностью ошибки, и выражается в двоичных единицах в секунду [бит/с]

$$\upsilon = \frac{1}{\tau_0}\log_2 m, \tag{3.5}$$

где τ_0 – длительность элементарной посылки; m – основание кода [20].

Для обеспечения радиосвязи в условиях радиопротиводействия были разработаны алгоритмы помехозащищенной радиосвязи с ВС на основе программной перестройки частоты (ППРЧ) [25]. Учитывая, что связь в режиме ППРЧ имеет особенности, связанные с необходимостью синхронной перестройки радиочастот передающих и приемных радиосредств, то для уверенного осуществления связи в помехозащищенном режиме экипажи ВС должны иметь опыт работы с режимом ППРЧ. Радиосредства, имеющие данный режим, в настоящее время поступают на вооружение ВВС.

Также к средствам авиационной радиосвязи предъявляются *требования*: обеспечение защиты сети от несанкционированного доступа; конфиденциальность информации; обеспечение связи в условиях радиопротиводействия; возможность организации автоматического обмена информации; эргономичность и удобство пользования.

Радиоаппаратура поисково-спасательных систем включает: аварийно-спасательные радиостанции группового и индивидуального пользования; радиокомпасы и приемные устройства привода на радиомаяки.

3.2. Назначение и виды оконечной аппаратуры авиационных систем связи. Электроакустические преобразователи

В авиационных системах радиосвязи для передачи информации используются электрические сигналы. Однако сообщения, подлежащие передаче, имеют, как правило, неэлектрическую природу (речевые сообщения, буквенный текст, изображения объектов, значения температуры, давления и т.п.). Поэтому на передающей стороне возникает необходимость преобразования исходного сообщения в электрический сигнал, а на приемной стороне – преобразования электрического сигнала в сообщение, удобное для получателя. Указанные функции в системах связи выполняет *оконечная аппаратура*.

В авиационных системах связи широко применяются следующие ***виды оконечной аппаратуры***: электроакустические преобразователи, магнитофоны и речевые информаторы, оконечное оборудование аппаратуры передачи данных, телеграфные и фототелеграфные аппараты и другие устройства [3, 19]. В бортовых авиационных системах связи применяются практически все перечисленные оконечные устройства, за исключением телеграфных и фототелеграфных аппаратов, которые обычно используются в наземных системах связи.

В цифровых системах связи оконечная аппаратура решает задачи ввода, вывода, отображения и документирования информации, передаваемой с высокой скоростью. Оконечная аппаратура позволяет автоматизировать процесс радиообмена, обеспечивает возможность контроля качества и надежности связи. Разнообразие оконечной аппаратуры позволяет рационально распределить большой объем принимаемой информации между зрительным и слуховым восприятием оператора, что особенно важно в условиях занятости членов экипажа ВС.

К оконечной аппаратуре авиационных систем связи предъявляются высокие *требования* по точности преобразования и воспроизведения сообщений, быстродействию, эксплуатационной надежности, помехоустойчивости, обеспечению необходимой документальности, массогабаритным показателям.

Электроакустические преобразователи (ЭАП) – приборы, обеспечивающие преобразование акустических колебаний воздуха (речевых сообщений) в электрические сигналы или обратное преобразование электри-

ческих сигналов в акустические колебания. К ЭАП относятся: микрофоны; ларингофоны; телефоны и громкоговорители.

3.2.1. Микрофоны

В авиации широкое распространение получили ***микрофоны***, которые используются для преобразования звукового (информационного) сигнала, представляющего собой последовательность сжатий и разрежений воздуха, в адекватное по форме электрическое напряжение. Если размерность входного микрофонного сигнала – паскали, то размерность выходного микрофонного сигнала – вольты.

По способу преобразования микрофоны подразделяются на *угольные*, *электромагнитные*, *электродинамические*, *конденсаторные*, *пьезоэлектрические* и др. *Основными характеристиками* микрофонов являются: чувствительность, частотная характеристика чувствительности, амплитудная характеристика, характеристика направленности, уровень собственных шумов [19, 22].

Чувствительность микрофона $E_{\text{М}}$ (В/Па) – это отношение эффективного напряжения $u_{\text{вых}}$ на выходе микрофона к звуковому давлению p, действующему на микрофон от источника чистого тона с частотой $F = 1$ кГц, размещенного на рабочей оси микрофона

$$E_{\text{М}} = u_{\text{вых}} / p. \tag{3.6}$$

Рабочей осью микрофона называется прямая, совпадающая с направлением преимущественного использования микрофона и проходящая через центр его рабочей поверхности (мембраны). Определение чувствительности производится или по напряжению на номинальной нагрузке (равной модулю внутреннего сопротивления микрофона на частоте $F = 1$ кГц), или в режиме холостого хода. Часто чувствительность выражается в децибелах (дБ) следующим образом

$$N_{\text{М}} = 20 \lg E_{\text{М}} / E_{\text{М0}}, \tag{3.7}$$

где $E_{\text{М0}} = 1$ В/Па – нулевой уровень чувствительности [19].

Частотная характеристика чувствительности микрофона определяет зависимость его чувствительности от частоты звукового давления $E_{\text{М}} = f(F)$ при $p = const$. Отношение максимальной чувствительности к минимальному ее значению в номинальном диапазоне частот микрофона, выраженное в дБ, определяет неравномерность частотной характеристики. Полоса частот, в пределах которой обеспечиваются заданные параметры микрофона, называется его *номинальным диапазоном частот*.

Амплитудная характеристика микрофона определяет зависимость эффективного напряжения $u_{\text{вых}}$, развиваемого на согласованной нагрузке, от величины звукового давления у поверхности микрофона $u_{\text{вых}} = f(p)$ при $F = 1$ кГц. По амплитудной характеристике можно судить о динамическом диапазоне микрофона, который определяется как диапазон звуковых давлений с нижним пределом (ограниченным уровнем собственных шумов микрофона) и верхним пределом (ограниченным допустимым уровнем нелинейных искажений).

Направленность микрофона определяет зависимость его чувствительности от угла α между направлением, соответствующим максимальной чувствительности, и направлением на источник звука $E_{\text{м}} = f(\alpha)$. Реальная форма характеристики направленности зависит от частоты акустических колебаний, от конструкции и акустических свойств микрофона. В авиационной связи наиболее часто используются микрофоны с односторонней (приемники давления) и двусторонней направленностью (приемники градиента давлений). Микрофоны-приемники градиента давлений обладают высокой помехозащищенностью по отношению к акустическим шумам, равномерно распределенным в данном объеме, поэтому широко применяются в авиационных гарнитурах.

Уровень собственных шумов микрофона определяется как величина эквивалентного звукового давления $p_{\text{ш}}$, при воздействии которого на микрофон на выходе микрофона появилось бы напряжение $u_{\text{ш}}$, равное развиваемому им при отсутствии звукового давления. Наличие напряжения на выходе микрофона в отсутствие акустического сигнала является следствием флуктуации частиц окружающей среды, тепловых шумов сопротивлений электрической части микрофона. *Уровень собственных шумов* определяется как

$$N_{\text{ш}} = 10\lg u_{\text{ш}}^2 / R_{\text{н}} P_0, \tag{3.8}$$

где $R_{\text{н}}$ – сопротивление нагрузки, равное модулю полного внутреннего сопротивления микрофона; $P_0 = 1$ мВт – нулевой уровень отсчета мощности шумов. Уровень собственных шумов в значительной степени влияет на величину внутренних шумов системы связи в целом [19].

Угольные микрофоны долгое время считались основными ЭАП в системах электросвязи. Схематически устройство угольного микрофона показано на рисунке 3.1. Принцип его работы основан на изменении сопротивления угольного порошка под действием акустических колебаний на диафрагму. Для нормальной работы угольного микрофона необходим источник постоянного тока E_0. Под действием звукового давления сопротивление микрофона $R_{\text{м}}$ изменяется, переменные составляющие пульсирующего тока

передаются через трансформатор, создавая выходное напряжение на его вторичной обмотке

$$u = \frac{nkFu_0R_{\text{Н}}}{\Omega(R_{\text{Н}} + n^2R_{\text{М}})z_{\text{М}}}, \tag{3.9}$$

где n – коэффициент трансформации выходного трансформатора; k – отношение коэффициента модуляции к величине смещения диафрагмы; F – действующая на диафрагму сила звукового давления; u_0 – величина приложенного к микрофону постоянного напряжения; $R_{\text{М}}$ – внутренне сопротивление микрофона; $R_{\text{Н}}$ – сопротивление его нагрузки; Ω – круговая частота звуковой волны; $z_{\text{М}}$ – механическое сопротивление акустической системы [19].

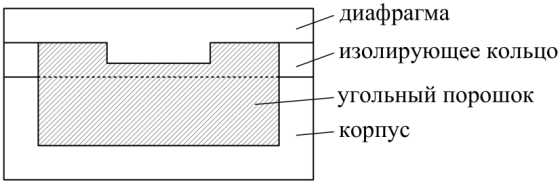


Рис. 3.1. Устройство угольного микрофона

Угольные микрофоны бывают *низкоомными* ($R_{\text{М}} = 50$ Ом) с крупнозернистым порошком и *высокоомными* ($R_{\text{М}} = 500$ Ом) с мелкозернистым порошком. Низкоомные микрофоны требуют для питания источник напряжения около 6 В и обладают большим коэффициентом гармоник. Высокоомные микрофоны обладают меньшими нелинейными искажениями и питаются от источника более высокого напряжения (до 60 В).

Угольные микрофоны имеют высокую чувствительность и простоту устройства. В настоящее время в авиационной радиосвязи угольные микрофоны используются редко в связи с целым рядом присущих им *недостатков*: большого коэффициента гармоник (до 20 %), значительной неравномерности частотной характеристики чувствительности (до 25 дБ), малого динамического диапазона (до 30 дБ), сильной зависимости параметров от внешних условий, высокого уровня внутренних шумов, низкой эксплуатационной надежности, необходимости использования источника питания.

Электромагнитный микрофон схематически изображен на рисунке 3.2. Принцип действия этого микрофона (рис. 3.2) основан на возникновении ЭДС в катушке при изменении магнитного потока, создаваемого постоянным кольцевым магнитом и замыкающегося через сердечник катушки и металлическую диафрагму. Изменение магнитного потока происходит

вследствие изменения воздушного зазора между сердечником катушки и диафрагмой при колебании последней от воздействия звукового давления.

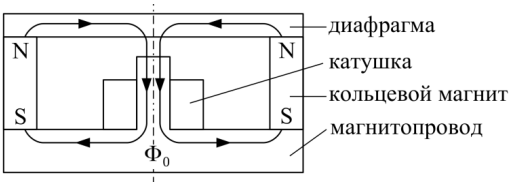


Рис. 3.2. Устройство электромагнитного микрофона

Величина переменного напряжения, возникающего на выходе микрофона, определяется по формуле

$$u = \frac{\omega F R_{\text{Н}} \Phi_0}{d(R_{\text{Н}} + R_{\text{ЭМ}}) z_{\text{М}}}, \tag{3.10}$$

где ω – число витков катушки; Φ_0 – величина магнитного потока, создаваемая постоянным магнитом; d – величина воздушного зазора между сердечником катушки и диафрагмой; $R_{\text{ЭМ}}$ – внутреннее электрическое сопротивление микрофона [19].

В микрофонах этого типа диафрагма всегда оказывается вогнутой в сторону сердечника под действием постоянного магнитного поля. Поэтому при воздействии на нее переменного звукового давления она отклоняется от первоначального положения неодинаково, что является причиной значительных нелинейных искажений выходного сигнала. Электромагнитные микрофоны типа МЭМ в авиационной связи не нашли широкого применения.

Электромагнитный микрофон дифференциального типа (рисунок 3.3) обладает высокой устойчивостью по отношению к внешним акустическим шумам и сравнительно низким значением нелинейных искажений.

Магнитная система микрофона ДЭМШ (рис. 3.3) состоит из двух кольцеобразных магнитов, катушек, намотанных на кольцеобразные магнитопроводы (полюсные наконечники). Между магнитами зажата стальная диафрагма (мембрана).

Принцип работы микрофона основан на преобразовании разности звуковых давлений $\Delta P = P_1 - P_2$ с обеих сторон мембраны в электрическое напряжение $U_{\text{МК}}$. Когда давления на мембрану с обеих сторон одинаковы (фоновый шум из-за переотражений от находящихся в кабине предметов является практически ненаправленным) напряжение $U_{\text{МК}}$ на выходе отсутствует. Если же разность давлений ΔP оказывается отличной от нуля (рече-

вой сигнал пилота создает давление P_1 с одной стороны мембраны, $P_1 > P_2$), то вследствие соответствующего прогиба мембраны происходит изменение магнитного сопротивления, что приводит к изменению магнитного потока. Под влиянием этого изменения в обмотке, находящейся в магнитном поле, наводится ЭДС. При этом создаваемая ЭДС в каждой из двух микрофонных обмоток будет иметь одну и ту же величину, но обладать различной полярностью [3]. Обмотки намотаны в противоположных направлениях и соединены последовательно, поэтому их ЭДС будут складываться. Однако напряжение $U_{МК}$ оказывается сравнительно малой величины. Для повышения уровня этого напряжения на выходе такого микрофона ставится УНЧ.

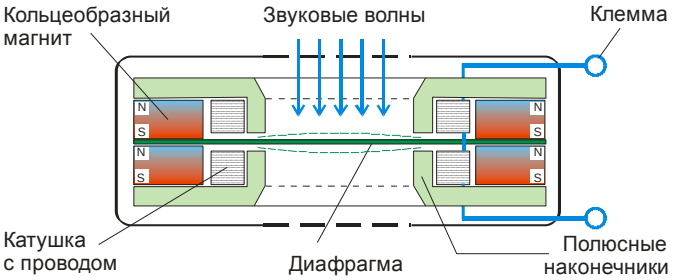


Рис. 3.3. Устройство микрофона ДЭМШ

Микрофон является *приемником градиента* (*разницы*) *давления*. Акустические шумы в кабине самолета не имеют направленного действия, их действие на мембрану нейтрализуется. Микрофон может работать в шумах до 120 дБ (ДЭМШ-1, МДМ-14). Напряжение сигнала, развиваемое капсюлем ДЭМШ около 10 мВ, поэтому необходимо использовать дополнительный усилитель. ДЭМШ применяется в составе авиагарнитур и кислородных масок. В состав кислородной маски КМ-35М входит микрофонный капсюль ДЭМШ-1 на кронштейне и усилитель УК-9 (рисунок 3.4).

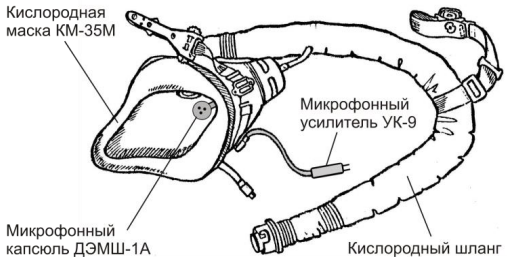


Рис. 3.4. Устройство кислородной маски КМ-35М

Конденсаторный микрофон, изображенный на рисунке 3.5, построен на базе конденсатора, один из электродов которого является неподвижным, а второй представляет собой тонкую диафрагму.

На изолированные друг от друга кольцом электроды подано поляризующее напряжение от источника питания E_0 через высокоомный резистор $R_{\text{Н}}$. При колебании диафрагмы емкость конденсатора C_0 изменяется, а заряд на нем остается постоянным, так как конденсатор не успевает перезаряжаться из-за большой постоянной времени $\tau = R_{\text{Н}} C_0$. Приращение напряжения на конденсаторе и является ЭДС, возникающей при действии звукового давления на диафрагму. Напряжение u будет несколько меньше ЭДС из-за падения напряжения на емкости конденсатора и внутреннего сопротивления источника питания

$$u = \frac{E_0 F R_{\text{Н}}}{d\Omega (R_{\text{Н}} + R_{\text{ЕМ}}) z_{\text{М}}}, \tag{3.11}$$

где E_0 – ЭДС источника постоянного тока; d – величина зазора между диафрагмой и неподвижным электродом; $R_{\text{ЕМ}}$ – внутреннее (емкостное) сопротивление микрофона.

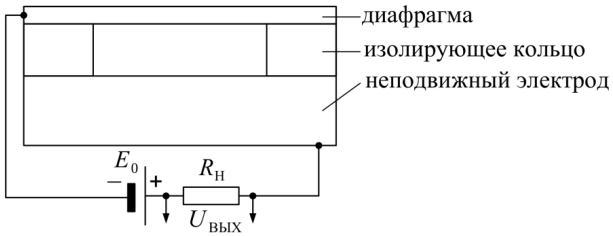


Рис. 3.5. Устройство конденсаторного микрофона

Чувствительность конденсаторного микрофона определяется как

$$E_{\text{М}} = SE_0 / md\Omega, \tag{3.12}$$

где S – площадь диафрагмы; m – масса диафрагмы [19].

При определенном выборе конструктивных элементов можно получить достаточно высокие характеристики конденсаторных микрофонов, применяемых главным образом в наземных авиационных системах связи, где требуется обеспечить высокое качество связи. *Недостатки*: необходимость применения усилителя вблизи микрофона, для нормальной работы требуется источник электрического тока.

3.2.2. Ларингофоны

В ***ларингофоне*** звуковой (информационный) сигнал, преобразуемый в электрическое напряжение, создается колебаниями не воздуха, а гортани летчика, произносящего текст того или иного сообщения. Действие ларингофона основано на свойстве угольного порошка, включенного посредством двух электродов в электрическую цепь, при изменении звукового давления значительно изменять свое сопротивление постоянному току. Основное *достоинство* ларингофонов – их высокая помехозащищенность, слабая чувствительность к внешним акустическим шумам. Они могут работать при уровне окружающих шумов до 120 дБ.

Под действием колебаний гортани человека корпус капсюля с угольным порошком приходит в колебательное движение. Подвижные электроды, укрепленные на гибкой мембране, уплотняют или разрыхляют угольный порошок (рисунок 3.6). К электродам капсюля подведено постоянное напряжение 3…6 В. Изменение сопротивления угольного порошка приводит к появлению переменного тока в первичной обмотке трансформатора и возникновению переменной ЭДС в его вторичной обмотке.

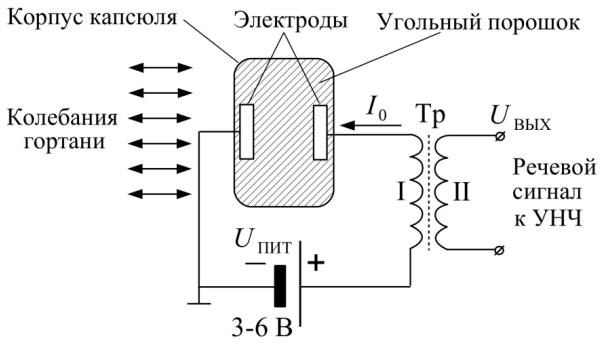


Рис. 3.6. Устройство угольного ларингофона

Чувствительность ларингофонов (мВ·с/см) определяется как отношение выходного напряжения $u_{вых}$ на согласованном сопротивлении нагрузки к эффективному значению колебательной скорости x по формуле

$$E_{лар} = u_{вых} / x. \qquad (3.13)$$

Определение параметров ларингофонов производится обычно при колебательной скорости 0,14 см/с на частоте 1 кГц.

К *недостаткам* ларингофонов можно отнести:

- достаточно высокий уровень собственных шумов;
- сравнительно небольшой диапазон рабочих частот (300…3000 Гц), слабое восприятие ларингофоном повышенных частот объясняется снижением скорости колебаний тканей гортани на этих частотах;
- большой коэффициент нелинейных искажений (15…20 %) [3].

Широкое распространение получили угольные ларингофоны ЛА-5, ЛА-7 (срок службы составляет 3…4 года), имеющие номинальный диапазон частот 300…3000 Гц, чувствительность около 2500 мВ·с/см, коэффициент гармоник не более 20 % и обеспечивающие достаточную разборчивость речевых сигналов.

3.2.3. Телефоны и громкоговорители

Телефоны и ***громкоговорители*** предназначены для преобразования электрических сигналов в акустические колебания воздушной среды и приема информации на слух. *Телефоны* относятся к приборам индивидуального пользования и обеспечивают прослушивание принимаемых сигналов оператором без создания помех окружающим. Они имеют также специальные приспособления (*амбушюры*) для ослабления мешающего действия внешних акустических шумов. Телефоны могут входить в комплект телефонных аппаратов, шлемофонов, авиационных гарнитур и т.п. *Громкоговорители* являются приборами коллективного пользования и используются в системах громкоговорящей связи.

Основными характеристиками телефонов являются: чувствительность, отдача, модуль полного сопротивления, частотная характеристика чувствительности, амплитудная характеристика [19].

Чувствительность телефона определяется на частоте 1 кГц как отношение эффективного звукового давления P, развиваемого телефоном в камере искусственного уха (устройство, имеющее объем, соответствующий среднему объему слухового канала и ушной раковины человека), к эффективному напряжению $u_{\text{вх}}$, приложенному к телефону

$$E_{\text{тл}} = P/u_{\text{вх}} . \tag{3.14}$$

Отдача телефона p_0 – величина звукового давления, развиваемого телефоном в камере искусственного уха, при подведении к нему сигнала мощностью 1 мВт через сопротивление, равное модулю полного сопротивления телефона на частоте 1 кГц.

Модуль полного сопротивления телефона определяется по формуле

$$|Z| = \sqrt{R_{\text{т}}^2 + (\Omega L_{\text{т}})^2} , \tag{3.15}$$

где $R_т$ – сопротивление телефона постоянному току; $\Omega L_т$ – индуктивное сопротивление телефона. Измерение величины $|Z|$ производится при нагруженном на камеру искусственного уха телефоне на частоте 1 кГц.

Частотная характеристика чувствительности определяет зависимость чувствительности телефона от частоты испытательного напряжения $E_{тл} = f(F)$ при $u_{вх} = const$.

Амплитудная характеристика определяет зависимость отдачи телефона от величины испытательного напряжения $p_0 = f(u_{вх})$ при условии $F = 1$ кГц.

Головные телефоны обеспечивают прослушивание оператором звуковых сигналов без создания помех окружающим и могут входить в комплект шлемофонов, авиационных гарнитур. Основу головных телефонов составляют телефонные капсюли. Широко применяют телефоны электромагнитного (ЭМ) типа с простой магнитной системой типа ТА-56М или электродинамического типа. Телефон ЭМ типа содержит постоянный магнит, полюсные наконечники и мембрану (диафрагму) из мягкой электротехнической стали, обмотку из медной изолированной проволоки (рисунок 3.7).

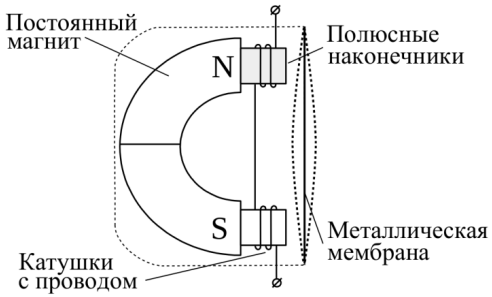


Рис. 3.7. Телефон ЭМ типа

ЭМ телефон по принципу действия подобен ЭМ микрофону. Если к катушке ЭМ микрофона (рис. 3.2) подключить электрический сигнал звуковой частоты, то за счет прохождения переменного тока через катушку образуется переменный магнитный поток. В результате сложения его с магнитным потоком постоянных магнитов в зазоре между мембраной и сердечником образуется пульсирующий магнитный поток, под действием которого диафрагма приходит в колебательное движение, вызывая акустические колебания воздушной среды. Акустические колебания воспринимаются слуховым аппаратом человека.

Телефоны изготавливаются ***высокоомными*** (***ВОТ***) – с большим числом витков в катушках – и ***низкоомными*** (***НОТ***). В головных телефонах два капсюля ТА-56М соединяются последовательно, поэтому сопротивление постоянному току ВОТ составляет 3200 Ом (2×1600), а НОТ – 100 Ом (2×50). ЭМ телефоны (типа ТА, ТГ, ТМ и др.) имеют следующие усредненные характеристики: номинальный диапазон частот 300…3000 Гц, отдача 6…10 Па, неравномерность частотной характеристики чувствительности не более 15 дБ, коэффициент гармоник около 5 % [19].

Основными параметрами громкоговорителей являются: номинальная мощность, стандартное звуковое давление, чувствительность, номинальное электрическое сопротивление.

Номинальная мощность громкоговорителя – максимальная величина подводимой электрической мощности с учетом ограничений по тепловому режиму, механической прочности и уровню нелинейных искажений.

Стандартное звуковое давление – это среднее звуковое давление, развиваемое громкоговорителем на расстоянии 1 м по его оси при подведении к нему напряжения, соответствующего мощности 0,1 Вт при $F = 1$ кГц.

Чувствительность громкоговорителя определяется отношением среднего звукового давления *p*, развиваемого громкоговорителем на рабочей оси на расстоянии 1 м от рабочего центра, к корню квадратному от подводимой электрической мощности $P_э$, т.е. $E_г = p/\sqrt{P_э}$ при $F = 1$ кГц.

Номинальное электрическое сопротивление громкоговорителя равно модулю полного электрического сопротивления громкоговорителя на частоте $F = 1$ кГц.

Электромагнитные и электродинамические громкоговорители по принципу действия аналогичны соответствующим телефонам, имеются различия в конструктивном исполнении [19].

На принципиальных схемах используются графические обозначения ЭАП, приведенные на рисунке 3.8.

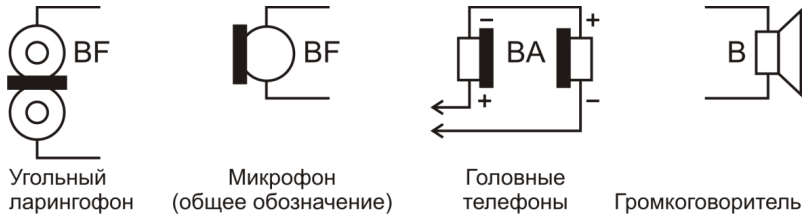


Рис. 3.8. Условные графические обозначения разговорных приборов

Электроакустические преобразователи в авиационных системах связи входят в комплект ***гарнитур***. Гарнитура включает в себя ларингофон или

микрофон и головные телефоны. Широкое применение находят гарнитуры: ТМГ (микрофон ДЭМШ и ТА-56М), АГ-2, АГ-3, ГСШ-С-14, ГСШ-С-15, ГСШ-А-18. Защитные шлемофоны также оборудованы ЭАП. В авиационных кислородных масках применяются микрофоны ММ-1, ММ-2 и др.

3.3. Бортовые устройства записи речевой информации

Бортовые устройства записи речевой информации предназначены: а) для записи звуковой обстановки в кабине экипажа; б) для записи переговоров членов экипажа и операторов наземных КП. Использование информации бортовых устройств записи речевой информации, автоматизированных средств контроля и наземных средств обработки позволяет:

- повысить безопасность полетов за счет предотвращения вылетов самолетов с неисправностями;
- получить данные, необходимые для определения степени подготовки летных экипажей;
- провести анализ работы авиационной техники с целью обеспечения более глубокого контроля ее технического состояния;
- повысить качество обучения летного состава и ответственность за точное выполнение заданных условий полета;
- установить истинные причины авиационных происшествий [23].

Используются регистраторы с магнитной звукозаписью (*магнитофоны*) и цифровые регистраторы звуковой информации. Бортовые магнитофоны работают только в режиме записи. Воспроизведение записанной информации производится с помощью специальных наземных магнитофонов. В магнитофонах в качестве носителя информации используется стальная проволока и магнитная лента, в цифровых регистраторах – FLASH-память.

Обязательной записи на магнитофон (регистратор речевой информации) подлежат:

- внутрисамолетные переговоры членов экипажа;
- радиообмен в воздушных сетях;
- звуковые сигналы экипажу от различных систем ВС;
- переговоры с наземным обслуживающим персоналом при подготовке ВС и др. [23].

3.3.1. Самолетные магнитофоны

В эксплуатации находятся следующие типы ***магнитофонов***:

- *магнитофон самолетный МС-61* (в различных вариантах комплектации устанавливается на самолетах Ан-12, Ан-24, Ан-72, Ил-38, Ил-76, Ту-22М3, Ту-95, Су-24, Су-25, вертолетах Ми-8, Ми-24, Ми-26 и др.);

- *магнитофон наземный МН-61* (предназначен для воспроизведения записей, сделанных на МС-61, а также для самостоятельной записи и воспроизведения речевых сигналов с микрофона, радиоприемников, линий связи);
- *магнитофон бортовой П-503Б* (в различных вариантах устанавливается на самолетах Ан-32, Ан-72, Ил-76МД, МиГ-29УБ, МиГ-31, Су-27УБ, Су-34, вертолетах Ми-8, Ми-28, Ми-35 и др.);
- *магнитофон наземный П-504Н* (предназначен для воспроизведения информации с проволочных носителей записи, снятых с МС-61 и П-503Б);
- *бортовое средство сбора звуковой информации «Марс-БМ»* (устанавливается на средних и тяжелых самолетах гражданской авиации Ан-72, Ан-74, Ил-76ТД, Ил-62М, Ил-86, Ту-134, Ту-154М и др.);
- *бортовой магнитофон П-507-3БС* (устанавливается на самолетах Ан-124, Ан-225, Ту-160, Ту-154М, на наземных и корабельных КП и др.);
- *магнитофон наземный П-507-3НВ* (предназначен для воспроизведения записей речевых сигналов и кодово-импульсной информации времени, записанных в полете на кассету 4-канального бортового магнитофона П-507-3БС) [23].

Магнитофон самолетный МС-61 предназначен для записи речевых сигналов, поступающих в телефоны командира экипажа ВС по сетям внешней и внутренней связи. Запись речи производится на проволочный звуконоситель (магнитную проволоку) диаметром 0,05 мм. Время непрерывной записи 5,5 ч. Коэффициент нелинейных искажений 18 %, динамический диапазон 34 дБ.

Структурная схема магнитофона МС-61 представлена на рисунке 3.9 (УЗ – усилитель записи).

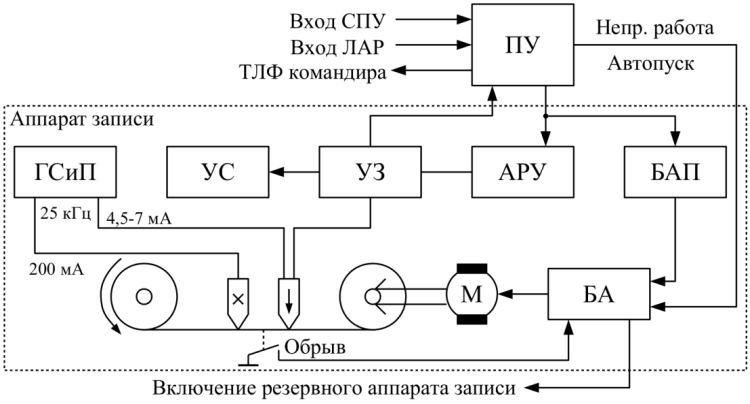


Рис. 3.9. Структурная схема магнитофона МС-61

Принцип работы любого магнитофона состоит в намагничивании носителя информации сигналами регистрируемой речи, сохранении этого состояния звуконосителем сколь угодно долго и возможности последующего воспроизведения сделанной записи.

Пульт управления (ПУ) обеспечивает включение, выбор режима работы («Автопуск» или «Непрерывная работа») и контроль работы магнитофона. ПУ подключается к гарнитуре оператора, абонентскому аппарату СПУ и аппарату записи магнитофона. Речевые сигналы с входов СПУ или ЛАР через ПУ поступают в аппарат записи на схему АРУ и блок автопуска (БАП).

Схема АРУ и аппарат записи (АЗ) обеспечивают регулировку уровня и усиление записываемых сигналов до необходимой величины. Далее речевые сигналы поступают на один из входов головки записи (ГЗ). На другой вход для обеспечения ВЧ подмагничивания записываемого сигнала подводится гармонический сигнал частотой 25 кГц от генератора стирания и подмагничивания (ГСиП). Для стирания ранее произведенной записи на стирающую головку (ГС) подается сигнал с другого выхода генератора.

В режиме «Автопуск» блок автоматики (БА) включает двигатель проволокопротяжного механизма только по команде блока автопуска (БАП), который выдает команду при наличии речевых сигналов на входе магнитофона и снимает ее через 5…25 с после окончания речи. В режиме записи от ларингофонов на телефоны оператора поступает сигнал с выхода усилителя самопрослушивания (УС). В режиме записи от СПУ усилитель (УС) не используется, так как сигналы радиоприемников и усилителей СПУ имеют достаточно большую величину и поступают на телефоны оператора через ПУ магнитофона, минуя усилитель [23].

На тяжелых ВС для сохранения записанной информации в случае аварии магнитофон устанавливается в специальных бронированных контейнерах шарообразной формы (рисунок 3.10).

Термобронеконтейнер (***бронекожух***) предназначен для сохранения кассет с записью переговоров экипажа при разрушении ВС в результате аварии или катастрофы. Обеспечивается защита звуконосителя при попадании в воду, при сильном механическом ударе и пожаре. Бронекожух состоит из верхней и нижней полусфер одинаковой конструкции.

Кожух полусферы, являющийся основным противоударным элементом конструкции, отштампован из листового титанового сплава и окрашен оранжевой эмалью (объект аварийного назначения). В качестве активного теплозащитного элемента в кожухе полусферы установлена рубашка, выполненная из двух полусфер, сваренных в основании. Полусферы рубашки отштампованы из листового титанового сплава. Для повышения теплоемкости защиты внутренняя полость рубашки заполнена дистиллированной водой [23].

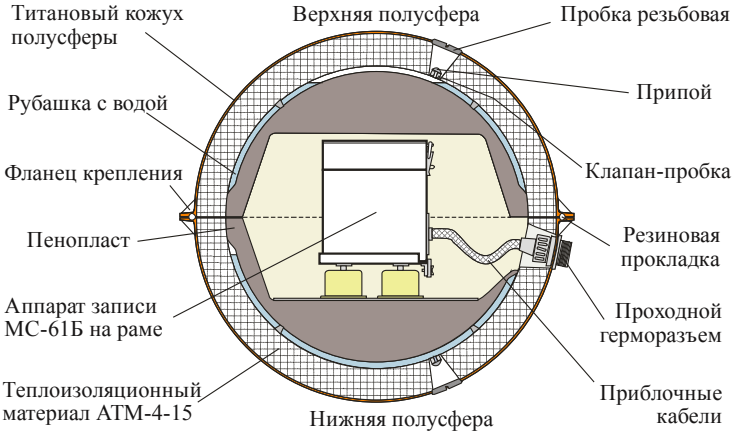


Рис. 3.10. Конструкция бронекожуха

4-канальный бортовой магнитофон П-507-3БС предназначен для записи переговоров между членами экипажа ВС, записи звуковой обстановки в кабине ВС и импульсной информации закодированного времени для синхронизации записанной речевой информации с данными параметров полета в непрерывном режиме. Сигналы меток времени, поступающих от аппаратуры регистрации параметров полета, записываются на одну дорожку магнитного носителя совместно с речевым сигналом.

На рисунке 3.11 приведена структурная схема магнитофона П-507-3БС для одного речевого канала записи-воспроизведения (УЗ-1 – усилитель записи 1-го канала, УВ – усилитель воспроизведения) [23].

В магнитофоне используется принцип магнитной записи на ферромагнитную ленту с ВЧ подмагничиванием с автоматическим стиранием ранее записанной информации. Магнитофон имеет ВСК, которая обеспечивает текущий контроль исправности в полете (для этого установлено светосигнальное табло). Для обеспечения непрерывной записи в П-507-3БС выбран челночный режим работы лентопротяжного механизма, запись ведется при движении магнитной ленты в двух направлениях, для чего предусмотрено автоматическое реверсирование лентопротяжного механизма.

Начало и окончание магнитной ленты фиксируется при помощи концевых датчиков (КД1, КД2), которые представляют собой конструктивно объединенные в одном узле фото- и светодиоды. Для коммутации блоков магнитных головок при движении ленты в прямом и обратном направлении используются электронные и электронно-механические коммутаторы (КГЗ, КГВ – коммутаторы головок записи и воспроизведения). При достижении

ленты своего края блок управления электроприводом (БУЭ) выдает сигнал «→» или «←» для коммутации блоков магнитных головок [23].

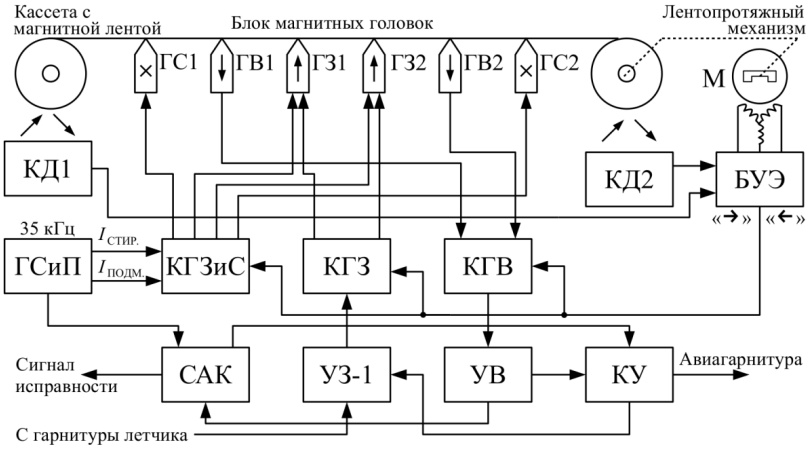


Рис. 3.11. Структурная схема магнитофона П-507-3БС

При движении ленты слева-направо ВЧ колебания частотой 35 кГц с ГСиП через коммутатор (КГЗиС – коммутатор головок записи и стирания) поступают на стирающую головку ГС1 и для подмагничивания – на записывающую головку ГЗ1. Речевой сигнал с гарнитуры летчика после усилителя записи 1-го канала через коммутатор ГЗ также подается на ГЗ1. Происходит магнитная запись речевого сигнала. В рабочей обмотке головки воспроизведения (ГВС) наводится ЭДС звуковой частоты, этот сигнал через коммутатор головок поступает на усилитель воспроизведения (УВ), после усиления – на схему автоконтроля (САК) и в контрольное устройство (КУ) для прослушивания при наземной проверке.

3.3.2. Цифровые регистраторы звуковой информации

Цифровая звукозапись – технология преобразования аналогового звукового сигнала в цифровой с целью сохранения его на физическом носителе для последующего воспроизведения. Современная техника использует исключительно *цифровой способ* записи и хранения речевой информации. Для записи и хранения звукового сигнала в цифровом виде необходимо:

- преобразовать аналоговый сигнал в цифровой в *аналого-цифровом преобразователе* (АЦП);

- сохранить полученные цифровые данные на энергонезависимом носителе (флэш-память, жесткий диск).

Для воспроизведения сделанной записи обратное преобразование из цифрового сигнала в аналоговый производится с помощью *цифроаналогового преобразователя* (ЦАП).

Преобразование в АЦП включает в себя следующие операции:

1) *ограничение полосы частот* при помощи ФНЧ для подавления дискретных компонент, частота которых превышает половину частоты дискретизации;

2) *дискретизацию по времени* – замену непрерывного аналогового сигнала последовательностью его значений в дискретные моменты времени (отсчеты);

3) *квантование по уровню* представляет собой замену величины отсчета сигнала ближайшим значением из набора фиксированных величин – уровней квантования;

4) кодирование, в результате которого значение каждого квантованного отсчета представляется в виде числа, соответствующего порядковому номеру уровня квантования.

Для получения высококачественной записи речевых сигналов используют разрядность 16 бит ($2^{16} = 65536$ уровней квантования), 8 бит дает хорошее качество звука.

Цифровой сигнал преобразуется в аналоговый следующим образом:

1) декодер ЦАП преобразует последовательность чисел в дискретный квантованный сигнал;

2) путем сглаживания во временной области из дискретных отсчетов выбирается непрерывный во времени сигнал;

3) окончательное восстановление сигнала производится путем подавления побочных спектров в аналоговом ФНЧ.

Авиационными цифровыми регистраторами звуковой информации являются:

- регистратор речевой информации П-503М (регистраторы П-503М должны полностью заменить в эксплуатации бортовые магнитофоны МС-61, П-503Б и аналогичные)
- регистратор речевой информации П-507М (регистраторы П-507М должны полностью заменить в эксплуатации бортовые магнитофоны П-507-3БС, «Марс-БМ» и аналогичные) [23].

Цифровой регистратор речевой информации П-503М предназначен для записи:

- речевой информации и команд, поступающих по линиям телефонной связи ВС, с целью сохранения объективных данных о совместной работе

экипажа и руководства полетами с земли, необходимых для разрешения спорных вопросов при разборе полетов;

- кода меток времени, поступающих от аппаратуры с использованием для кодирования времени двухполярного кода.

Запись информации производится в цифровой форме на энергонезависимый твердотельный носитель.

Основные технические характеристики П-503М: длительность записи на защищенный и съемный модули памяти – 16 ч; полная информационная емкость носителей – 1 Гбайт; неравномерность АЧХ в диапазоне записываемых частот – 10 дБ; время готовности – 2 мин. Регистратор является 2-канальным устройством: 1 канал – для записи речевой информации от СПУ, микрофонов или других источников сигналов, а также для прослушивания записываемых сигналов с выходом на телефоны авиагарнитуры; 2 канал – для записи кода меток времени, поступающих от параметрических самописцев, использующих для кодирования времени двоичный код [23].

5-канальный цифровой регистратор речевой информации П-507М предназначен для записи:

- служебных переговоров экипажа ВС, ведущихся по внутренней и внешней системам связи;
- звуковых сигналов навигационного оборудования и речевых информаторов, поступающих в головные телефоны авиационных гарнитур;
- кода меток времени, поступающих от аппаратуры и использующих для кодирования времени цифровой код;
- звуковой обстановки с четырех открытых микрофонов.

Регистратор предназначен для сохранения записанной информации после воздействия разрушающих факторов летного происшествия в соответствии с требованиями международных стандартов.

Упрощенная структурная схема цифрового регистратора речевой информации П-507М представлена на рисунке 3.12.

В состав бортового блока регистратора речевой информации входят:

- устройство усилительное микрофонное (УУМ);
- блок усиления и микширования (БУМ);
- устройство индикаторное (УИ);
- устройство аналогового интерфейса (УАИ);
- устройство преобразования (УП), устройство управления (УУ);
- источник питания (ИП);
- защищенный (ЗМП) и съемный (МПС) модули памяти;
- программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС-1, 2).

Регистратор П-507М обеспечивает непрерывную запись информации, поступающей *по пяти независимым каналам* одновременно на два накопителя информации:

- *1, 3* и *4-й каналы* предназначены для записи речевой информации от микрофонов авиационных гарнитур или других источников;
- *2-й канал* обеспечивает запись речевой информации с четырех открытых микрофонов, установленных в кабине экипажа;
- *5-й канал* предназначен для записи меток времени, поступающих от бортовых параметрических самописцев, использующих для кодирования времени специальные коды [23].

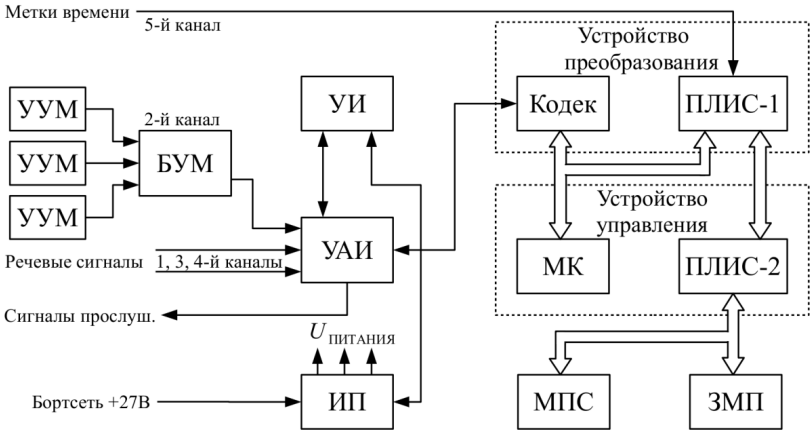


Рис. 3.12. Структурная схема магнитофона П-507М

Основные технические характеристики П-507М: длительность записи на защищенный и съемный модули памяти по пяти каналам – 8 ч; полная информационная емкость носителей – 1 Гбайт; неравномерность амплитудной характеристики при изменении входного сигнала от 0,6 до 18 В – 4 дБ; коэффициент нелинейных искажений – 7 %; время готовности после включения – 3 мин.

Эффективное использование при эксплуатации регистраторов речевой информации и других средств объективного контроля способствует повышению безопасности полетов всех типов современных ВС.

3.4. Аппаратура внутренней связи

К аппаратуре внутренней (внутрисамолетной) связи относятся:

- ***самолетные переговорные устройства (СПУ)***;
- ***самолетные громкоговорящие устройства (СГУ)***.

СПУ предназначены:

а) для обеспечения внутрисамолетной телефонной связи между членами экипажа;

б) для обеспечения внешней двусторонней радиосвязи при помощи бортовых связных радиостанций;

в) для прослушивания телефонных сигналов от средств радионавигации (автоматический радиокомпас обеспечивает прием позывных приводных радиомаяков, маркерный радиоприемник обеспечивает прием сигналов от маркерных радиомаяков);

г) для прослушивания сигналов бортовой аппаратуры речевых сообщений (речевого информатора);

д) для прослушивания сигналов звуковой частоты от сигналов специального назначения (например, звуковой сигнал «облучение») [19].

СПУ представляет собой РЭ усилитель речевых сигналов с устройствами коммутации и управления. В состав комплекта СПУ входят абонентские аппараты по числу членов экипажа, усилители звуковой частоты, дополнительная коммутирующая аппаратура, ларингофоны (микрофоны) и телефоны (рисунок 3.13).

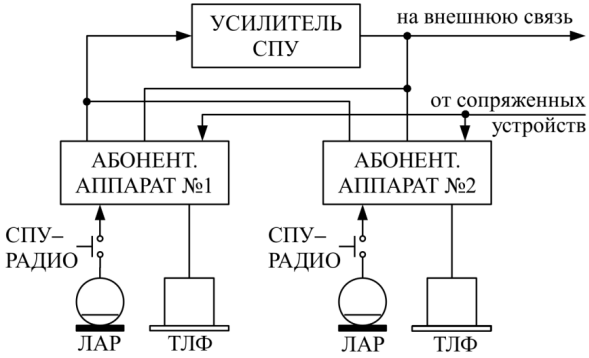


Рис. 3.13. Структурная схема СПУ

Режимы работы СПУ:

- СПУ – основной режим внутренней связи, члены экипажа разговаривают друг с другом. Ларингофоны передающего абонента через кнопку «СПУ-РАДИО» подключаются к входу усилителя СПУ, а телефоны остальных членов экипажа – к выходу усилителя.
- РАДИО – режим внешней радиосвязи, члены экипажа ведут радиообмен через самолетные радиостанции
- ЦВ – циркулярный вызов, режим внутренней связи, члены экипажа прослушивают друг друга с максимальной нерегулируемой громкостью.

- ИС – избирательная связь, обеспечивается связь командира с одним выбранным абонентом без возможности прослушивания другими членами экипажа [5, 22].

На современных ВС широко применяются ***СПУ*** типа СПУ-7 (Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ту-134, Ту-154М, Ту-22М3, Ил-18, Ил-38, Ил-62М, Ми-8), СПУ-8 (Ан-32, Ан-72, Ан-74, Ил-62М, Ил-76МД, Ил-78, Ми-24, Ми-26), СПУ-9 (Су-24М, Су-25, МиГ-29, Миг-31, Як-52), СПУ-14 (Ту-95СМ, Ту-142М3, Ту-142МР) [22].

На смену СПУ поступает многофункциональное СПУ (МСПУ), которое выполняет функции СПУ и *аппаратуры речевого оповещения* (АРО).

СПУ обеспечивает разборчивость речи не менее 90 % при приеме и передаче в акустическом шуме уровнем до 120 дБ с использованием ларингофонов и телефонов, вмонтированных в шлемофон летчика. СПУ обеспечивает прием (передачу) сигналов в диапазоне 300…3400 Гц, позволяет раздельно регулировать уровень речи, принимаемой по сети внутрисамолетной телефонной связи, а также принимаемой по сети внешней радиосвязи. Для повышения надежности питание системы СПУ осуществляется через предохранители и защитные диоды по одной из двух независимых сетей постоянного тока, на самолете обычно имеется две независимых сети связи, а в комплект СПУ входят два усилителя.

Речевые информаторы (РИ) предназначены для:

- оповещения членов экипажа и оператора наземного командного пункта (через бортовую радиостанцию) об аварийных ситуациях в полете и выдачу им рекомендаций для принятия правильного решения.
- воспроизведения стандартных команд экипажу, запускаемых с наземного КП через бортовые радиостанции и аппаратуру передачи данных.

Применением РИ достигается повышение безопасности полетов и снижение аварийности. РИ представляет собой специальный магнитофон (цифровой накопитель) с записанными на него короткими сообщениями (инструкциями) и обеспечивает воспроизведение соответствующих сообщений. Включение сообщений производится от специальных аварийных датчиков, размещенных в системах ВС или от БЦВМ. Запись осуществляется с помощью *специального наземного магнитофона* (или *компьютера*), который является одновременно контролирующим прибором.

Вся современная аппаратура подобного назначения использует ***цифровой принцип*** хранения и воспроизведения речевых сообщений. Используется 8-битное кодирование речевой информации. В состав РЭО современных ВС отдельными блоками РИ больше не включаются. В БЦВМ комплексов средств связи входят специальные платы (модули) **АРО** (***аппаратура речевого оповещения***), выполняющие функции РИ.

При выполнении функций АРО МСПУ обеспечивает выдачу экипажу и наземным службам сообщений об аварийных и опасных ситуациях на борту. При этом во время звучаний сообщений от АРО громкость прослушивания всех других сигналов автоматически уменьшается примерно на 6 дБ, по окончании сообщения громкость прослушивания всех сигналов восстанавливается.

Для осуществления функций АРО МСПУ *взаимодействует* с БЦВМ:

- БЦВМ передает в МСПУ команды в последовательном коде;
- МСПУ передает в БЦВМ потенциальный сигнал о своей исправности;
- БЦВМ передает в МСПУ потенциальный сигнал о своей исправности.

МСПУ позволяет осуществлять контроль, повтор и прерывание сообщений об аварийных ситуациях.

Аппаратуру СПУ иногда называют ***аппаратурой внутренней связи и коммутации*** (*АВСК*) или просто *АВС*. Широко применяются АВСК типа: П-510 (устанавливается на вертолетах Ка-27, Ка-32 и др.), П-512 (устанавливается на самолетах Як-42), П-514 (устанавливается на самолетах Ан-124, Ту-160 и входит в состав комплекса средств связи ТИП-1), П-515 (устанавливается на самолетах Су-27 и их модификации и входит в состав комплекса средств связи ТКС-2-27), аппаратура внутренней связи авиационная АВСА-85 «Лайнер» (устанавливается на самолетах гражданской авиации Ан-140, Ан-148, Ил-96, Ту-204, Ту-214, Ту-334 и др.) и др. [22].

Самолетные громкоговорящие устройства (СГУ) предназначены для оповещения командиром экипажа личного состава, находящегося в грузовой кабине ВС. В состав СГУ входят микрофоны, усилители, звуковые колонки, выносные кнопки.

Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15 устанавливается на самолетах Ту-134, Ту-154М, Ил-62М, Ил-76М, Ил-76МД, Ан-24, Ан-26, вертолетах Ми-8 и др. *Самолетное переговорное громкоговорящее устройство СПГУ-1* устанавливается на самолетах Ил-86 и его модификациях.

3.5. Бортовые авиационные радиостанции

Бортовые авиационные радиостанции должны обеспечивать устойчивую и надежную радиосвязь самолетов с наземными пунктами управления, между самолетами, находящимися в воздухе, на всех дальностях, высотах и режимах полета ВС, для которого они предназначены. Одним из основных требований, предъявляемым к системам радиосвязи, является обеспечение заданных качества и скорости передачи сообщений в любой помеховой обстановке. Бортовые радиостанции должны обеспечивать разборчивость передаваемых по телефонному тракту речевых сообщений не хуже второго класса качества в условиях самолетных акустических шумов с уровнем по-

рядка 120 дБ [24]. Бортовые радиостанции относятся к основным техническим средствам воздушной связи. Они используются:

а) при управлении взлетом и посадкой;

б) при полете по маршруту;

в) при передаче команд наведения на цель;

г) при передаче сигналов оповещения и данных разведки.

В зависимости от назначения, обеспечиваемой дальности связи, используемого диапазона частот бортовые авиационные радиостанции можно разделить на ***три группы***:

1. *Бортовые радиостанции ближней связи* обеспечивают командную радиосвязь в пределах прямой видимости и работают в диапазоне метровых и дециметровых волн (*командные радиостанции*), устанавливаются, как правило, на всех типах ВС.

2. *Бортовые радиостанции дальней связи* обеспечивают радиосвязь на дальности до нескольких тысяч км, работают в диапазоне КВ (*связные радиостанции*), устанавливаются на самолетах дальней, военно-транспортной и специальной авиации.

3. *Аварийно-спасательные радиостанции* индивидуального и группового пользования, а также аварийные радиоприемные устройства, работают в УКВ диапазоне [5].

Основными *тактико-техническими характеристиками* бортовых авиационных радиостанций являются:

- дальность действия;
- диапазон рабочих частот, относительная нестабильность частоты;
- количество рабочих частот и предварительно настраиваемых каналов;
- мощность передатчика и классы излучения;
- чувствительность радиоприемника;
- устойчивость к воздействию механических и климатических факторов, радиоэлектронных помех [24].

Авиационные радиостанции (РС) выполняются, как правило, по схеме, при которой ряд блоков РС используется как в режиме приема, так и в режиме передачи. Типовая структурная схема авиационной РС приведена на рисунке 3.14 (АК – антенный коммутатор).

Тракт передачи включает в себя блоки УНЧ и УПЧ, усилитель радиочастоты передатчика (УРЧ ПРД), усилитель мощности (УМ), антенное согласующее устройство, СЧ и СДН. Он обеспечивает формирование сигналов и усиление их по мощности в диапазоне частот радиостанции.

Тракт приема включает в себя антенное согласующее устройство, УРЧ приемника (УРЧ ПРМ), УПЧ и УНЧ, СЧ, СДН. Переключение из режима «прием» в режим «передачи» осуществляется с помощью авиагарнитуры.

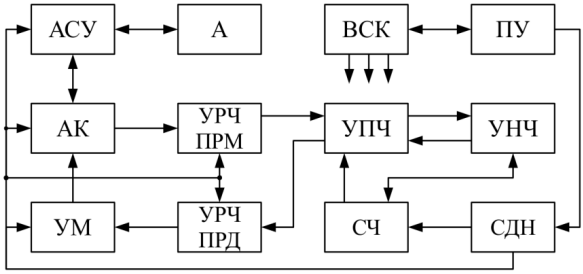


Рис. 3.14. Структурная схема авиационной радиостанции

Синтезатор частот обеспечивает формирование опорных сигналов, необходимых для работы РС. Частоты колебаний образуют сетку высокостабильных частот в пределах рабочего диапазона. Сигналы формируемых СЧ используются в качестве гетеродинных в режиме приема и опорных – в генераторе возбудителя в режиме передачи. Перестройка РС по частоте обеспечивается изменением опорных частот в СЧ.

Система дистанционной настройки (СДН) предназначена для беспоисковой и бесподстроечной настройки РС на требуемую рабочую частоту. С ее помощью осуществляется выбор опорных частот в СЧ и управление перестройкой на данную частоту приемопередатчика (УРЧ приемника и передатчика, УМ передатчика, УПЧ и др.). Задающим элементом в СДН является наборное устройство пульта управления (ПУ), а исполнительными – электронные коммутаторы в СЧ и элементы настройки в перестраиваемых каскадах, например, варикапы.

Пульт управления (ПУ) предназначен для дистанционного управления РС и позволяет осуществить выбор режима работы (прием или передача) и класс излучения, установку рабочей частоты с помощью СДН, подключение оконечной аппаратуры и регулировку громкости. *Встроенная система контроля* (ВСК) предназначена для автоматической проверки работоспособности РС и отыскания неисправности с точностью до блока, заменяемого в условиях эксплуатации.

Различают командные и связные радиостанции. Командные радиостанции работают в УКВ диапазоне (МВ-ДМВ) и обеспечивают радиосвязь в пределах прямой видимости (до нескольких сотен километров). Эти радиостанции устанавливаются на всех типах ВС. Связные радиостанции дальней связи работают в КВ диапазоне и обеспечивают радиосвязь на дальностях до нескольких тысяч километров.

Принцип построения отмеченных радиостанций аналогичен. Типовая структурная схема *командной радиостанции* представлена на рисунке

3.15. В состав радиостанции входят: передающий тракт (ПРД) (возбудитель (В), усилительно-модуляционный каскад (УМК), модулятор (МОД)); приемный тракт (ПРМ) (усилитель ВЧ (УВЧ), смеситель (СМ), синтезатор частот (СЧ), усилитель промежуточной частоты (УПЧ), детектор (Д), усилитель низкой частоты (УНЧ)); антенна (А); система дистанционного управления (СДУ); пульт управления (ПУ).

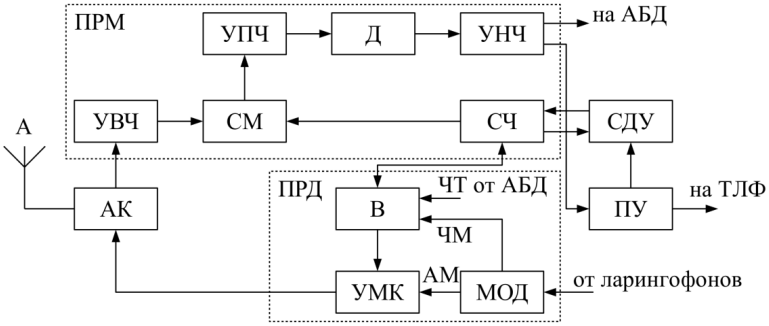


Рис. 3.15. Типовая структурная схема командной радиостанции

Режим передачи. Несущее колебание формируется в возбудителе, при этом используются два автогенератора для МВД и ДМВД. В возбудителе также обеспечивается модуляция (ЧМ, ЧТ) несущей управляющим сигналом, поступающим от ларингофонов или от аппаратуры быстродействия (АБД). Рабочая частота несущей задается в ПУ и изменяется с использованием СДУ и СЧ. АМ несущей, поступающей из В, происходит в УМК, при этом управляющий сигнал поступает из МОД. Усиленный радиосигнал поступает в антенну через антенный коммутатор (АК) и далее излучается.

Режим приема. Приемный тракт выполнен по супергетеродинной схеме с двойным или тройным преобразованием частоты. Принимаемый антенной радиосигнал через АК поступает в УВЧ, обеспечивающий усиление сигнала в сравнительно широкой полосе пропускания. В СМ осуществляется преобразование сигнала по частоте. Радиосигнал промежуточной частоты с выхода СМ поступает на УПЧ, где осуществляется основное усиление и основная избирательность принимаемого сигнала.

После детектирования радиосигнала (амплитудного или частотного в зависимости от режима) происходит усиление управляющего сигнала в УНЧ, где он усиливается до величины, необходимой для работы оконечной аппаратуры. Речевой сигнал через ПУ подается на телефоны. ЧТ-сигнал выделяется в отдельном тракте УНЧ и подается на АБД. СЧ предназначен для

формирования сетки рабочих частот при передаче и гетеродинных частот при приеме. СДУ предназначена для управления требуемой частоты радиосвязи и необходимого режима работы радиостанции.

Управление радиостанцией осуществляется с пульта управления. ПУ обеспечивает переход на необходимый канал связи (с помощью наборного или запоминающего устройства), регулировку громкости, переключение рода работы (АМ – ЧМ), подключение аварийного приемника и АРК, включение подавителя шумов. Связная радиостанция имеет те же основные элементы, что и командная радиостанция. Принципиальным отличием является использование в них режима однополосной модуляции и наличие устройства согласования выхода передатчика и входа приемника с антенной.

Размещение антенн радиостанций на некоторых самолетах и вертолетах ВВС показано на рисунках 3.16…3.26 [24].

Рис. 3.16. Истребитель-перехватчик МиГ-31

Рис. 3.17. Фронтовой бомбардировщик Су-24М

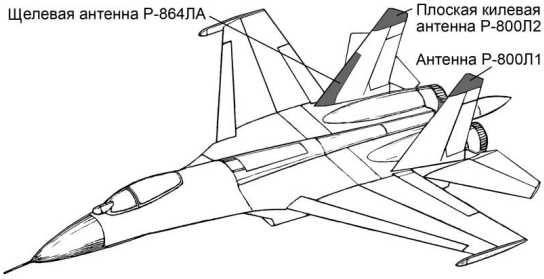


Рис. 3.18. Истребитель-перехватчик Су-27

Рис. 3.19. Штурмовик Су-25

Рис. 3.20. Дальний бомбардировщик Ту-22М3

Рис. 3.21. Стратегический бомбардировщик Ту-160

Рис. 3.22. Военно-транспортный самолет Ил-76МД

Рис. 3.23. Военно-транспортный самолет Ан-124

Рис. 3.24. Противолодочный самолет Ту-142М

Рис. 3.25. Транспортный вертолет Ми-8

Рис. 3.26. Военно-транспортный вертолет Ми-26

Основные тактико-технические характеристики бортовых УКВ радиостанций, применяемых в ВВС, приведены в таблице 3.1 ($P_{\text{вых}}$ – мощность ПРД, $P_{\min}$ – чувствительность ПРМ) [24].

Таблица 3.1 – Основные тактико-технические характеристики бортовых РС

Тип РС	*Тип ВС*	*Диапазон частот, МГц*	*Шаг сетки частот, кГц*	$P_{вых}$, *Вт*	P_{min} *мкВ*	*Режим работы*
Р-800Л2 «Лунь-2»	Ан-124, МиГ-31Б, Ту-160, Су-27	100…149,975 220…399,975	25	16 (16) 25 (75)	2,5	АМ, ЧМ, АТ, ЧТ
Р-800Л2Э	Су-30МКИ	100…149,975 156…173,975 220…399,975	8,33	16…24 24…36	2,5	АМ, ЧМ, ЧТ
Р-800Л1 «Лунь-1»	Су-27, Су-33, Ка-50	100…149,975 220…399,975	25	10 (25)	2,5	АМ, ЧМ, АТ, ЧТ
Р-802В, Г, ГМ «Дуб»	Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ил-18, Ил-38	100…150	83,3 100 50	15	7	АМ
Р-828 «Эвкалипт-М24»	Ми-8, Ми-24, Ми-26, Су-25	20…59,975	25	10	2	ЧМ
Р-832М «Эвкалипт-СМ»	Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ил-38, Ту-22М3, Ту-95МС, Ту-134, Ту-142М, Су-24	118…140 220…389,950	83,3 50	15	4	АМ, ЧТ
Р-833Б	Су-25СМ, Су-34, МиГ-29СМТ	100…149,975 156…173,975 220…399,975	8,33 25 50	20	2,5	АМ, ЧМ, ФМ, ЧМн ФМн
Р-999	Ми-28Н, Ка-52	30…87,975 100…149,975 156…173,975 220…399,975				
Р-852 «Голубь»	Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ил-76, Ми-8, Ми-24	114,166 114,333 114,583 121,500			5	АМ
Р-860 «Перо»	Ан-2, Як-18, Як-40, Ми-2, Ми-8, Ми-24	118,25…136,5 118…135,9	83,3 (100)	4,5	7	АМ
Р-862 «Журавль-30»	Ан-22, Ил-18, Ил-76МД, МиГ-29, Миг-31, Су-24М, Су-25, Су-27	100…149,975 220…399,975	25	25	3	АМ, ЧМ, ЧТ
Р-863 «Журавль-10»	Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-72, Ми-8, Ми-24, Ми-26	100…149,975 220…399,975	25	8 (10)	3	АМ, ЧМ, ЧТ
Баклан-5 (20)	Ан-2, Ан-12, Ил-62М, Ил-76МД, Ил-86, Ту-134, Ту-	118…135,975	25	5 (16)	2,5	АМ

	154М, Як-52 Ми-8, Ми-26					
Бриз	Ан-2, Як-18, Як-52, Ми-2	118…135,975	25	4	2,5	АМ
Ландыш-5 (20)	Ан-2, Ан-24, Ил-18, Ту-134А, Ил-76Т, Як-18Т, Як-40	118…135,975	25	5 (20)	3	АМ
«Орлан-85СТ»	Ан-140, Ан-148, Ил-96, Ту-204, Ту-214	118…137,992	8,33 25	25…40	1,5	АМ
Юрок	Ан-38, Ил-103, Ка-226, Ансат-У	118…136,975	8,33 25	10	1,5	АМ
Юрок-М	Ан-38, Ил-103, Ка-226, Ансат-У	118…136,992	8,33 25	10	1,5	АМ VDL2, 4
Бекас-М	Як-130	100…149,975 220…399,975	8,33 25	7…14 (3,5…7)	2	АМ, ЧМ
Бекас-07	Ми-8МТВ	30…107,975 100…149,975 156…173,975 220…399,975	8,33 25 50	20	2,5	АМ, ЧМ, ФМ, ЧМн, ФМн
Бекас-02Э	Ми-8МТВ	30…107,975 100…149,975 156…173,975 220…399,975	8,33 25	60	2	АМ, ЧМ, ЧМн, ФМн
Прима-ДМВ	Ми-8МТВ5, Ми-26Т2, Ми-35, Ка-52	30…88 100…149,975 156…173,975 220…399,975	8,33 25 50	20	–	АМ, ЧМ, ФМ, ЧМн, ФМн
Прима-КВ	Ми-8МТВ5, Ми-26Т2, Ми-35, Ка-52	2…29,999	0,1	100	1	АМ, ОМ, ЧМн, ФМн

Основные тактико-технические характеристики (ТТХ) аварийно-спасательных радиостанций, применяемых в ВВС, приведены в таблице 3.2 ($P_{\text{вых}}$ – мощность ПРД, $P_{\min}$ – чувствительность ПРМ) [24].

Таблица 3.2 – Основные ТТХ аварийно-спасательных РС

Тип РС	*Диапазон частот, МГц*	$P_{\text{вых}}$, *Вт*	$P_{\min}$ *мкВ*	*Режим работы*
Р-861	2,182; 4,182; 8,364; 12,546	4	3	ТЛФ, ТЛГ, SOS
Р-855УМ «Камелия»	121,5	0,13	25	АМ
Р-855А1 «Авария-1»	121,5 и 243	0,10	10	АМ

Р-855А2	121,5 и 243	0,10	–	АМ
Р-855А1М	121,5 и 406,025	0,10	10	ФТ, АМ
АРМ-406АС1	406,025 и 121,5	5 (0,05)	–	ФТ

3.6. Перспективные авиационные системы и комплексы радиосвязи

Значение авиационной радиосвязи с ВС и авионики в целом будет возрастать с каждым новым поколением самолетов, вертолетов и БПЛА, и их реализация должна определяться использованием новейших научно-технических достижений в области физики, микроэлектроники, программного обеспечения (ПО), новых информационных технологий.

Определяющими *ориентирами* при создании современных и перспективных авиационных средств связи являются следующие качества: живучесть, скрытность работы, устойчивость к воздействию активных и пассивных помех, высокая информативность, многофункциональность за счет программно управляемых модулей средств связи, распределенная в пространстве (сетевая) структура системы связи с разделением по времени и зонам ответственности, низкая себестоимость [26].

Основным направлением развития и совершенствования систем связи ВВС является переход систем связи к новой более совершенной форме организации, обеспечивающей комплексное использование средств и систем связи по обслуживанию телекоммуникационных задач на основе рационального использования ресурсов, совершенствования способов и алгоритмов обработки информации, а также унификации технического, программного и информационного обеспечения процессов обработки, передачи, засекречивания и коммутации всех видов информации. Закономерным является появление *решений*, способствующих:

- повышению качества и эффективности информационного обмена;
- снижению приведенных затрат на организацию передачи и повышения надежности связи в целом, что особенно важно для совершенствования деятельности в военной сфере.

Исходя из концепции развития системы связи ВВС, **основными направлениями развития системы радиосвязи ВВС** являются:

- повышение помехоустойчивости и пропускной способности каналов воздушной радиосвязи (РС) на основе использования спектрально-эффективных видов простых сигналов, сложных сигналов с расширением спектра, пространственной (временной или поляризационной) обработки сигналов, алгоритмов динамической структурной и параметрической адаптации к условиям функционирования, высокоэффективных методов синхронизации (временной, частотной, фазовой), разнесенного приема;
- комплексное использование различных поддиапазонов воздушной РС;

- внедрение протоколов воздушной РС, использующих эффективные алгоритмы многостанционного доступа и реализующих процедуры многоступенчатой ретрансляции и маршрутизации;
- унификация и стандартизация протоколов и технологий РС;
- организация процедур межсетевого взаимодействия;
- реализация алгоритмов статистического и временного уплотнения, линейного и адаптивного кодирования речи;
- унификация и универсализация (реализация многоканальности и многофункциональности) аппаратно-программных средств воздушной РС;
- широкое использование для организации авиационной связи средств спутниковой связи.

При создании современных авиационных средств связи необходимо учитывать следующие ***требования***:

- необходимость управления средствами связи как в пилотируемом, так и беспилотном варианте ВС;
- снижение массогабаритных характеристик аппаратуры и энергопотребления;
- обеспечение широкой номенклатуры и частотных характеристик каналов связи при максимальной унификации аппаратуры;
- повышение помехоустойчивости, обеспечение надежной связи в различных диапазонах длин волн;
- обеспечение максимально возможного числа каналов связи при соблюдении жестких требований электромагнитной совместимости [27].

Перспективные бортовые комплексы связи ***должны обеспечивать***:

1) связь и ретрансляцию каналов в закрытой (открытой) телефонной связи и каналов передачи данных, в том числе работу в действующих и перспективных АСУ;

2) одновременную ретрансляцию узкополосных каналов (телефонных, передачи данных, телеграфных) и высокоскоростных широкополосных каналов телевизионной (инфракрасной), радиолокационной и др. информации;

3) повышение надежности доведения информации за счет применения новых высокоскоростных помехозащищенных режимов работы [26, 27].

При разработке *бортового комплекса связи* необходимо внедрение современных COTS (Commercial Off-The-Shelf) компонентов и технологий разработки, цифровых методов передачи и обработки информации, открытой архитектуры, включая:

1. *Принципы архитектуры на базе интегрированной модульной авионики (ИМА)*. Преимуществами комплекса, построенного по технологии ИМА, являются: удобство в обслуживании; высокая надежность; возможность оперативно наращивать аппаратную и программную части;

единый подход к построению ПО комплекса и БРЭО на основе унифицированного ПО и сертифицированных программных модулей; снижение стоимости и времени модернизации и модификации комплекса; снижение массогабаритных характеристик.

2. *Технологию разработки широкодиапазонных программируемых гибкоперестраиваемых радиостанций SDR (software defined radio).* Практическая реализация ключевой концепции программируемого радио заключается в том, что все неунифицированные связные функции реализуются программно. Перспективные гибкоперестраиваемые цифровые радиостанции строятся по идеологии открытых систем для работы в широком частотном диапазоне 2 МГц…2 ГГц, обеспечивая передачу данных и речи, программные способы защиты информации. Функции РС изменяются посредством программирования, что позволяет адаптировать их к будущим изменениям требований без дорогостоящих модернизаций.

3. *Внедрение режимов работы, позволяющих обеспечить высокоскоростную передачу данных и высокое качество речевой связи*.

4. *Разработку высокоскоростной сети сантиметрового диапазона длин волн*.

5. *Высокую интеграцию на программном и аппаратном уровне*.

6. *Обмен речью, данными между компонентами комплекса и с внешними системами по единой высокоскоростной шине передачи информации*. Взаимодействие компонент бортового комплекса связи как внутренне, так и с другими РЭС целесообразно строить на базе унифицированных высокоскоростных авиационных интерфейсов типа Fibre Channel и AFDX (avionics full duplex switched network). Успехи интерфейса Fibre Channel обеспечили такие его качества, как высокая скорость передачи данных (до 1 Гбит/с, Fibre Channel со скоростью 10 Гбит/с уже находится в разработке), так и обеспечение гарантированной доставки информации с малой задержкой, что особо важно для приложений, работающих в реальном масштабе времени.

7. *Разработку интеллектуальных адаптивных антенных систем*. Перспективными являются технологии создания интеллектуальных адаптивных антенных систем (SMART) и радиолиний с множеством приемных и передающих антенн MIMO (Multiple Input, Multiple Output). Применение принципов MIMO и SMART позволит повысить помехоустойчивость систем радиосвязи, обеспечить быстрое и гибкое управление ориентацией (без применения электромеханических устройств) и количеством «нулей» в цифровых ДН, уменьшить число ошибок при радиообмене данными без снижения скорости передачи в условиях многолучевости [27].

На рисунке 3.27 представлена архитектура радиостанции в соответствии с концепцией ИМА (АЦБ – аналого-цифровой блок, ЦОС –

цифровая обработка сигнала, ТПМ – типовой процессорный модуль, БОД – блок обработки данных, АС – антенная система, ПУ – пульт управления члена летного экипажа). Схема РС (рис. 3.27) решает следующие задачи:

1) усиление излучаемого сигнала, АЦП/ЦАП преобразование в диапазонах 2…30 МГц и 30…400 МГц;

2) цифровая реализация видов модуляции и классов излучений, функции вокодера;

3) управление ЦОС, реализация линий передачи данных;

4) маршрутизация сообщений, реализация приложений CNS/ATM (реализация концепции «Связь, навигация, наблюдение в интересах управления воздушным движением» – Communication, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management) [28].

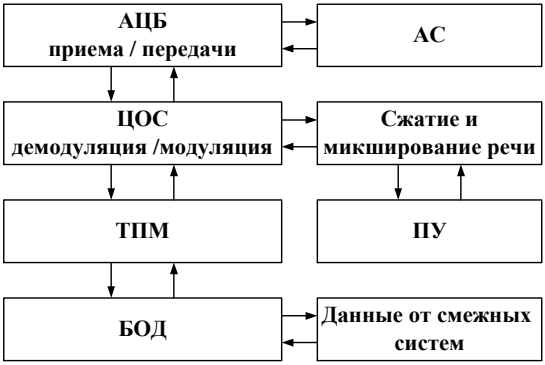


Рис. 3.27. Архитектура радиостанции в соответствии с концепцией ИМА

Основными перспективными направлениями развития бортовых комплексов и систем радиосвязи являются:

1. ***Внедрение цифровых систем связи с изменяемыми режимами работы***. Главной задачей создания *цифровой системы связи ВВС* является улучшение вероятностно-временных характеристик систем связи за счет широкого внедрения современных цифровых методов и технологий передачи, хранения и обработки сообщений, совершенствования структурных компонентов сетей связи, развития опорных сетей связи и применения современных методов засекречивания информации, перспективных технологий построения помехозащищенных цифровых радиолиний.

Реализация *цифровой системы радиосвязи* ВВС позволит:

- своевременную, достоверную и безопасную связь в интересах оперативного, непрерывного, устойчивого и скрытного управления силами и средствами ВВС в мирное и военное время;

- предоставление широкого спектра услуг связи;
- инвариантность и адаптивность системы связи;
- взаимосогласованное функционирование системы связи ВВС;
- повысить эффективность реализации боевого потенциала сил и средств ВВС на основе совершенствования технологий информационного обмена.

2. ***Обеспечение совместимости систем связи на основе единых стандартов и протоколов связи***.

3. ***Расширение рабочего диапазона частот*** (30…2200 МГц) с целью обеспечения скрытности, адаптации и многовариантности радиоканала.

4. ***Использование новой элементной базы***, ***применение современных информационных технологий***, ***вычислительной техники***, оптоэлектроники, ускорение внедрения волоконно-оптических и лазерных систем связи.

5. ***Улучшение характеристик излучаемого сигнала*** (минимально возможные внеполосные и побочные излучения) и ***приемного тракта*** (минимальное количество побочных каналов приема, высокий динамический диапазон), применение видов модуляции, устойчивых к естественным и искусственным помехам.

6. ***Разработка систем автоматического управления параметрами и режимами работы бортовых комплексов связи***. Для обеспечения скрытности передачи информации применяются радиостанции с пониженной спектральной плотностью излучаемого сигнала.

7. ***Наличие избыточности*** по частотному, энергетическому, вычислительному, временному и другим ресурсам для возможной реализации новых алгоритмов передачи информации.

8. ***Расширение диапазона скоростей обмена цифровой информацией*** от единиц бит/с до десятков Мбит/с.

9. ***Программное изменение конфигурации радиосредств и выполняемых ими функций***.

10. ***Реализация технологий многостанционного доступа*** с разделением частот, ППРЧ и многостанционного доступа с кодовым разделением каналов (МДКР).

11. ***Широкое использование средств спутниковой связи***.

12. ***Повышение КПД аппаратуры, снижение массогабаритных характеристик и энергопотребления*** [19, 26].

Применение *широкополосных систем связи* позволяет увеличить пропускную способность и помехоустойчивость канала передачи информации. Одним из способов повышения эффективности передачи информации с помощью модулированных сигналов через канал с сильными линейными искажениями (замираниями) является расширение спектра, приводящее к уве-

личению базы сигнала. В существующих на сегодняшний день системах ***для расширения спектра*** используются три метода:

1. Псевдослучайная перестройка рабочей частоты (ППРЧ) (FHSS — Frequency Hopping Spread Spectrum). Суть метода заключается в периодическом скачкообразном изменении несущей частоты по некоторому алгоритму, известному приемнику и передатчику. Преимущество метода — относительная простота реализации.

Защита радиолинии с ППРЧ от широкополосной (заградительной) помехи решается путем использования большого количества частотных позиций (до 2048) с максимальным использованием частотного поддиапазона. Учитывая, что полоса сигнала ППРЧ составляет от 2 до 50 кГц, то превышение мощности заградительной помехи для УКВ поддиапазона (220…400 МГц) должно быть более, чем в 3600 раз, т.е. станции помех, имеющие мощность 1 кВт, при постановке заградительной помехи во всем диапазоне на одну частотную позицию отдадут менее 1000/3600=0,27 Вт, что недостаточно для организации подавления каналов ППРЧ. Таким образом, для обеспечения подавления сигналов ППРЧ необходимо иметь станции помех со значительным энергопотенциалом.

2. Расширение спектра методом прямой последовательности (ПРС) (англ. DSSS – Direct Sequence Spread Spectrum). Метод по эффективности превосходит ППРЧ, но сложнее в реализации. Суть метода заключается в повышении тактовой частоты модуляции, при этом каждому символу передаваемого сообщения ставится в соответствие некоторая достаточно длинная псевдослучайная последовательность (ПСП). Метод используется в таких системах, как CDMA и системах стандарта IEEE 802.11 (Wi-Fi) для коммуникации в беспроводной локальной сетевой зоне частотных диапазонов 2,4; 3,6 и 5,0 ГГц. Преимущества расширения спектра методом ПРС:

- защита передаваемой информации от подслушивания;
- кодовое разделение позволяет обслуживать больше абонентов на той же полосе частот, чем другие виды разделения;
- многократная избыточность передачи позволяет обойтись сигналом маленькой мощности (по сравнению с уровнем мощности сигнала при использовании обычной узкополосной технологии) без увеличения размеров антенн;
- уменьшение отношения уровня полезного сигнала к уровню шума;
- DSSS-сигналы практически не создают помех обычным радиоустройствам (узкополосным большой мощности), так как эти последние принимают широкополосный сигнал за шум в пределах допустимого. И наоборот – обычные устройства не мешают широкополосным, так как их сигналы большой мощности «шумят» каждый только в своем узком канале и не могут целиком заглушить весь широкополосный сигнал.

3. Расширение спектра методом линейной частотной модуляции (ЛЧМ) (англ. CSS – Chirp Spread Spectrum). Суть метода заключается в перестройке несущей частоты по линейному закону.

Сверхширокополосные сигналы (СШП) могут быть представлены сверхкороткими (ультракороткими) импульсами, OFDM-сигналами, хаотическими радиоимпульсами, сигналами с ЛЧМ-модуляцией. Отличие СПШ систем связи – отсутствие несущей частоты. Преимущество СПШ систем состоит в том, что спектральная плотность энергии не превышает определенного значения (10^{-4}...10^{-2} мВт/МГц) [26], что обеспечивает электромагнитную совместимость с другими радиосистемами. СШП сигналы применяются в стандартах IEEE 802.16 (wireless MAN Air Interface WIMAX) и IEEE 802.15.3a/4a/6 (сенсорные и беспроводные персональные сети) в диапазоне 3…10 ГГц.

Применение методов расширения спектра сигналов при модернизации и разработке авиационных средств связи позволит использовать *преимущества широкополосных систем* – электромагнитная совместимость с существующими аналоговыми РС в одном диапазоне частот, высокая помехоустойчивость, скрытность, многоканальность и высокая информативность.

ГЛАВА 4
АВИАЦИОННЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

4.1. Общие сведения о задачах навигации ВС. Классификация радионавигационных систем

Основными требованиями, предъявляемыми к навигационному обеспечению авиации в современных условиях, являются:

- ***точность***;
- ***надежность***;
- ***своевременность вывода ВС в заданную точку маршрута*** (подвижную или неподвижную цель, аэродром посадки и т.п.)

Основной задачей воздушной навигации является вывод ВС по оптимальной траектории в заданную точку или область пространства в заданный момент времени. Под *оптимальной* понимается та траектория, которая обеспечивает требуемый уровень безопасности выполнения полета.

К ***частным задачам навигации*** относятся:

- выбор и расчет оптимальной траектории и параметров полета ВС (при планировании и в процессе полета с учетом изменения условий полета);
- измерение основных навигационных параметров движения ВС;
- сравнение результатов определения навигационных параметров с заданными или расчетными значениями и выработка корректирующих сигналов (команд), обеспечивающих движение ВС, необходимое для решения основной задачи навигации [16].

Этапами процесса воздушной навигации являются:

1) взлет ВС и набор высоты;

2) выход на исходный пункт маршрута;

3) полет по заданному маршруту с контролем и исправлением отклонения положения ВС от него;

4) выход на заданный пункт маршрута (цель) с выполнением необходимых маневров;

5) снижение, выход на аэродром посадки и посадка ВС.

Весь процесс извлечения радионавигационной информации можно разделить на ряд задач, соответствующих характеру оценки параметров:

- Если выносится решение о присутствии или отсутствии полезного сигнала на входе приемника, имеет место ***задача обнаружения***.
- Если оценивается принадлежность значения параметров данному сообщению (из всей совокупности дискретных сообщений), имеет место ***задача распознавания***, различения информации. Эти две задачи решаются обычно в режиме работы РНС «поиск».

- Если задача обнаружения сигнала и его различения уже решена, то ставится ***задача оценки*** информационного параметра, т.е. получения навигационной информации. Задача оценки решается в режиме работы РНС «слежение».

Независимо от всех промежуточных задач и этапов обработки информации ***конечная цель работы РНС*** – измерение навигационного параметра. В состав бортового оборудования ВС входят:

а) ***автономные радионавигационные устройства***:

- частотные радиовысотомеры малых высот (РВ);
- импульсные радиовысотомеры (РВ малых, средних и больших высот);
- доплеровские измерители скорости и угла сноса (ДИСС);

б) ***бортовая аппаратура радионавигационных систем***:

- автоматические радиокомпасы (АРК) диапазона СВ;
- автоматические радиокомпасы (АРК) диапазона УКВ (поисковые);
- самолетные дальномеры (СД, DME);
- бортовое оборудование РТ систем ближней навигации и посадки дециметрового диапазона волн (типа РСБН);
- бортовое оборудование систем ближней навигации и посадки метрового диапазона волн (типа VOR/DME, «КУРС-МП»);
- приемоиндикаторы систем дальней навигации ДВ и СДВ диапазонов (РСДН);
- приемоиндикаторы (АП) спутниковых РНС;
- курсовые радиоприемники (КРП), глиссадные (ГРП) и маркерные радиоприемники (МРП);
- бортовое оборудование инструментальных систем посадки (типа ILS, MLS, СП);
- бортовое оборудование систем предупреждения столкновений [16].

Классификация радионавигационных систем. Основными классификационными признаками РНС являются:

1) ***назначение*** – *глобальные РНС*; *РНС ближней и дальней навигации*; *системы посадки*; *системы сближения и стыковки*, *системы предупреждения столкновений*;

2) ***характер источника информативного сигнала*** – *активные*, *активные с активным ответом*, *пассивные и многопозиционные устройства и системы*;

3) ***вид измеряемого навигационного параметра*** – *угломерные (пеленгационные)*; *дальномерные*; *разностно-дальномерные*; *комбинированные*; *измерители линейных и угловых координат*;

4) ***вид информативного параметра радиосигнала***, используемого для определения навигационного параметра – *амплитудные*, *частотные*, *фазовые* и *временные*;

5) ***степень автономности*** – *автономные* и *неавтономные* [16, 18].

РНС можно подразделять по некоторым другим признакам:

- по способам определения местоположения ВС – ***позиционные***, ***обзорно-сравнительные*** и ***счисления пути***;
- по дальности действия – ***РНС ближней навигации*** (до 400…450 км), ***дальней навигации*** (до 3000…3500 км) и ***глобальные*** (неограниченная дальность действия);
- по характеру излучения – с ***непрерывным*** (модулированным и немодулированным), ***импульсным*** (с большой скважностью), ***непрерывно-импульсным излучением*** (с малой скважностью), с ***излучением шумоподобных сигналов***;
- по степени автоматизации – ***автоматические***, ***полуавтоматические*** и ***неавтоматические***;
- по способу индикации – с ***визуальной*** (стрелочный прибор, цифровое табло) и ***слуховой*** индикацией [16].

Тактико-технические характеристики. ***Тактическими характеристиками*** РНС называются такие, которые определяют ее функциональные возможности при применении. ***Технические характеристики*** РНС отражают инженерные решения, обеспечивающие выполнение заданных тактических характеристик.

К **основным тактическим характеристикам РНС** относятся:

- точность определения навигационных параметров;
- рабочая зона (зона действия);
- дальность действия;
- доступность (*эксплуатационная готовность*);
- целостность;
- непрерывность обслуживания;
- дискретность определения навигационного параметра;
- пропускная способность;
- разрешающая способность
- быстродействие;
- помехозащищенность;
- эксплуатационная эффективность, надежность и др.

Точность определения навигационного параметра характеризует степень соответствия значения навигационного параметра, определенного в данный момент времени с помощью РНС, его истинному значению. Количественной мерой точности являются мгновенные значения погрешности или среднеквадратичная погрешность.

Рабочая зона (зона действия) – замкнутая область пространства, в пределах которой РНС позволяет потребителю определять местоположение

с точностью, не менее заданной, и в пределах которой обеспечивается устойчивый прием сигналов.

Дальность действия – максимальное расстояние, на котором принимаемый сигнал минимально допустимого (порогового) уровня, еще достаточного для выполнения РНС основных функций с качественными показателями не хуже заданных.

Доступность (*эксплуатационная готовность*) – способность РНС обеспечить измерение навигационных параметров в заданный момент времени в определенной зоне нахождения ВС.

Целостность – способность РНС выдавать потребителю своевременное и достоверное предупреждение в тех случаях, когда какие-либо сигналы нельзя использовать для определения навигационных параметров из-за существенного снижения точности.

Непрерывность обслуживания (функционирования) – способность РНС обеспечивать навигационное обслуживание потребителей в течение заданного временного интервала без отказов и перерывов.

Дискретность определения навигационного параметра определяется временным интервалом, через который возможно новое определение навигационного параметра с использованием одной и той же РНС.

Пропускная способность – количество пользователей РНС, которые могут обслуживаться одновременно или в единицу времени.

Разрешающая способность характеризует возможность раздельного обнаружения и измерения навигационных параметров близко расположенных объектов. Различают разрешающую способность *по дальности*, *угловым координатам*, *скорости*.

Быстродействие определяется временем, которое затрачивается на получение навигационной информации. ***Эксплуатационная эффективность*** характеризует средние затраты времени на настройку, регулировку и обслуживание устройств и систем.

Помехозащищенность – способность надежного выполнения РНС заданных функций в условиях воздействия помех естественного и искусственного происхождения. Помехозащищенность определяется скрытностью работы РНС и ее помехоустойчивостью.

Надежность – свойство РНС сохранять во времени в установленных пределах значения параметров, определяющих способность выполнения требуемых функций в заданных режимах и условиях применения, хранения и транспортировки.

К **основным техническим характеристикам РНС** можно отнести:

- метод измерения навигационных параметров;
- рабочие частоты и их стабильность;
- мощность излучения;

- вид и параметры модуляции используемых сигналов;
- ширина спектра излучаемых колебаний;
- форма и ширина ДНА;
- КНД антенны;
- чувствительность и полоса пропускания приемного устройства;
- характеристики устройств отображения и съема информации;
- массогабаритные показатели;
- потребляемая мощность.

Для определения МП и параметров движения ВС необходимо задание системы отсчета, т.е. системы координат. Система координат должна удовлетворять ряду ***требований***:

1) решение навигационных задач с требуемой точностью;

2) охват необходимой по площади территории земной поверхности или объема воздушного пространства, в пределах которых решаются поставленные навигационные задачи;

3) наглядность и простота отображения и восприятия информации о МП объекта в системе координат;

4) минимальные затраты времени на программирование заданного маршрута полета ВС;

5) получение наиболее простых математических соотношений, описывающих процесс перемещения ВС [16].

Системы координат, используемые в воздушной навигации, можно классифицировать по следующим признакам:

- по степени охвата земной поверхности или воздушного пространства (*местные*, *глобальные*, *космические*);
- по положению начала координатной системы (*геоцентрические* – начало в центре масс Земли, *топоцентрические* – начало в точке на земной поверхности, *связанные с ВС и перемещающиеся с ним относительно земной поверхности*);
- по ориентации начальной плоскости отсчета (*горизонтальные*, *экваториальные*, *орбитальные*).

Инерциальная система координат (неподвижная в мировом пространстве) идеальна для навигации ВС и КА, поскольку в ней строго выполняются законы классической механики.

Местные системы координат (*цилиндрическая*, *сферическая*, *прямоугольная*) охватывают ограниченную часть земной поверхности, их используют при перемещениях ВС на расстояния до 400…450 км, когда кривизной земной поверхности можно пренебречь без ущерба для точности решения навигационной задачи.

4.2. Доплеровские измерители скорости и угла сноса

4.2.1. Назначение, основные характеристики и типы ДИСС

Доплеровские измерители скорости и угла сноса (ДИСС) предназначены для определения составляющих вектора полной скорости ВС (продольной, поперечной и вертикальной) относительно поверхности и угла сноса. ДИСС также позволяют решать задачу счисления пути курсо-доплеровским методом. ДИСС измеряет составляющие вектора полной скорости W в прямоугольной горизонтальной (земной) системе координат (рисунок 4.1), где $W_{П}$ – путевая скорость; W_{XC}, W_{YC}, W_{ZC} – составляющие полной скорости; α – угол сноса).

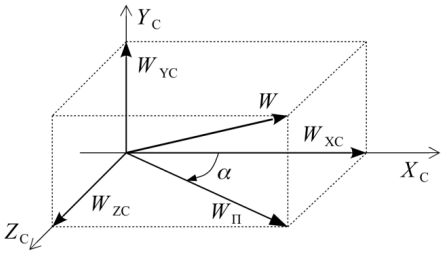


Рис. 4.1. Составляющие путевой скорости

Воздушной скоростью называется горизонтальная составляющая скорости перемещения центра масс ВС относительно воздушной среды. Вектор воздушной скорости направлен по продольной оси ВС.

Путевая скорость – горизонтальная составляющая скорости перемещения центра масс ВС относительно земной поверхности. Вектор путевой скорости равен сумме векторов *воздушной скорости* и *скорости ветра*. Эти вектора образуют так называемый *навигационный треугольник скоростей*.

Вертикальной скоростью называется скорость перемещения центра масс ВС в вертикальной плоскости.

Угол сноса $\boldsymbol{\alpha}$ – угол между векторами воздушной и путевой скоростей.

В зависимости от особенностей технической реализации различают следующие **типы ДИСС**

- по типу ВС – *самолетные* и *вертолетные*;
- по количеству лучей, формируемых антенной системой, – *однолучевые* и *многолучевые*;

- с *фиксированной* и *поворотной антенной системой*;
- *односторонние* и *двусторонние*;
- с *непрерывным* и *импульсным излучением*;
- с излучением *модулированных* и *немодулированных колебаний*;
- с *раздельной* и *попарной обработкой сигналов*, принимаемых по лучам антенной системы (АС).

Самолетные ДИСС, как правило, предназначены для определения путевой скорости и угла сноса либо горизонтальных составляющих скорости. Вертолетные ДИСС позволяют определить три составляющие вектора полной скорости (продольную, поперечную и вертикальную).

В отечественной авиации нашли применение *вертолетные* ДИСС (ДИВ-1, ДИСС-15, ДИСС-32) и самолетные ДИСС (ДИСС-3П, ДИСС-5, ДИСС-7, ДИСС-013, ДИСС-016, Ш013). Основные технические характеристики наиболее широко применяемых ДИСС приведены в таблице 4.1 [16].

Таблица 4.1 – Основные характеристики ДИСС

Характеристика	**ДИСС-32**	**ДИСС-013**	**ДИСС-016**	**Ш013**
Вид излучения	НМ	ЧМ	НМ	НИМ
Рабочая частота, МГц	13325 ± 9	8800	13325	13325 ± 8
Количество лучей АС	3	3	4	4
Частота коммутации лучей, Гц	–	1,85	–	3,1
Диапазон измерения: путевой скорости, км/ч угла сноса, град продольной составляющей, км/ч поперечной составляющей, км/ч вертикальной составляющей, км/ч	 50…399 ± 30 –25…+50 ± 25 ± 10	 180…1300 ± 30 – – –	 150…1300 ± 30 – – –	 180…4000 ± 30 – – –
Диапазон рабочих высот, м	10…3500	10…15000	15…15000	1,6…30000
Погрешность измерения (2σ): путевой скорости, км/ч угла сноса, град продольной составляющей, км/ч поперечной составляющей, км/ч вертикальной составляющей, км/ч	 $0{,}5\%W \pm 1{,}3$ $\pm 0{,}5$ $\pm 2{,}5$ $\pm 2{,}5$ $\pm 0{,}5$	 $\pm 0{,}4\%W$ $\pm 0{,}25$ – – –	 $\pm 0{,}3\%W$ $\pm 0{,}25$ – – –	 $\pm 0{,}3\%W$ $\pm 0{,}2$ – – –
Масса комплекта, кг	49,1…55,5	27,5	33,25	20…33

Принцип построения современных ДИСС зависит от ***режима излучения и вида модуляции излучаемых колебаний***:

- НМ – непрерывные немодулированные (непрерывный режим);
- ЧМ – непрерывные частотно-модулированные (режим ЧМ);
- НИМ – непрерывно-импульсные с малой (2…4) скважностью (непрерывно-импульсный режим);
- ИМ – импульсные (импульсный режим).

В зависимости от используемого измерителя доплеровской частоты различают ДИСС с *неследящим* и *следящим измерителем*. Способ выделения в ДИСС доплеровской частоты из отраженного сигнала может быть когерентным или автокогерентным.

4.2.2. Многолучевые доплеровские измерители скорости

Примером многолучевого доплеровского измерителя скорости может служить, в частности, трехлучевой измеритель, устанавливаемый на борту вертолета. Этот измеритель в комплексе с бортовыми курсовой системой и гировертикалью предназначен для непрерывного измерения составляющих вектора скорости и индикации этих составляющих, в результате чего осуществляется выведение вертолета в точку с заданными координатами, зависание и посадка вертолета при отсутствии информации о силе ветра и визуальной видимости.

На практике широкое применение нашли трехлучевые и четырехлучевые ДИСС. Структурная схема трехлучевой ***ДИСС неследящего типа*** с излучением непрерывных немодулированных колебаний показана на рисунке 4.2 [16].

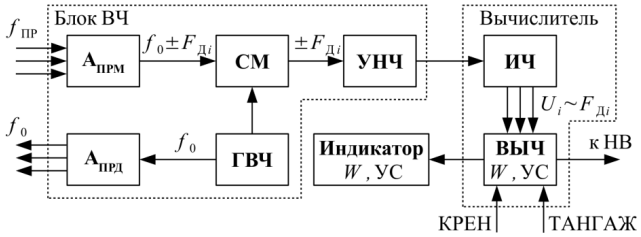


Рис. 4.2. Структурная схема трехлучевой ДИСС

Основными функциональными элементами ДИСС являются:

- ГВЧ, формирующий сигнал частоты f_0;
- передающая и приемная антенны, которые могут формировать до четырех лучей каждая;

- смеситель (СМ), на выходе которого формируется сигнал доплеровской частоты по каждому из лучей;
- УНЧ осуществляет усиление, фильтрацию от помех и ограничение доплеровского сигнала, а в ряде случаев и определение знака доплеровского смещения частоты относительно излучаемой f_0.

В современных ДИСС перечисленные блоки конструктивно объединены в блок ВЧ. Напряжения, пропорциональные значениям доплеровских частот, с выхода измерителя частоты (ИЧ) поступают в вычислитель (ВЫЧ), где с учетом данных о крене и тангаже ВС, а также данные об угловой ориентации лучей ДИСС вычисляются значения путевой скорости $W_{\text{П}}$ и угла сноса (УС) α. Полученные данные о $W_{\text{П}}$ и α поступают далее в навигационный вычислитель (НВ) для реализации счисления и на индикатор путевой скорости и угла сноса.

Для определения трех составляющих полной скорости ДИСС должен иметь не менее трех некомпланарных (не лежащих в одной плоскости) лучей антенной системы (АС) (рисунок 4.3).

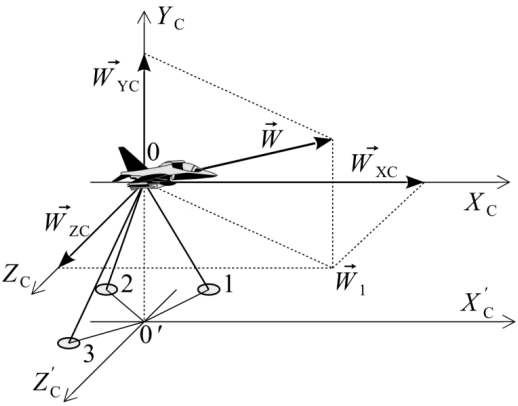


Рис. 4.3. Ориентация лучей ДИСС

В современных ДИСС применяются жестко связанные с корпусом ВС неподвижные АС. Первичная навигационная информация (составляющие полной скорости) определяется в самолетной системе координат $OX_CY_CZ_C$, ось OX_C которой направлена по продольной оси ВС, ось OZ_C направлена в сторону правой полуплоскости, ось OY_C перпендикулярна плоскости OX_CZ_C и направлена вверх. Данные о крене и тангаже ВС используются для перерасчета составляющих скорости в горизонтальную систему координат.

Угол тангажа – это угол между продольной осью ВС и местной горизонтальной плоскостью. В авиации различают тангаж *с увеличением угла* (кабрирование) и *с уменьшением угла* (пикирование). ***Угол крена*** – это угол между плоскостью симметрии ВС и горизонтальной плоскостью, характеризующей поворот ВС вокруг продольной оси.

В самолетной системе координат вектор полной скорости $\vec{W}$ раскладывается на три ортогональные составляющие: $\vec{W}_{\text{XC}}$ – продольную, $\vec{W}_{\text{ZC}}$ – поперечную, $\vec{W}_{\text{YC}}$ – вертикальную. Доплеровский сдвиг частоты сигнала, принятого по каждому из лучей антенной системы (АС), можно представить как результат сложения доплеровских сдвигов, вызываемых каждой составляющей вектора полной скорости (i – номер луча)

$$F_{\text{Д}i} = F_{\text{Д}i}(\vec{W}_{\text{XC}}) + F_{\text{Д}i}(\vec{W}_{\text{YC}}) + F_{\text{Д}i}(\vec{W}_{\text{ZC}}). \tag{4.1}$$

Полагая, что угол наклона всех лучей в вертикальной плоскости относительно продольной оси ВС одинаков и равен γ, для доплеровских сдвигов частот по лучам АС согласно (4.1) получим

$$W_{\text{XC}} = \frac{\lambda}{4\cos\gamma\cos\mu}(F_{\text{Д}1} - F_{\text{Д}2}), \tag{4.2}$$

$$W_{\text{YC}} = \frac{\lambda}{4\sin\gamma}(F_{\text{Д}1} + F_{\text{Д}3}), \tag{4.3}$$

$$W_{\text{ZC}} = \frac{\lambda}{4\cos\gamma\sin\mu}(F_{\text{Д}3} - F_{\text{Д}2}), \tag{4.4}$$

где μ – угол в горизонтальной плоскости между продольной осью ВС и направлением луча [5, 16].

Для навигации ВС необходимо знать проекции вектора полной скорости W не в системе координат (СК) $OX_{\text{C}}Y_{\text{C}}Z_{\text{C}}$, связанной с ВС, а в горизонтальной системе координат $OX'_{\text{C}}Y'_{\text{C}}Z'_{\text{C}}$, в которой определяется перемещение ВС относительно земной поверхности. Переход от СК $OX_{\text{C}}Y_{\text{C}}Z_{\text{C}}$ к СК $OX'_{\text{C}}Y'_{\text{C}}Z'_{\text{C}}$ осуществляется двумя последовательными поворотами: вокруг оси OZ_{C} на угол тангажа ν и вокруг оси OX_{C} на угол крена ξ [5] или путем следующих координатных преобразований

$$W_{\text{XГ}} = W_{\text{XC}}\cos\nu - W_{\text{YC}}\sin\nu\cos\xi + W_{\text{ZC}}\sin\nu\sin\xi, \tag{4.5а}$$

$$W_{\text{YГ}} = W_{\text{XC}}\sin\nu + W_{\text{YC}}\cos\nu\cos\xi - W_{\text{ZC}}\cos\nu\sin\xi, \tag{4.5б}$$

$$W_{\text{ZГ}} = W_{\text{YC}}\sin\xi + W_{\text{ZC}}\cos\xi. \tag{4.5в}$$

После определения составляющих в горизонтальной СК в вычислителе ДИСС производится вычисление *путевой скорости* $W_{\text{П}}$ и угла сноса α ВС

$$W_{\text{П}} = \sqrt{W_{\text{XГ}}^2 + W_{\text{ZГ}}^2}\,,\ \alpha = arctg\frac{W_{\text{ZГ}}}{W_{\text{XГ}}}. \qquad (4.6)$$

Основные преимущества ДИСС с непрерывным режимом излучения немодулированных колебаний:

- сравнительно легко реализуется когерентный режим, обеспечивающий значительное повышение чувствительности по сравнению с некогерентным;
- практически полностью используется энергия отраженного сигнала;
- отсутствуют «слепые» высоты, в пределах которых невозможно измерить путевую скорость и угол сноса;
- не требуется модулятор, упрощается передатчик, уменьшаются масса и габариты.

Недостатками ДИСС с непрерывным режимом излучения немодулированных колебаний являются:

- наличие двух антенн – приемной и передающей;
- отдельный тракт обработки сигнала по каждому лучу;
- высокие требования к стабильности частоты передатчика.

В ***следящих ДИСС*** используются измерители с применением *частотного дискриминатора* (по схеме ЧАП) или с применением *квадратурно-фазового дискриминатора*. Функциональная схема приемного канала следящего ДИСС (для одного луча, ориентированного вперед) показана на рисунке 4.4 [3].

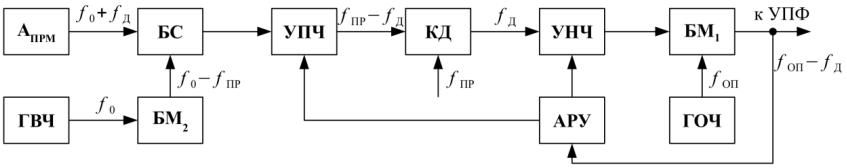


Рис. 4.4. Функциональная схема приемного канала следящего ДИСС

Следящий измеритель работает в двух режимах: режим поиска сигнала и режим слежения (измерения) средней доплеровской частоты. Приемный тракт выполнен по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты (первое выполняется в балансном смесителе (БС), второе – в когерентном детекторе (КД)).

На входы БС подаются сигнал с выхода $А_{ПРМ}$ частоты $f_0 + f_Д$ и опорный сигнал нижней боковой частоты $f_0 - f_{ПР}$, получаемый на выходе балансного модулятора ($БМ_2$) из сигналов ГВЧ f_0 и генератора ПЧ $f_{ПР}$ (на практике $f_{ПР} = 10...60$ МГц). На выходе КД выделяется сигнал $f_Д$, который усиливается в УНЧ, АЧХ которого перекрывает весь возможный диапазон изменений спектра доплеровского сигнала.

Далее $f_Д$ поступает на вход $БМ_1$, в котором осуществляется амплитудная модуляция опорных колебаний $f_{ОП}$, вырабатываемых генератором опорной частоты (ГОЧ). На вход блок узкополосной фильтрации (УПФ) подается нижняя боковая частота $f_{ОП} - f_Д$. Перенос спектра сигнала $f_Д$ в область более высоких частот ($f_{ОП} = 500$ кГц) позволяет ускорить его обработку в блоке УПФ. Для согласования динамического диапазона приемного тракта с динамическим диапазоном принимаемого сигнала применена автоматическая регулировка усиления (АРУ) УНЧ и УПЧ.

В настоящее время кроме трехлучевых на ВС устанавливаются четырехлучевые ДИСС. Рассмотрим принцип работы четырехлучевого доплеровского измерителя скорости, расположение (вид сверху) ДН которого показано на рисунке 4.5 [3].

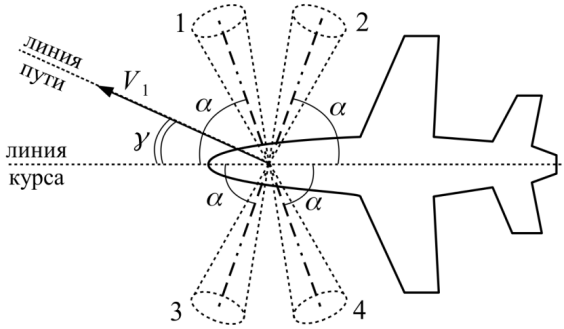


Рис. 4.5. Расположение диаграмм направленности в четырехлучевом доплеровском измерителе скорости

Радиопередающее устройство измерителя работает в непрерывном режиме, излучая гармонический сигнал частоты f_0. С учетом эффекта Доплера частоты указанного радиосигнала, поступающего по каждому из лучей, в общем случае будут иметь следующие значения:

$$f_1 = f_0 + F_{Д1},\ f_2 = f_0 + F_{Д2},\ f_3 = f_0 - F_{Д3},\ f_4 = f_0 - F_{Д4}.$$

Для случая горизонтального полета величины доплеровских частот будут вычисляться согласно выражениям

$$\begin{cases} F_{Д1,3} = \dfrac{2V_1}{c} f_0 \cos\beta \cos(\alpha - \gamma), \\ F_{Д2,4} = \dfrac{2V_1}{c} f_0 \cos\beta \cos(\alpha + \gamma), \end{cases} \tag{4.7}$$

из совместного решения которых находятся значения V_1 и γ [3].

В случае произвольного полета величины частот будут отличными друг от друга и по их значениям вычисляются составляющие V_{1x}, V_{1y} и V_{1z} вектора скорости V_1. Упрощенная структурная схема четырехлучевого доплеровского измерителя скорости представлена на рисунке 4.6.

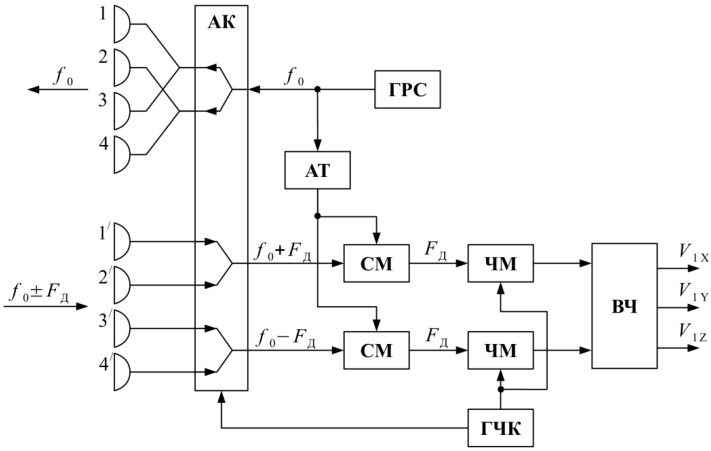


Рис. 4.6. Упрощенная структурная схема бортового четырехлучевого доплеровского измерителя скорости

Генератор радиосигнала (ГРС) вырабатывает гармоническое напряжение частоты f_0, которое поступает на антенный ферритовый коммутатор (АК). К АК поочередно подключаются пары передающих антенн (сигнал попеременно излучается то с антенн 1, 3, то с антенн 2, 4) и одновременно с этим – пары приемных антенн (либо $1'$, $2'$, либо $3'$, $4'$). Переключением антенн управляет генератор частоты коммутации (ГЧК). Напряжение частоты f_0 подается также на аттенюатор (АТ), который уменьшает (в предохранительных целях) амплитуду этого напряжения, а далее – на вторые входы смесителей (СМ).

На первые входы СМ поступают сигналы с выходов приемных антенн. В СМ выполняется частное вычитание (образуется разность излученной и принятой частот), на выходе СМ напряжение той или иной доплеровской частоты. Эти напряжения, полученные за один период коммутации, подаются на частотомеры (ЧМ), которые формируют отсчеты соответствующих (за тот же полупериод коммутации) доплеровских частот. Показания этих ЧМ далее поступают в вычислитель (ВЧ). Работу ЧМ и ВЧ синхронизирует ГЧК [3].

Выходной информацией ВЧ являются составляющие V_{1x}, V_{1y} и V_{1z} скорости V_1 самолета. Далее эти составляющие подаются на индикаторные устройства для их считывания и последующего управления полетом.

Структурная схема ***ДИСС с частотно-модулированным сигналом*** (ДИСС ЧМ) представлена на рисунке 4.7 [18].

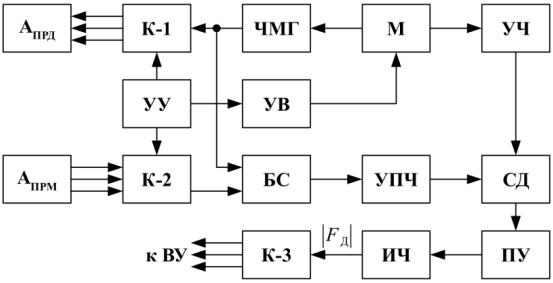


Рис. 4.7. Структурная схема трехлучевого одноканального ДИСС

Обычно в таком ДИСС ЧМ применяется гармонический модулирующий сигнал, при котором *частота зондирующего сигнала* $f_1(t) = f_0 + \Delta f \cos\Omega t$ (f_0 – несущая частота, Δf – девиация частоты, Ω – частота модуляции).

Тогда частот принимаемого сигнала

$$f_2(t) = f_0 + \Delta f \cos\Omega(t - t_R) + F_Д, \tag{4.8}$$

где t_R – задержка отраженного сигнала относительно зондирующего при прохождении расстояния *R*.

В ДИСС ЧМ (рис. 4.7) сигнал с ЧМ генератора (ЧМГ) с помощью коммутатора (К-1) поочередно подается на три входа $А_{ПРД}$, соответствующие трем лучам ДИСС. Модулирующее синусоидальное напряжение подается с модулятора (М). Устройство УВ предназначено для вобуляции модулирующей частоты с частотой коммутации антенн. Выходы $А_{ПРМ}$ через К-2 подключаются поочередно к балансному смесителю (БС).

Устройство управления (УУ) синхронизирует работу всех коммутаторов ДИСС. В синхронном детекторе (СД), гетеродинирующий сигнал для которого формируется умножителем частоты (УЧ), выделяется сигнал $|F_{\text{Д}}|$, поступающий через полосовой усилитель (ПУ) на измеритель частоты (ИЧ). Значение $|F_{\text{Д}}|$ выдается на вычислительное устройство (ВУ) [18].

Основным *достоинством* ДИСС ЧМ является снижение влияния просочившегося сигнала. К *недостаткам* следует отнести: 1) использование не всей энергии преобразованного сигнала (только попавшие в полосу УПЧ); 2) наличие «слепых» высот, вызванных периодичностью закона ЧМ.

4.3. Радиовысотомеры

4.3.1. Общие сведения о радиовысотомерах

Радиовысотомеры (РВ) служат для определения истинной высоты полета ВС, т.е. расстояния H между установленной на ВС антенной РВ и расположенной под ВС точкой подстилающей поверхности. В радионавигации наиболее широкое распространение получили РВ малых высот, определяющие высоты до 1500 м, в целях обеспечения посадки и маловысотного полета ВС. Такие РВ используются также в качестве датчиков автономных обзорно-сравнительных систем [18].

Высота полета H – расстояние между ВС и земной поверхностью, измеренное по вертикали (рисунок 4.8).

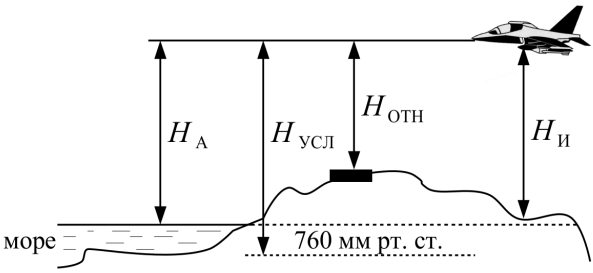


Рис. 4.8. Высота полета

Различают (рис. 4.8):

- ***истинную высоту*** $H_{\text{И}}$ (измеряемую от нижней точки фюзеляжа до ближайшей точки земной поверхности по вертикали);

- ***абсолютную высоту*** $H_{А}$ (измеряемую относительно уровня Мирового океана (Балтийского моря));
- ***относительную высоту*** $H_{ОТН}$ (измеряемую барометрическим высотомером относительно заданного уровня на земной поверхности, например, взлетно-посадочной полосы);
- ***условную барометрическую высоту*** $H_{УСЛ}$ (измеряемую относительно уровня, соответствующего атмосферному давлению 1013,2 гПа, или 760 мм рт.ст.; принята основной для выдерживания экипажами эшелонов – заданного уровня полета).

Классификация РВ. По диапазону измеряемых высот различают:

- *РВ малых высот* (0…1500 м);
- *РВ средних высот* (1500…10000 м);
- *РВ больших высот* (свыше 10000 м).

В зависимости от способа построения СИД различают измерители *следящег*о и *неследящего* типов.

Определение высоты полета ВС основано на радиолокационном принципе с использованием отраженного от земной поверхности сигнала. В радионавигации для измерения высоты могут использоваться *амплитудный*, *фазовый*, *частотный* и *импульсный* методы.

Сущность ***амплитудного метода*** состоит в использовании зависимости амплитуды сигнала при его распространении по радиотрассе от дальности распространения. Кроме этого на амплитуду сигнала в точке приема будут оказывать значительное влияние целый ряд факторов (мощность ПРД, состояние радиотрассы, согласование ДН приемных и передающих антенн и др.), учет которых практически не возможен, что приводит к значительным ошибкам измерения дальности. В настоящее время в радионавигации амплитудный метод измерения высоты практического применения не находит.

Сущность ***фазового метода*** состоит в использовании зависимости фазового набега от расстояния, проходимого ЭМВ. Для реализации фазового метода в точке приема необходимо точно знать фазу излучаемого сигнала и решить проблему неоднозначности измерений. Данный метод нашел применение в системах дальней навигации, использующих ДВ и СДВ радиоволны, но не получил распространения в радиовысотометрии.

В современных радиовысотомерах наибольшее распространение получили частотный и импульсный методы измерения истинной высоты.

Сущность ***частотного метода*** измерения высоты состоит в использовании зависимости приращения частоты принимаемых частотно-модулированных (ЧМ) сигналов относительно излучаемых, обусловленного сдвигом во времени их законов частотной модуляции вследствие конечного

времени распространения от источника к ПРМ сигналов. Частотный метод применяется в радиовысотомерах малых высот.

Сущность ***импульсного метода*** измерения высоты состоит в использовании зависимости временного интервала между излучением и приемом сигналов от дальности между источником и приемником сигнала. Импульсный метод используется в дальномерном канале радиосистемы ближней навигации, самолетных радиодальномерах и радиовысотомерах (как правило, в РВ больших высот). Известны *частотные* и *импульсные* РВ.

4.3.2. Частотные радиовысотомеры

Частотные РВ основаны на частотном методе измерения дальности и предназначены для измерения и выдачи экипажу и в пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) информации об *истинной высоте полета ВС в диапазоне малых высот* от 0 до 1500 м. РВ малых высот также выдают информацию экипажу о *пролете ВС сверху вниз* и *полете ниже установленной опасной высоты* в виде светового и звукового сигналов, а также информацию в ПНК о *пролете сверху вниз заранее установленным значений высот* в виде двух или трех разовых электрических сигналов (1 РС, 2РС, 3РС). Для работы современных РВ малых высот выделен диапазон частот 4200…4400 МГц [16].

Обработка разностной частоты в РВ может проводиться на основе неследящего (широкополосного) или следящего (узкополосного) измерителя частоты. На основе *неследящего измерителя* построены радиовысотомеры РВ-2, РВ-3, РВ-3М, РВ-4, РВ-УМ, РВ-5, РВ-5Р и РВ-15 (А-031). На основе *следящего измерителя* построены радиовысотомеры РВ-5М, А-036, А-037 и РВ-85 (А-041), обладающие более высокой точностью измерения частоты вследствие лучшей согласованности полосы пропускания тракта приема и обработки сигнала разностной частоты со спектром данного сигнала.

Близкое к оптимальному согласование полосы пропускания тракта приема и обработки сигнала разностной частоты с его шириной спектра реализуется в ***РВ со следящим измерителем, выполненным по схеме частотной автоподстройки*** (ЧАП). Упрощенная структурная схема такого РВ показана на рисунке 4.9 (НО – направленный ответвитель) [16, 18].

Особенностями следящего измерителя являются работа в режиме поиска и захвата сигнала по частоте в режиме слежения за частотой, в котором выполняются измерения частоты, а также обработка сигнала разностной частоты на высокой, а не нулевой (как в неследящем измерителе) промежуточной частоты. Перенос спектра сигнала разностной частоты в область высокой промежуточной частоты осуществляется смесителем (СМ), на входы которого поступают сигналы разностной частоты с широкополосного УПЧ и управляемого гетеродина (УГ).

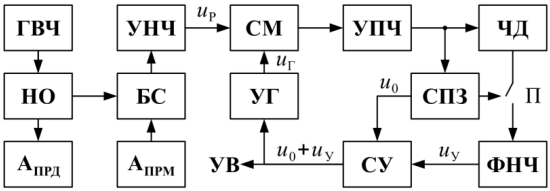


Рис. 4.9. Структурная схема РВ со следящим измерителем разностной частоты

Частота УГ изменяется системой управления (СУ) под действием управляющего напряжения $u_У(t)$, вырабатываемого частотным дискриминатором (ЧД), и напряжения $u_0(t)$, вырабатываемого схемой поиска и захвата (СПЗ), по закону

$$f_{УГ}(t) = f_{УГ\ Н} + K_{УГ}[u_0(t) + u_У(t)], \tag{4.9}$$

где $f_{УГ\ Н}$ – нижнее значение частоты УГ; $K_{УГ}$ – коэффициент передачи УГ.

В режиме поиска сигнала контур ЧАП разомкнут и управляющее напряжение равно нулю. Изменение частоты УГ происходит под действием напряжением поиска $u_0(t)$. За счет изменения частоты УГ спектр сигнала разностной частоты перемещается по оси частот до тех пор, пока не попадет в полосу пропускания узкополосного УПЧ, настроенного на частоту f_0. Эту частоту выбирают из соображений простоты технической реализации узкополосного фильтра, обычно $f_0 = 20...30$ кГц [18].

Необходимо так изменять параметры зондирующего сигнала (девиацию частоты Δf или период модуляции $T_М$), чтобы разностная частота оставалась постоянной. Обычно изменяют период модуляции, который является в этом случае информативным параметром сигнала

$$T_М = \frac{2\Delta f}{c f_0} H. \tag{4.10}$$

В этом случае ***основное уравнение РВ*** имеет вид

$$H = M_Т T_М, \tag{4.11}$$

где $M_Т = 0{,}5 c f_0 / \Delta f$ – масштабный коэффициент.

На выходе УПЧ появляется сигнал разностной частоты, максимум огибающей спектра которого соответствует частоте $f_{ПР\,0} = f_{УГ} - F_{Р\ СР}$. Этот сигнал воздействует на СПЗ, содержащую обнаружитель типа «амплитудный детектор – накопитель (ФНЧ) – пороговое устройство». При обнаруже-

нии сигнала поиск по частоте прекращается, фиксируется напряжение поиска u_0 и переключатель П замыкает контур ЧАП. Измеритель переводится в режим слежения.

В режиме слежения вступает в работу ЧД, вырабатывающий при наличии рассогласования по частоте $\varepsilon = f_{\text{ПР}\,0} - f_0 = f_{\text{УГ}} - F_{\text{Р СР}} - f_0$ управляющее напряжение $u_{\text{У}}(t)$, которое после сглаживания в ФНЧ поступает в сумме с напряжением u_0 на УГ. Под воздействием напряжения $u_{\text{У}}(t)$ частота УГ изменяется таким образом, чтобы уменьшить рассогласование ε, т.е. чтобы спектр сигнала разностной частоты попал в полосу пропускания УПЧ. В установившемся режиме $\varepsilon = 0$, следовательно, $f_{\text{ПР}\,0} = f_0$ и измеренное значение частоты равно $F_{\text{Р СР}} = f_{\text{УГ}} - f_0$.

На основании выражения (4.9) получаем

$$F_{\text{Р СР}}(t) = f_{\text{УГ Н}} + K_{\text{УГ}}[u_0(t) + u_{\text{У}}(t)] - f_0, \tag{4.12}$$

что позволяет определить $F_{\text{Р СР}}(t)$, измеряя суммарное напряжение $u_0(t) + u_{\text{У}}(t)$.

Дискриминационная характеристика тракта «УПЧ – ЧД» и огибающая спектра сигнала разностной частоты показаны на рисунке 4.10.

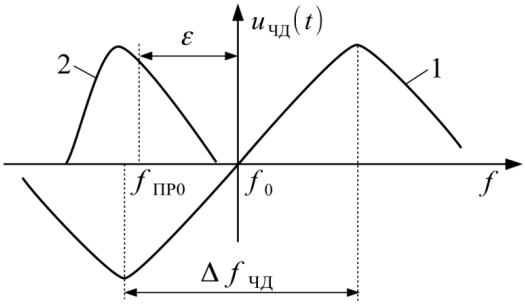


Рис. 4.10. Дискриминационная характеристика (1) тракта «УПЧ – ЧД» и огибающая (2) спектра сигнала разностной частоты

ЧД настроен на переходную частоту f_0. Ширина дискриминационной характеристики $\Delta f_{\text{ЧД}}$ должна быть согласована с максимально возможной шириной спектра сигнала разностной частоты. Если частота $f_{\text{ПР}\,0}$ не совпадает с частотой f_0, то площадь под огибающей спектра (следовательно, и мощность сигнала), попадающая в правый и левый контуры ЧД, неодинако-

ва и на выходе ЧД появляется напряжение , определяемое рассогласованием $\varepsilon = f_{\text{ПР}\,0} - f_0$ и используемое для подстройки частоты УГ.

Наилучшее согласование ширины дискриминационной характеристики со спектром сигнала разностной частоты имеет место на высотах, близких к максимальным. Точность же измерения малых высот будет достаточно низкой. Необходимо принимать дополнительные меры по повышению точности измерения высоты во всем диапазоне высот, особенно на предельно малых, что приводит к усложнению схемы РВ.

В РВ со следящим измерителем отсутствует ошибка дискретности отсчета, поскольку информация о высоте содержится в непрерывном параметре – суммарном напряжении $u_0(t) + u_{\text{У}}(t)$ на выходе СУ. Однако в режиме поиска и захвата, в который РВ может переходить при резкой смене высоты полета, крена и тангажа ВС, измерение высоты невозможно и требуется некоторое время для поиска сигнала и перехода в режим слежения за средней частотой спектра.

4.3.3. Импульсные радиовысотомеры

Импульсные РВ малых и средних высот работают в том же диапазоне частот, что и частотные РВ (4200…4400 МГц). *РВ больших высот* работают на несущей частоте 845 МГц и входят, как правило, в состав пилотажно-навигационного комплекса самолета.

Принцип действия импульсного РВ основан на измерении временного интервала $\tau_{\text{З}}$ между излучением зондирующего и приема отраженного от земной поверхности сигнала, который связан с истинной высотой соотношением

$$\tau_{\text{З}} = 2H/c \text{ или } H = c\tau_{\text{З}}/2. \tag{4.13}$$

Минимальная измеряемая импульсным РВ высота $H_{\min}$ определяется длительностью зондирующего импульса

$$H_{\min} \geq c\tau_{\text{И}}/2. \tag{4.14}$$

Максимальная однозначно измеряемая импульсным РВ высота $H_{\max}$ определяется периодом повторения $T_{\text{П}}$ зондирующих импульсов

$$H_{\max} \leq cT_{\text{П}}/2. \tag{4.15}$$

Моменты излучения зондирующего и приема отраженного импульсов фиксируются по переднему фронту их огибающих.

Упрощенная структурная схема импульсного РВ представлена на рисунке 4.11 [5].

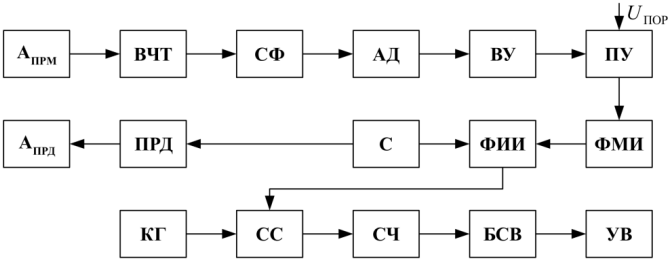


Рис. 4.11. Структурная схема импульсного радиовысотомера

ПРД излучает радиоимпульсы в направлении земной поверхности через передающую антенну. Отраженный сигнал, пройдя приемную антенну, ВЧ тракт (ВЧТ) и согласованный с одиночным радиоимпульсом фильтр (СФ), детектируется амплитудным детектором (АД). Выделенная АД огибающая радиоимпульса усиливается видеоусилителем (ВУ) и подается на пороговое устройство (ПУ).

В момент пересечения порога передним фронтом видеоимпульса блок формирования мерных импульсов (ФМИ) осуществляет временное стробирование переднего фронта импульса, вырабатывая стандартный импульс. Импульс синхронизатора (С), запускающий ПРД, и импульс с ФМИ поступают на схему формирования измерительного импульса (ФИИ), длительность которого равна измеряемому временному интервалу. Далее измерительный импульс поступает в измеритель временной задержки, в состав которого входят кварцевый генератор счетных импульсов (КГ), схема совпадения (СС) и счетчик импульсов (СЧ). СЧ подсчитывает число импульсов за время измерительного импульса и выдает через блок связи (БСВ) на указатель высоты (УВ) напряжение, пропорциональное измеренной высоте.

Так как огибающие отдельных импульсов являются реализациями случайного процесса, они будут отличаться от их математического ожидания и измеренные задержки также будут случайными. Поэтому для уменьшения дисперсии оценки $\tau_з$ и высоты в БСВ суммируются $\tau_{зi}$ для n импульсов, с целью определения по ним усредненного значения высоты

$$\overline{H} = \frac{c}{2}\left(\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\tau_{зi}\right). \qquad (4.16)$$

Как правило, в пределах каждого цикла измерений усредняются 100…1000 измерений, чем достигается высокая (около 1 %) точность измерения частоты [5]. Достоинство метода – относительная простота реализации, полная автономность, низкая требовательность к стабильности ПРД. Недостатки метода – погрешность определения переднего фронта отражен-

ного сигнала, необходимость мощных ПРД для измерения больших расстояний, необходимость развязки приемного и передающего каналов.

Основные характеристики отечественных импульсных высотомеров, широко применяемых в военной авиации, приведены в таблице 4.2 [16].

Таблица 4.2 – Основные характеристики импульсных высотомеров

Характеристика	**РВ-18**	**РВ-21 (А-035)**	**РВ-22 (А-063)**	**А-075**	**А-098**
Диапазон частот, МГц	845 ± 5	4300 ± 10	845 ± 5	4300 ± 10	4300 ± 10
Диапазон измеряемых высот, км	0,5…26,5	0…6	0,5…30	0…25	1…8
Погрешность определения высоты (2σ), м	25+ 0,15% H	1,5+ 1,5% H	15+ 0,15% H	1,5+ 1,5% H	1,5+ 1,5% H
Диапазон измерения вертикальной скорости, м/с	–	0…300	–	–	–
Длительность импульса, мкс	0,5 1,5	0,08 0,35	0,6 1,2	0,1 0,4	–
Частота следования импульсов, кГц	–	10	2,5	8; 4	–
Импульсная мощность передатчика, Вт	2000	100	300	100	–
Масса приемопередатчика, кг	15	7	8,8	6	4,5

Импульсные РВ уступают по точности измерения малых высот частотным РВ, не обеспечивая требований категорированной посадки.

4.4. Автоматические радиокомпасы

АРК – это бортовой автоматический радиопеленгатор, предназначенный для определения углового положения (курсового угла) $\alpha_{\text{РМ}}$ радиомаяка (РМ), географическое МП которого известно экипажу, относительно продольной оси ЛА (рисунок 4.12).

Автоматическим он является потому, что позволяет непрерывно по шкале стрелочного или цифрового индикатора получать отсчеты курсового угла (КУР) непосредственно после настройки АРК на рабочую частоту РМ [3, 16]. Курсовой угол $\alpha_{\text{РМ}}$ индицируется на приборах в кабине экипажа. В качестве РМ могут использоваться не только специализированные наземные излучатели, но и широковещательные радиостанции.

АРК относится к классу неавтономных, угломерных систем определения МП ВС. АРК работает совместно с приводными РМ, которые в большей степени размещены на аэродромах. По назначению АРК делятся на

средневолновые (навигационные) и *поисковые*, работающие в УКВ-диапазоне на частотах аварийных УКВ-радиостанций.

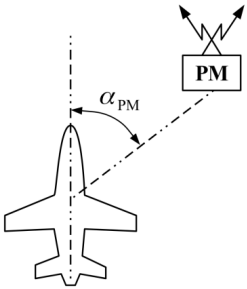


Рис. 4.12. Курсовой угол радиомаяка, определяемый АРК

Средневолновые АРК предназначены для самолетовождения по приводным и широковещательным радиостанциям и радиомаякам, обеспечивают решение навигационных задач при маршрутных полетах и заходе на посадку. Применяются как самостоятельно, так и в составе бортовых навигационных комплексов в качестве резервного радионавигационного средства. Обычный диапазон частот средневолнового АРК 150…1750 кГц.

Поисковые АРК применяются для определения направления на аварийную УКВ-радиостанцию типа Р-855 или аварийный РМ при поисково-спасательных работах. Диапазон частот поискового АРК составляет 100…150 МГц.

С помощью АРК решаются следующие ***задачи***:

- осуществление полета ВС на радиостанцию (РС) и от нее в заданном направлении с визуальной индикацией курсового угла;
- автоматическое определение истинного пеленга на РС с использованием данных о текущем курсе ВС;
- определение МП ВС по двух и более РМ, расположенных в точках с известными координатами;
- выполнение захода на посадку по объединенной системе посадки (ОСП);
- прием и прослушивание наземных связных РС, работающих в диапазоне частот РК;
- работа в качестве связного аварийного радиоприемника (для организации аварийной связи в случае отказа бортовой радиостанции) [3, 16].

Основные характеристики отечественных АРК, наиболее широко применяемых в авиации, приведены в таблице 4.3 [16].

Таблица 4.3 – Основные характеристики АРК

Характеристика	АРК-15М	АРК-22	АРК-25	АРК-32 (35)
Диапазон частот, кГц	150…1799,5	150…1750	150…1750	150…1750
Число поддиапазонов	5	7	6	–
Дискретность сетки частот, Гц	500	500	500	500
Точность установки частоты, Гц	± 100	± 30	± 30	–
Точность определения КУР, град	± 2	$\pm 1{,}5$	± 2	± 2
Дальность действия, км $H_{\text{ПОЛЕТА}} = 10$ / $H_{\text{ПОЛЕТА}} = 1$	350 / 180	350 / 180	по нормам ICAO	по нормам ICAO
Количество каналов предварительной настройки	8*	16	38	22 (32)
Время перестройки с канала на канал, с	4	2,5	2	2
Выход	аналоговый	аналоговый	цифровой, аналоговый	цифровой (цифровой, аналоговый)
Масса комплекса, кг	15,7	8,3	11,9	4,9 (5,2)

* Для АРК с запоминающим устройством.

Специфическим элементом АРК является антенный блок, состоящий из рамочной антенны (вместе с гониометром) и ненаправленной антенны, при сложении сигналов которых формируется результирующий сигнал, содержащий информацию о КУР. Приемное устройство АРК предназначено для формирования суммарного сигнала, извлечения из него информации о КУР, а также выделения сигналов позывных.

Рассмотрим работу антенного блока. Излученное РМ электромагнитное поле пронизывает плоскость рамки, и в ее боковых сторонах возникают напряжения U_1 и U_2. Поскольку антенна РМ обычно (для обеспечения круговой в горизонтальной плоскости ДН) выполняется в виде вертикального штыря, то рамка рассчитана на прием только вертикальной составляющей поля. Прием рамкой горизонтальных составляющих, обусловленных, чаще всего, отражением радиоволн от ионосферы, рассматривается как мешающий, помеховый фактор. На выходе рамки образуется (снимаемое индуктивным образом) напряжение U_0, в котором заключена информация о стороне (относительно перпендикуляра к плоскости рамки) местоположения РМ и о величине отклонения (относительно того же перпендикуляра к плоскости рамки) этого РМ. Поясним физическую сторону формирования данной информации.

На рисунке 4.13 показаны вид на рамку сверху и расположение РМ (рис. 4.13а) и векторная диаграмма напряжений (рис. 4.13б).

РМ излучает в пространство непрерывный гармонический сигнал частоты ω_0. ЭМП той же частоты достигает рамки и наводит в ее сторонах напряжения U_1 и U_2 той же частоты ω_0. При этом амплитуды напряжения U_1 и U_2 оказываются практически одинаковыми (поскольку размер *d* между вертикальными сторонами рамки много меньше, чем расстояние от рамки до РМ).

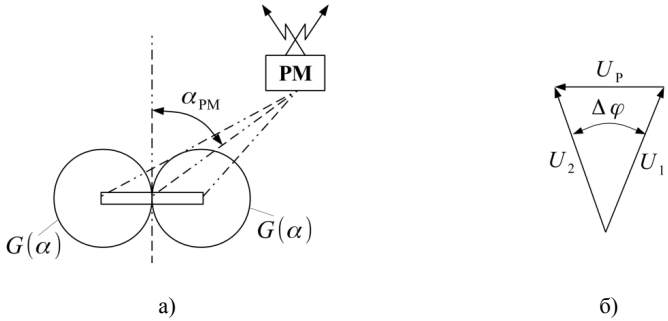


Рис. 4.13. Рамка, используемая в автоматическом радиокомпасе: а – вид на рамку сверху и расположение РМ; б – векторная диаграмма напряжений

Фазы напряжений U_1 и U_2 оказываются различными, и разность этих фаз $\Delta\varphi$ может быть вычислена как

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda_0} d \sin\alpha_{РМ}, \tag{4.17}$$

где $\lambda_0 = 2\pi c/\omega_0$.

Оба эти напряжения U_1 и U_2 являются компонентами, формирующими выходное напряжение $U_Р(t)$ данной рамки, которое может быть записано как

$$U_Р(t) = U_Р \sin\alpha_{РМ} \sin\omega_0 t, \tag{4.18}$$

где $U_Р = U_1 = U_2$.

Амплитуда ВЧ напряжения $U_Р \sin\alpha_{РМ}$ зависит от величины курсового угла $\alpha_{РМ}$. ДН рамки $G(\alpha)$, описываемая соотношением $G(\alpha) = \text{const}\cdot\sin\alpha$, имеет двухлепестковый (в форме «восьмерки») вид (рис. 4.13а). При этом фаза (0° или 180°) каждого лепестка определяется фазой (0° или 180°) выходного напряжения рамки $U_Р(t)$. Таким образом, величина отклонения РМ

от перпендикуляра к плоскости рамки пропорциональна амплитуде $U_{\text{Р}} \sin\alpha_{\text{РМ}}$ напряжения $U_{\text{Р}}(t)$, а сторона отклонения определяется по фазе ($0^{\text{О}}$ или $180^{\text{О}}$) напряжения $U_{\text{Р}}(t)$. В частности, если РМ, расположенный на рис. 4.13а справа от перпендикуляра к плоскости рамки, окажется слева от этого перпендикуляра, то напряжения U_1 и U_2 на рис. 4.13б поменяются местами, а вектор $U_{\text{Р}}$ изменит свое направление на противоположное [3].

Рассмотрим принцип работы рамочной антенны (вместе с гониометром). Рамочная антенна состоит из двух взаимно перпендикулярных неподвижных рамок (P_1 и P_2), в плоскости одной (P_1) из которых находится продольная ось самолета, и гониометра, состоящего из двух взаимно перпендикулярных неподвижных статорных обмоток (CT_1 и CT_2), в поле которых располагается подвижный ротор (катушка), соединенный с электродвигателем (рисунок 4.14). При этом рамки P_1 и P_2 имеют ДН $G_1(\alpha)$ и $G_2(\alpha)$, описываемые выражениями $G_1(\alpha) = \text{const}\cdot\cos\alpha$ и $G_2(\alpha) = \text{const}\cdot\sin\alpha$

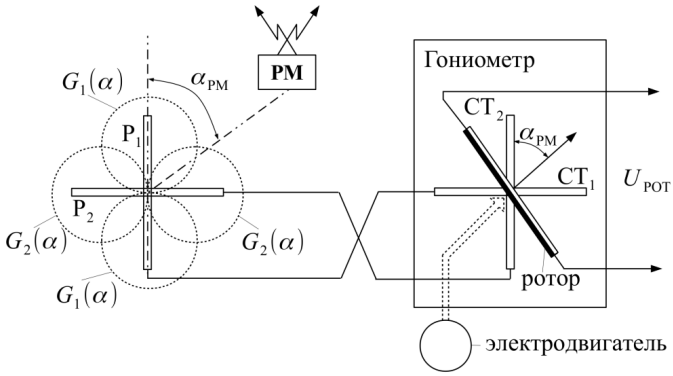


Рис. 4.14. Структура рамочной антенны (вместе с гониометром) для автоматического радиокомпаса

ЭМ излучение радиомаяка (РМ), достигая рамочной антенны, наводит в рамках P_1 и P_2 напряжения

$$U_{\text{Р1}}(t) = U_{\text{Р}} \cos\alpha_{\text{РМ}} \sin\omega_0 t,$$

$$U_{\text{Р2}}(t) = U_{\text{Р}} \sin\alpha_{\text{РМ}} \sin\omega_0 t$$

с одинаковыми (по причине симметрии) значениями $U_{\text{Р}}$. Далее эти напряжения подаются на статорные (неподвижные) обмотки (CT_1 и CT_2) гониометра. В результате магнитные поля, создаваемые обмотками CT_1 и CT_2

внутри гониометра, полностью воспроизводят структуру ЭМ поля, существующую в точке местонахождения рамок P_1 и P_2, так как амплитуды напряженностей магнитных полей, формируемых обмотками CT_1 и CT_2, будут равны:

$$H_1 = \text{const} \cdot U_{\text{Р}} \sin\alpha_{\text{РМ}},\ H_2 = \text{const} \cdot U_{\text{Р}} \cos\alpha_{\text{РМ}}. \qquad (4.19)$$

Это означает, что результирующий вектор магнитного поля $H_{\text{Р}}$ располагается по отношению к плоскости статора CT_2 под углом $\alpha_{\text{РМ}}$ [3]. В поле статора располагается подвижный ротор (катушка), выходное напряжение $U_{\text{РОТ}}$ которого принимает нулевое значение, когда угол поворота ротора (относительно плоскости статорной обмотки CT_2) оказывается равным $\alpha_{\text{РМ}}$. Отметим, что напряжения $U_{\text{РОТ}}$ и $U_{\text{Р}}$ (рис. 4.13б) идентичны.

Аппаратура АРК строится таким образом, чтобы во время полета угол поворота ротора поддерживался равным $\alpha_{\text{РМ}}$ – эта операция осуществляется при помощи воздействия на электродвигатель, который осуществляет поворот ротора на нужный угол. Антенный блок АРК состоит не только из рамочной антенны (вместе с гониометром), он еще включает в себя ненаправленную антенну, принимающую от радиомаяка колебания частоты ω_0. Указанное напряжение является, фактически, базовым, поскольку обеспечивает формирование АМ колебания $U_{\text{ВХ ПРМ}}$ на входе радиоприемного устройства. Электродвигатель, разворачивающий ротор, слабо реагирует на изменение фазы ($0^{\text{О}}$ или $180^{\text{О}}$), зато уверенно воспринимает амплитудную модуляцию.

Принцип формирования АМ состоит в суммировании напряжений $U_{\text{НА}}$ и $U_{\text{РОТ}}$. Однако непосредственное суммирование не принесет желаемого эффекта, поскольку напряжение $U_{\text{РОТ}}$ на выходе ротора и напряжение ненаправленной антенны $U_{\text{НА}}$ всегда сдвинуты на $90^{\text{О}}$ по фазе. Поэтому на выходе ротора устанавливается фазовращатель, изменяющий фазу напряжения $U_{\text{РОТ}}$ на $90^{\text{О}}$. В зависимости от стороны расположения РМ относительно продольной оси самолета входное напряжение радиоприемного устройства оказывается либо меньшей, либо большей амплитуды (так возникает АМ, необходимая для управления электродвигателем).

Структурная схема АРК показана на рисунке 4.15 (РА – рамочная антенна, ФЗУ$_1$, ФЗУ$_2$ – фазосдвигающие на $90^{\text{О}}$ устройства, БМ – балансный модулятор, БС – блок суммирования, РПУ – радиоприемное устройство, ЭД – электродвигатель, ГНЧ – генератор НЧ колебаний, ИКУ – индикатор курсового угла).

Колебание частоты ω_0 принимается РА (вместе с гониометром), выработанное этим узлом напряжение $U_{\text{РОТ}}$ поступает на ФЗУ$_1$. После смеще-

ния по фазе напряжение $U^*_{\text{РОТ}}$ частоты ω_0 подается на БМ, на 2-й вход которого подается НЧ колебание ($\Omega = 20...80$ Гц), формируемое ГНЧ. Необходимость установки БМ объясняется требованием создать переключение фаз (на $0^{\text{О}}$ или $180^{\text{О}}$) в напряжении частоты ω_0.

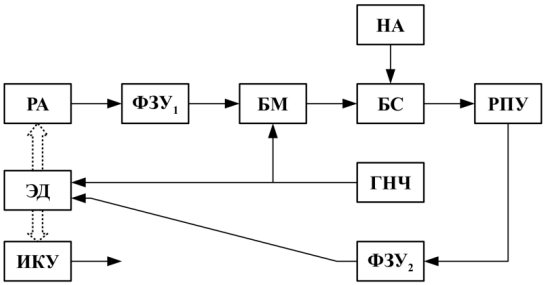


Рис. 4.15. Структурная схема автоматического радиокомпаса

Поворот ротора по сравнению с напряжением частоты ω_0 является достаточно инерционным процессом, смена фаз напряжения $U_{\text{РОТ}}$ на противоположную произойдет лишь при переходе АРМ на другую сторону относительно продольной оси самолета. Поэтому переключение фаз напряжения $U_{\text{РОТ}}$ (для создания дальнейшей амплитудной модуляции) осуществляется искусственным путем – подачей переключаемого колебания частоты Ω на БМ.

С выхода БМ напряжение $U^*_{\text{РОТ}}$ частоты ω_0 поступает на один из входов БС. На другой вход БС поступает напряжение $U_{\text{НА}}$ частоты ω_0 с выхода ненаправленной антенны. После сложения этих напряжений результирующее колебание $U^*_{\text{ВХ ПРМ}}$ частоты ω_0 оказывается амплитудно-модулированным (частота модуляции Ω). Данное АМ колебание поступает на вход РПУ, на выходе которого вырабатывается огибающая этого колебания, т.е. напряжение частоты Ω. В случае точной настройки на радиомаяк (курсовой угол $\alpha_{\text{РМ}} = 0$) АМ входного напряжения РПУ отсутствует, и выходное напряжение РПУ равно нулю.

Для дальнейшего управления (поворота) ротором на ЭД необходимо подать два НЧ (частоты Ω) напряжения: 1) опорное поступает на обмотку возбуждения двухфазного асинхронного ЭД от ГНЧ; 2) второе, в котором заключена информация о курсовом угле $\alpha_{\text{РМ}}$ подается на управляющую обмотку того же ЭД с выхода ФЗУ$_2$, которое выполняет смещение фазы напряжения частоты Ω, сформированного РПУ.

В результате совместного действия этих напряжений ротор разворачивается своей плоскостью на радиомаяк, а величина курсового угла $\alpha_{\text{РМ}}$, определяемая по углу поворота вала ЭД, передается на индикатор курсового угла (ИКУ).

Основным *недостатком* АРК с гониометром является наличие механических подвижных элементов в схеме (подвижная катушка гониометра, двигатель отработки). Радиокомпасы, построенные *по разомкнутой схеме* определения КУР (АРК-25, АРК-32, АРК-35, АРК-40), не имеют механических подвижных деталей и свободны от этого недостатка.

Работа **АРК разомкнутой схемы** (рисунок 4.16) основана на формировании НЧ информационного сигнала, фазовый сдвиг которого относительно опорного сигнала пропорционален КУР [16].

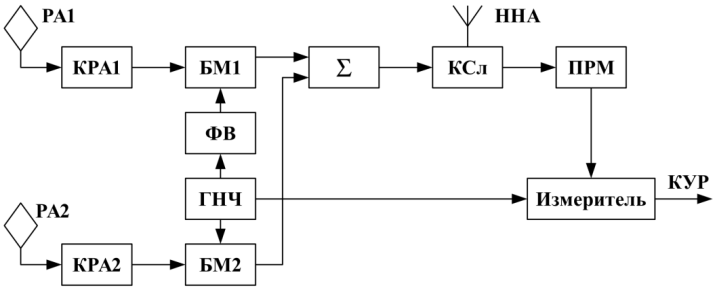


Рис. 4.16. Структурная схема АРК разомкнутого типа

Рамочная антенна АРК состоит из двух взаимно перпендикулярных рамок (продольной РА1 и поперечной РА2), сигналы на выходах которых можно представить в виде

$$e_{\text{РА1}}(t) = E_{m1}\sin\Theta\sin\omega_0 t,\ e_{\text{РА2}}(t) = E_{m2}\cos\Theta\sin\omega_0 t.$$

Эти сигналы усиливаются, фазируются в каналах рамочных антенн (КРА1 и КРА2) и модулируются в балансных модуляторах (БМ1, БМ2) соответственно опорными сигналами генератора НЧ (ГНЧ), сдвинутыми по фазе на $\pi/2$,

$$e_{01}(t) = \cos\Omega_0 t,\ e_{02}(t) = \sin\Omega_0 t,$$

где Ω_0 – частота ГНЧ.

На выходах БМ образуются *сигналы биений*

$$e_1(t) = E_{m1}\sin\Theta\cos\Omega_0 t\sin\omega_0 t,\ e_2(t) = E_{m2}\cos\Theta\sin\Omega_0 t\sin\omega_0 t. \qquad (4.20)$$

Эти сигналы суммируются в сумматоре (Σ) и при идентичности рамочных каналов (при $E_{m1} = E_{m2} = E_m$) образуют *суммарный сигнал*

$$e_\Sigma = E_m \left[\sin\Theta\cos\Omega_0 t + \cos\Theta\sin\Omega_0 t\right]\sin\omega_0 t = E_m \sin(\Omega_0 t + \Theta)\sin\omega_0 t\,. \quad (4.21)$$

Суммарный сигнал (4.21) подается на контур сложения, где складывается с сигналом ННА $e_{\text{А}}(t) = E_{m\text{А}}\sin\omega_0 t$. При этом образуется ***информационный амплитудно-модулированный сигнал*** (при балансе амплитуд $E_{m\text{А}} = E_m = E$) вида

$$e_{\text{ИНФ}}(t) = E\left[1 + \sin(\Omega_0 t + \Theta)\right]\sin\omega_0 t\,, \quad (4.22)$$

где Θ – фаза огибающей амплитудной модуляции.

Информационный сигнал (4.22) подается в приемник (ПРМ), где НЧ огибающая информационного сигнала выделяется амплитудным детектором и сравнивается по фазе с опорным сигналом, формируемым ГНЧ. Разность фаз этих сигналов соответствует КУР [16]. Эту информацию обычно выделяют АЦП и подают на цифровой индикатор.

В отечественной авиации нашли применение следующие **радиокомпасы**:

- *средневолновые* (АРК-5, АРК-9, АРК-10, АРК-11, АРК-15М,АРК-19, АРК-22, АРК-25 АРК-32, АРК-35, АРК-40);
- *поисковые* (АРК-У2, АРК-УД).

В современных АРК используется цифровая элементная база и специализированные процессоры для цифровой обработки сигналов, программная компенсация радиодевиационной ошибки, построение по разомкнутой схеме, более совершенный по полноте, достоверности и глубине встроенный контроль, совмещенные рамочная и ненаправленная антенны [16].

4.5. Радиотехнические системы дальней навигации

Радиотехнические системы дальней навигации (РСДН) предназначены для определения МП ВС на расстоянии до нескольких тысяч километров от наземных станций или в пределах всего земного шара (глобальные РСДН). Отмеченная дальность действия обеспечивается с помощью поверхностных радиоволн СДВ и ДВ диапазонов [16].

Основу РСДН составляет сеть наземных опорных станций (ОС) с дальностью действия от 1 до 10 тыс. км. ОС, расположенные в точках с известными координатами, формируют и излучают навигационный сигнал (излучение сигналов синхронизируется по времени с системной шкалой единого времени).

В зависимости от измеряемого навигационного параметра (дальности или разности дальностей) различают ***дальномерные***, ***квазидальномерные*** и ***разностно-дальномерные*** РСДН.

В зависимости от используемого для измерений информативного параметра сигнала (фазы, времени задержки, частоты) различают следующие ***типы*** РСДН:

- *фазовые* – *Omega*, «Альфа» («Маршрут»);
- *импульсные* (*временные*) – *Loran-A*;
- *импульсно-фазовые* – *Loran-C*, «Чайка» («Тропик»);
- *многочастотные* – «Марс-75».

Достоинствами РСДН являются:

- сравнительно высокая точность определения МП ВС, не зависящая от длительности полета;
- большая дальность действия;
- неограниченная пропускная способность;
- отсутствие на борту ВС ПРД (высокая скрытность);
- отсутствие ограничений по высотности для ВС, использующих околоземное пространство [5, 16].

Основными ***недостатками*** всех типов РСДН являются влияние на точность определения координат ВС его положения относительно наземных станций системы (*геометрический фактор*) и значительное влияние условий распространения радиоволн на точность измерения навигационного параметра.

РСДН применяются для навигации воздушных и морских судов, подводных лодок.

4.5.1. Фазовые РСДН СДВ-диапазона

В фазовых системах РСДН СДВ-диапазона *Omega* (США) и «Альфа» («Маршрут», РСДН-20) (Россия) используются временное разделение каналов и измерение разности фаз сигналов, принимаемых от наземных станций, на несущей частоте. Системы работают в диапазоне частот 10…15 кГц, дальность распространения сигнала, излучаемого наземной станцией, достигает 10 тыс. км и более.

Фазовые измерения дальности на несущей частоте f_0 достаточно точны, но им присуща *неоднозначность* [18], когда показания измерителя фазы $\varphi_{\text{и}}$ и реальная разность фаз $\Delta\varphi$ связаны соотношением

$$\Delta\varphi = 2\pi n + \varphi_{\text{и}}. \qquad (4.23)$$

Для решения проблемы неоднозначности в фазовых РСДН используется ***многошкальный метод***, создается сетка из трех различных масштаб-

ных частот. *Грубая сетка* (шкала) на самой низкой частоте обеспечивает наименее точные, но однозначные измерения. *Точная сетка* на самой высокой масштабной частоте обеспечивает требуемую точность фазовых измерений. При реализации многошкального (на грубой, средней и точных шкалах) метода необходимо соблюсти условие правильной стыковки шкал: ошибка измерения навигационного параметра по данной шкале не должна превышать половины ширины фазовой дорожки соседней, более точной шкалы [16].

Система «Альфа» включает в свой состав 5 наземных станций. Своим радионавигационным полем система покрывает около 60 % земной поверхности. Цикл излучения системы равен 3,6 с – в цикле содержатся 6 временных окон длительностью 0,4 с и защитные интервалы длительностью 0,2 с. Точные фазовые измерения выполняются на частоте 11,905 кГц [16].

РСДН «Маршрут» имеет в своем составе одну ведущую и три ведомые ОС, все ОС работают на одинаковых несущих частотах. Синхронная работа ОС обеспечивается цезиевыми стандартами частоты ($\varepsilon = 10^{-12}...10^{-13}$). Шкала времени системы периодически корректируется по шкале Всемирного координируемого времени (UTC). Точность этой системы соответствует $\sigma \approx 5$ км на удалении около 13000 км от ОС [18].

Бортовая аппаратура (приемоиндикатор) может работать в следующих ***режимах***:

- *дальномерном* (необходимо измерять дальность до двух станций);
- *разностно-дальномерном* (основной режим), когда измеряются дальности до двух пар станций;
- *псевдодальномерном* (ошибка синхронизации бортовой шкалы времени включается в число неизвестных, поэтому необходимо выполнять измерения дальностей до трех станций).

В бортовой аппаратуре последовательно решаются ***задачи***:

1) поиск и синхронизация сигналов;
2) слежение за фазой (измерение фазы);
3) разрешение многозначности;
4) измерение навигационных параметров [16].

Поиск и синхронизация выполняются по огибающей принимаемого сигнала. Сущность режима заключается в совмещении на временной шкале сигнала, принимаемого от наземной станции, и его копии, формируемой в бортовом приемоиндикаторе. Копия сигнала представляет собой последовательность из нулей и единиц (код с дискретом $\Delta\tau_д$, воспроизводящий форму аппаратурной копии сигнала). При этом наличию сигнала соответствует 1, паузе – 0. Выбор последовательности кода, синхронного принимаемому сигналу, производится по максимуму взаимокорреляционной функции.

Слежение за фазой заключается в поочередном сравнении фазы сигнала данной наземной станции с фазой сигнала опорного генератора, в формировании цифрового эквивалента разности фаз и запоминания результата измерения с целью определения навигационного параметра и разрешения многозначности. Алгоритм измерений предусматривает формирование сигналов Z_1 и Z_2 на выходах квадратурных каналов и получение оценки фазы в соответствии с выражением

$$\psi = arctg\left(Z_1/Z_2\right). \tag{4.24}$$

Структурная схема бортовой аппаратуры фазовой РСДН представлена на рисунке 4.17. В ее состав входят антенный блок (АБ), блок приемовычислителя (БПВ), блок индикации и управления (БИУ) [16].

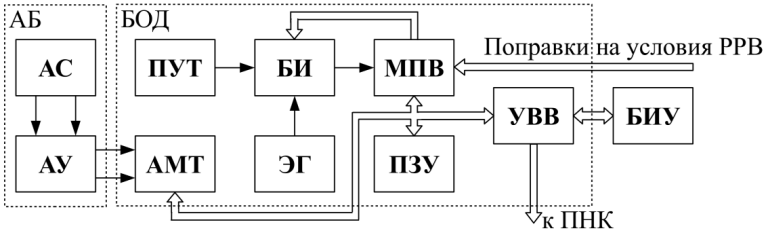


Рис. 4.17. Структурная схема бортовой аппаратуры фазовой РСДН

Сигналы опорных станций принимаются антенной системой (АС) и через антенный усилитель (АУ) на управляемую микропроцессорным вычислителем (МПВ) антенную матрицу (АМТ), коммутирующую выходы антенн. Управление АС позволяет направить максимум ее ДН в сторону опорной станции, сигналы которой принимаются, или осуществить пространственную селекцию источника помех, обеспечивая максимум отношения сигнал/помеха на входе приемоусилительного тракта (ПУТ). ПУТ состоит из трех однотипных параллельных приемных каналов, соответствующих числу несущих частот (f_0, f_1, f_2) в системе. Приемные каналы строятся по схеме прямого усиления.

Блок измерений (БИ) совместно с МПВ служит для поиска и обнаружения сигналов наземных станций, а также для измерения фаз принятых сигналов. БИ тоже содержит три канала обработки сигналов. Эталонный генератор (ЭГ) служит для формирования сигнала опорной фазы, относительно которого измеряется разность фаз сигналов, принимаемых от станций системы. При работе в псевдодальномерном или разностно-дальномерном режиме в качестве эталонного может использоваться термостатированный кварцевый генератор, имеющий высокую кратковременную

стабильность частоты (не более 10^{-10}). Необходимые для работы частоты получают от синтезатора частот.

Специализированный МПВ осуществляет обработку фазовых отсчетов, в процессе которой автоматически вводятся поправки, учитывающие условия распространения радиоволн (РРВ). Здесь же выполняется *задача разрешения многозначности измерений* и *определения навигационных параметров*. Для этого в постоянном запоминающем устройстве (ПЗУ) прошиты координаты наземных станций системы.

При неудовлетворительном качестве принимаемых сигналов МПВ переводит аппаратуру в кратковременный режим счисления координат по запомненным данным последних измерений. С помощью МПВ выполняется также встроенный контроль параметров аппаратуры.

БИУ позволяет вводить в МПВ через устройство ввода-вывода (УВВ) информацию о начальных координатах ВС, текущем времени и координатах промежуточных пунктов маршрута, а также выдавать время и порядок их прохождения. На индикатор выводятся текущие координаты ВС и другие данные в зависимости от типа оборудования. Информация о координатах ВС через УВВ поступает также в пилотажно-навигационный комплекс (НПК) для решения задач самолетовождения.

Структурная схема устройства измерения разности фаз принимаемых сигналов представлена на рисунке 4.18 [16].

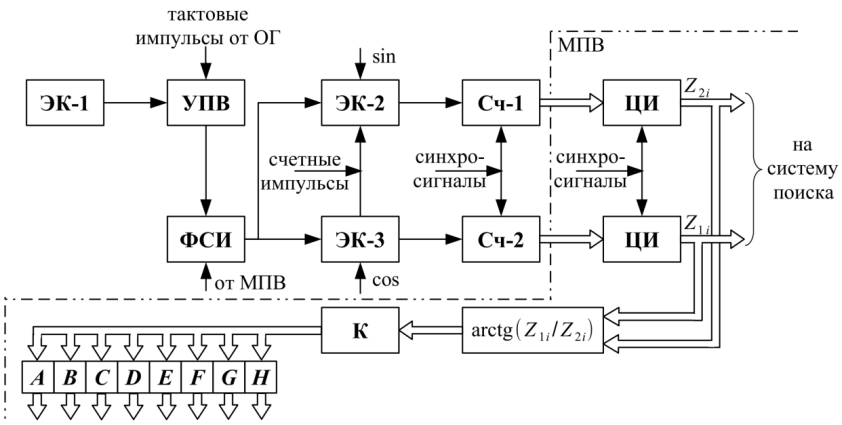


Рис. 4.18. Структурная схема устройства измерения разности фаз

Электронный ключ ЭК-1, управляемый МПВ, поочередно подключает каналы приемного устройства, подавая реализации принимаемых сигналов на устройство получения выборок (УПВ). На выходе УПВ выделяется вы-

борка принятой реализации сигнала, включающая 2…3 периода. Формирователь сигнальных импульсов (ФСИ) вырабатывает калиброванные по амплитуде и длительности короткие импульсы при переходе напряжения $u_{\text{С}}$ через нулевой уровень, фиксируя таким образом начало периода. Этими импульсами открываются электронные ключи ЭК-2 и ЭК-3 и на вход цифровых счетчиков Сч-1 и Сч-2 поступают счетные импульсы.

Из вырабатываемого эталонным генератором опорного напряжения $u_{\text{ОП}}$, частота которого равна частоте принятого сигнала $u_{\text{С}}$, формируются синусный и косинусный опорные импульсы, соответствующие переходу через нулевой уровень синусного и косинусного опорных напряжений. Эти импульсы закрывают ЭК-2 и ЭК-3. В результате число счетных импульсов, поступающих на входы счетчиков, будет пропорционально $\sin\psi_{ki}$ и $\cos\psi_{ki}$ сдвига фазы сигнала $u_{\text{С}}$ относительно опорного сигнала (ψ_{ki} – измеряемый на *k*-м периоде несущей частоты сдвиг фазы сигнала в *i*-й выборке) [16].

Цифровые значения $\sin\psi_{ki}$ и $\cos\psi_{ki}$ накапливаются в цифровых интеграторах (ЦИ), на выходах которых формируются значения

$$Z_{1i} = \sum_{k=1}^{m} \sin\psi_{ki}\,,\ Z_{2i} = \sum_{k=1}^{m} \cos\psi_{ki}\,, \tag{4.25}$$

где m – число измерений фазы в каждой выборке.

Работа счетчиков и ЦИ синхронизируется синхросигналами, формируемыми в синтезаторе частот. Полученные оценки сдвига фазы сигнала относительно опорного $\psi = arctg(Z_{1i}/Z_{2i})$ через коммутатор (К) записываются в ячейку памяти, соответствующую конкретной наземной станции (*A*, …, *H*). Сравнивая значения, записанные в эти ячейки, получаем значения сдвигов фаз сигналов, принимаемых от наземных станций.

Чтобы коммутатор (К) подключал ту ячейку памяти, которая соответствует излучающей в данный момент наземной опорной станции (ОС), он должен работать синхронно с ОС. Такую синхронизацию выполняет *схема поиска сигналов* (СПС). Структурная схема устройства поиска сигнала в аппаратуре потребителя системы «Omega» представлена на рисунке 4.19 [18].

СПС (рис. 4.19) построена по принципу обнаружителя радиосигнала с неизвестной начальной фазой и реализует параллельный поиск, при котором время вхождения в синхронизацию минимально.

Сформированные в ЦИ значения Z_{1i} и Z_{2i} (4.25) поступают на блок формирования величины

$$z_i = \sqrt{Z_{1i}^2 + Z_{2i}^2}\,, \tag{4.26}$$

пропорциональной амплитуде *i*-й выборки сигнала.

Блок корреляторов (БК) содержит N каналов, каждый из которых вычисляет

$$\psi_i = \sum_{j=1}^{N} z_i K_{i-j}\,, \tag{4.27}$$

где K_{i-j} – последовательность, соответствующая опорному коду (ОК) и сдвинутая относительно первого канала на j шагов.

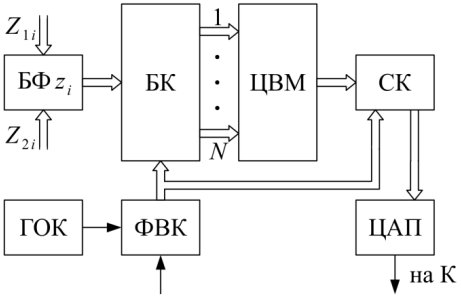


Рис. 4.19. Структурная схема устройства поиска сигнала в аппаратуре потребителя

ОК от генератора (ГОК) поступает на формирователь выборок кода (ФВК), который управляет тактовыми импульсами и вырабатывает N цифровых эквивалентов, сдвинутых друг относительно друга $\Delta_{\text{в}} = T_{\text{ц}}/N$ ($T_{\text{ц}}$ – цикл навигационного сигнала). Схема выбора максимума (СВМ) определяет номер канала БК, в котором наблюдается максимальный сигнал, а, следовательно, находит то значение j, которое соответствует наибольшему совпадению ОК с огибающей принятого сигнала.

Код с такой задержкой выделяется селектором (СК), подвергается (при необходимости) цифро-аналоговому преобразованию в ЦАП и используется для управления коммутатором (К), а также другими схемами, требующими синхронизации с циклом работы ОС. Время поиска сигнала при отношении мощностей сигнала и шума $q = 2$ не превышает 20 с. При $q < 0,2$ интервал времени до получения результата первого измерения координат составляет примерно 5 мин [18].

Примерами отечественного бортового оборудования, работающего по сигналам фазовых РСДН, являются изделия А-722 и А-723 «Квиток» [16].

4.5.2. Импульсно-фазовые РСДН ДВ-диапазона

К импульсно-фазовым РСДН относятся отечественная система «Чайка» («Тропик-2») и ее зарубежный аналог – система *Loran-C*. Обе системы

работают в ДВ-диапазоне на частоте 100 кГц. Наземные станции могут быть в стационарном и мобильном варианте исполнения (система «Тропик-2П»). В состав системы входят наземная часть, образованная цепочками из 3…5 станций, и аппаратура потребителей, отличающаяся способами обработки сигналов и выдачи информации на индикаторы.

Одна из станций цепочки (станция *A*) называется *ведущей*, остальные (станции *B*, *C*, *D*, *E*) – *ведомыми*. Ведущая и ведомые станции излучают периодические импульсные когерентные сигналы. По сигналам ведущей станции осуществляется синхронизация сигналов станций как по моментам излучения, так и по фазе ВЧ заполнения.

Ведущая и ведомая станции выполняются по единой схеме (рисунок 4.20), что придает определенную гибкость всей системе и обеспечивает необходимую взаимозаменяемость станций [16].

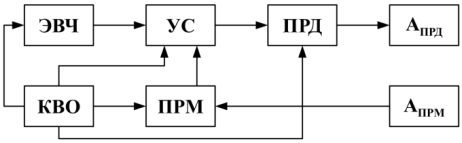


Рис. 4.20. Структурная схема наземной станции импульсно-фазовой РСДН

ОС имеет в своем составе эталон времени и частоты (ЭВЧ) – источник высокостабильных колебаний, устройство синхронизации (УС), передатчик (ПРД), приемник (ПРМ), приемную ($A_{ПРМ}$) и передающую ($A_{ПРД}$) антенны, а также комплекс вспомогательного оборудования (КВО), включающий автономные источники питания, системы охлаждения, вентиляции и т.д.

Принцип действия импульсно-фазовой РСДН основан на измерении разности фаз сигналов, принятых от ОС с целью определения разностей расстояний. По измеренным разностям расстояний *методом линий положения* определяется местоположение ВС. Первой в цикле работы излучает ведущая станция. Ведомые станции излучают свои сигналы в определенной очередности (В, затем *C*, *D*, *E*), в такой же очередности они приходят на борт ВС.

При использовании ***импульсно-фазового метода*** по огибающим принимаемых импульсов от ведущей и ведомых станций грубо (но однозначно) определяется разность расстояний (*импульсный метод*). Затем по фазам ВЧ заполнения радиоимпульсов (в характерных точках огибающих) точно определяется разность фаз сигналов (*фазовый метод*). Для однозначного измерения разностей расстояний необходимо, чтобы предельные ошибки

измерения по огибающим радиоимпульсов не превышали ширины дорожки однозначного отсчета по фазе на рабочей частоте.

Упрощенная структурная схема бортовой аппаратуры импульсно-фазовой РСДН представлена на рисунке 4.21. В ее состав входят блок согласования с антенной (БСА), блок обработки данных (БОД), пульт управления и индикации (ПУИ). В состав БОД входят: РПУ – радиоприемное устройство, ВУ – вычислительное устройство, УС – устройство синхронизации [16].

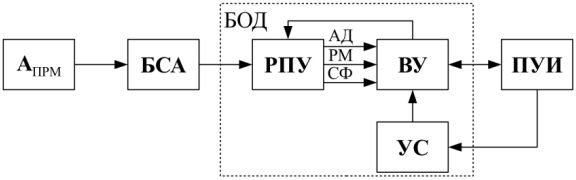


Рис. 4.21. Структурная схема бортовой аппаратуры импульсно-фазовой РСДН

БСА предназначен для предварительного усиления сигналов, принятых антенной. В РПУ осуществляется фильтрация сигнала с помощью полосового фильтра и подавление помех с помощью узкополосных режекторных фильтров. ВУ выполняет процедуры по обработке сигналов в соответствии с заданными алгоритмами. К функциям ПУИ относятся: выбор цепочек рабочих станций и типа системы («Тропик» или «Тропик-2П»), установка периода группового повторения импульсов выбранной цепочки станций, индикация измеренных значений задержек и режимов работы аппаратуры.

В процессе своей работы БОД последовательно проходит следующие ***режимы***:

- автоматический поиск сигнала (АП);
- разрешение многозначности (РМ);
- слежение за фазой ВЧ заполнения радиоимпульсов (СФ).

В свою очередь ***режим поиска сигнала*** разбивается на подрежимы: *грубый поиск*, *подтверждение поиска*, *дополнительный поиск* [16].

Задача *грубого поиска* – нахождение сигнала от ведущей станции с точностью до огибающей. В этом режиме сигналы в РПУ проходят через узкополосный резонансный усилитель, обеспечивающий увеличение отношения сигнал/шум для ускорения процедуры поиска. Грубый поиск завершается, когда все восемь опорных стробов совпадут с восьмью радиоимпульсами принимаемого сигнала с точностью до их огибающих.

Подтверждение поиска состоит в определении принадлежности принятого сигнала ведущей или ведомой станции путем вычисления взаимо-

корреляционной функции «пробы фаз» и копии сигнала ведущей станции, формируемой в ВУ. Для этого используется различие в законах фазового кодирования сигналов ведущей и ведомых станций. Решение об обнаружении сигнала ведущей станции принимается на основе анализа главного и боковых лепестков взаимокорреляционной функции.

Дополнительный поиск состоит в перемещении опорного строба в область переднего фронта принимаемого радиоимпульса.

В ***режиме разрешения многозначности*** сигнал в РПУ проходит преобразователь сигнала (дифференцирующее устройство), позволяющий создать характерную точку огибающей (ХТО). Опорный строб в этом случае перемещается в ХТО, т.е. в точку перехода через нуль третьего периода ВЧ огибающей.

В ***режиме слежения за фазой*** сигнал в РПУ проходит широкополосный усилитель-ограничитель. Опорный строб при этом перемещается в точку перехода фазы ближайшего периода ВЧ заполнения радиоимпульса через нуль [16].

Обобщенная структурная схема аппаратуры потребителей (АП) показана на рисунке 4.22.

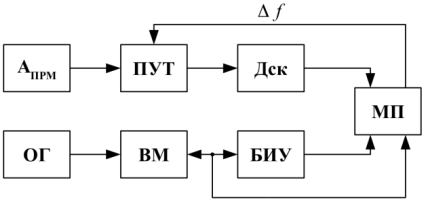


Рис. 4.22. Обобщенная структурная схема АП импульсно-фазовой РСДН

Принятый от ОС сигнал проходит через предварительное усиление и фильтрацию в приемно-усилительном тракте (ПУТ) с переключаемой полосой пропускания Δf и поступает на дискриминатор (Дск), который вместе с временным модулятором (ВМ) является элементом системы слежения за сигналом. Обратная связь этой системы замыкается через микропроцессор (МК). Работа АП начинается с выбора нужной цепочки ОС оператором через блок индикации и управления (БИУ), с помощью опорного генератора (ОГ) и ВМ устанавливается шкала времени АП, соответствующая групповому периоду повторения выбранной цепочки АП. Поиск сигналов преследует цель не только обнаружить сигнал, но и определить грубо разность дальностей до ОС и тем самым исключить возможность появления многозначности при фазовых измерениях. По окончании поиска АП переходит к

измерению фаз принятых сигналов и уточнению полученной во время поиска грубой оценки разности дальностей [18].

Примерами отечественной бортовой аппаратуры импульсно-фазовых РСДН являются изделия А-711/А-713 и А-720, также работу с импульсно-фазовыми РСДН обеспечивают изделия А-722, А-723 «Квиток» и А-737И [16].

4.6. Радиотехнические системы ближней навигации

Радиотехнические системы ближней навигации (РСБН) предназначены для определения азимута и дальности ВС относительно наземных радиомаяков (РМ), расположенных в точках с известными координатами (рисунок 4.23). Соответственно в РСБН выделяют каналы азимута и дальности, каждый из которых включает наземный (*азимутальный* и/или *дальномерный*) РМ и бортовую аппаратуру ВС.

РМ (дальность действия не превышает 500 км) устанавливают на аэродромах и в точках, соответствующих характерным участкам воздушных трасс. В районе аэродрома РМ устанавливается на расстоянии 300…600 м от оси ВПП на удалении от центра до 1200 м. Геометрическими элементами, определяемыми с помощью РСБН, являются азимут α и дальность R, поэтому рассматриваемые системы называют ***азимутально-дальномерными*** (АД РСБН) [18].

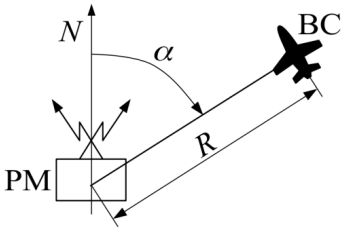


Рис. 4.23. Определение РСБН азимута и дальности ВС

Для работы РСБН выделены участки диапазона МВ и ДМВ волн, что ограничивает их действие дальностью прямой видимости. Путем измерения азимута и дальности относительно РМ в бортовой аппаратуре определяются координаты ВС *методом линий положения*.

Типы РСБН различаются по следующим ***признакам***:

- вид информативного параметра сигнала, используемого для измерения азимута;
- формат сигнала, служащего для определения дальности;

- структура системы в целом;
- используемый диапазон радиоволн [16].

Наиболее широкое распространение получили отечественная система «РСБН-4Н(-8)» ДМВ-диапазона и стандартизованная ICAO система VOR/DME (VOR – *Very high frequency Omni directional radio Range*, DME – *Distance Measuring Equipment*) МВ/ДМВ-диапазона. Каналы дальности этих систем работают аналогично, но каналы азимута отличаются как принципом действия, так и несущими частотами. Поэтому отечественная и зарубежная системы несовместимы и требуют использования различной аппаратуры потребителя.

К АД РСБН относятся и бортовые системы предупреждения столкновений ВС в воздухе. Здесь функцию опорной станции выполняет аппаратура одного из ВС, на котором вычисляются команды на расхождение конфликтующих ВС. Основные технические характеристики систем РСБН приведены в таблице 4.4 [18].

Таблица 4.4 – Основные характеристики систем РСБН

Параметр	**РСБН**		**VOR/DME**	
	КД	КА	КД	КА
Диапазон частот (запрос), МГц	772…812,8	837,6…935,2	1025…1150	108…118
Диапазон частот (ответ), МГц	939,6…1000,5		960…1215	
Число частотно-кодовых каналов	40	40	252	160
Пропускная способность	100	∞	100	∞
Длина волны (запрос), см	37…39	32…36	26…30	254…277
Длина волны (ответ), см	30…31,5		24,6…31,2	

Канал азимута РСБН строят на основе временного или фазового метода. Азимутальный РМ формирует азимутальный сигнал, информативный параметр которого зависит от азимута точки приема. Момент начала отсчета азимута в бортовой аппаратуре определяется по опорному сигналу, который передается с РМ. Информация об азимуте заключена в *сдвиге принятого сигнала относительно опорного* по времени (*временной метод*) или по фазе (фазовый метод). Временной метод используется в отечественных РСБН, фазовый – в зарубежных (VOR, система TACAN, используемая в ВВС США). В системе VOR в зависимости от структуры излучаемого РМ сигнала различают *стандартный* (VOR) и *доплеровский* (DVOR) режимы.

Канал дальности отечественных и зарубежных РСБН работает на основе временного метода, используется ДМВ-диапазон. Информация о дальности заключена в *разности моментов излучения запросного и приема ответного сигналов* бортовой аппаратурой. Основные отличия дальномерного

канала РСБН от системы DME состоят в форме огибающей импульсных сигналов (в РСБН огибающая прямоугольной формы, в DME – колоколообразной) и принципе формирования ответного сигнал РМ наземного ответчика [16]. В отечественных РСБН азимутальный и дальномерный РМ конструктивно объединены и представляют собой единый комплекс наземного оборудования. Зарубежная система VOR/DME состоит из раздельных азимутального РМ типа VOR (диапазон МВ) и дальномерного типа DME (диапазон ДМВ), которые территориально могут находиться в различных местах и использоваться самостоятельно.

4.6.1. РСБН дециметрового диапазона

Отечественная угломерно-дальномерная РСБН ДМВ-диапазона предназначена для измерения наклонной дальности и азимута ВС относительно РМ, а также отклонения от плоскостей посадочного курса планирования и дальности до ВПП при посадке. К бортовой аппаратуре РСБН относятся РСБН-ПКВ, РСБН-2С, РСБН-5С, РСБН-6С, РСБН-7С, А-312, А-317, А-321, А-323, А-324, А-361 (РСБН-85), к наземной – РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н, РСБН-8Н.

С помощью РСБН решаются следующие ***навигационные задачи***:

- определение МП ВС, межсамолетная навигация;
- наблюдение за воздушной обстановкой наземной аппаратурой (определение координат и опознавание ВС, использующих систему и находящихся в зоне ее действия);
- полет по запрограммированному маршруту, возврат на запланированный или незапланированный аэродром посадки и посадка;
- коррекция счисленных автономными навигационными средствами координат [16].

Структурные схемы бортового и наземного оборудования РСБН приведены на рисунках 4.24 и 4.25 соответственно.

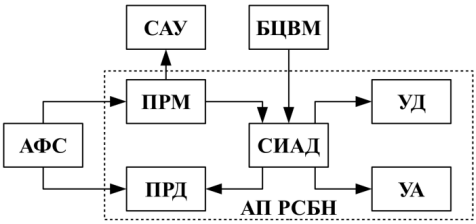


Рис. 4.24. Структурная схема бортового оборудования РСБН

Взаимодействие бортовой и наземной частей РСБН осуществляется по следующим ***информационным каналам***: *измерения дальности, измерения азимута, индикации, навигационного опознавания, измерения посадочных параметров*.

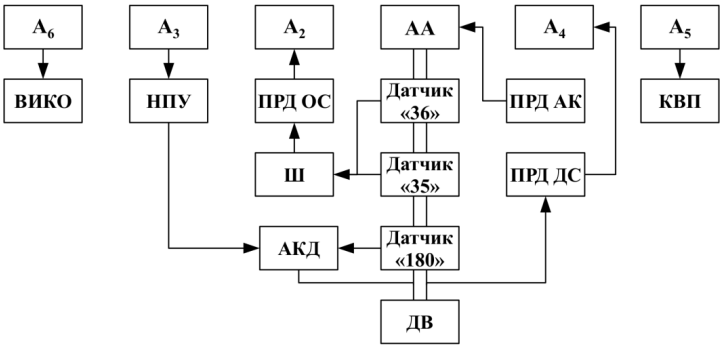


Рис. 4.25. Структурная схема наземного оборудования РСБН

Работа ***дальномерного канала*** основана на временном методе измерения дальности, в бортовой аппаратуре измеряется временной интервал между моментами излучения сигнала *запроса дальности* (ЗД) и приема сигнала *ответа дальности* (ОД), пропорциональный наклонной дальности между ВС и РМ. Для приема излучения дальномерного канала используются всенаправленные антенны А3 и А4 (рис. 4.25). Пропускная способность канала дальности ограничена. Чтобы исключить взаимные помехи, каналы запроса и ответа разнесены по частотному диапазону.

Работа ***азимутального канала*** основана также на временном методе углометрии, когда в бортовой аппаратуре измеряется временной интервал между моментами приема опорного и азимутального сигналов, формируемых наземной аппаратурой, который содержит информацию об азимуте ВС.

Наземная часть канала азимута образована датчиками опорных импульсов серий «35» и «36», передатчиком опорных сигналов (ПРД ОС), передатчиком азимутального сигнала (ПРД АС) и азимутальной антенной (АА). Опорные сигналы излучаются через всенаправленную антенну А2, азимутальный сигнал – через направленную АА, имеющую двухлепестковую ДН, вращающуюся в горизонтальной плоскости со скоростью 100 об/мин. Опорные сигналы азимутального канала являются импульсными, для исключения взаимных помех дальномерный канал и канал передачи опорных сигналов разнесены по частотному диапазону.

Канал индикации предназначен для получения на выносном индикаторе кругового обзора (ВИКО) о воздушной обстановке путем отображения

яркостных отметок от ВС, позволяющих определить их азимуты и дальности относительно РМ. Для этого передатчик дальномерного канала (ПРД ДК) излучает специальные импульсные сигналы *запроса наземной индикации* (ЗНИ), а в бортовой аппаратуре по определенному алгоритму (при совпадении по времени сигнала ЗНИ и азимутального канала) формируются сигналы *ответа наземной индикации* (ОНИ). При этом радиальная развертка на ВИКО запускается через каждые 2^{O} поворотом АА импульсами с датчика «180», а положение яркостной отметки на ней определяется временным интервалом между моментами излучения импульса ЗНИ и приема сигнала ОНИ [16].

Канал навигационного опознавания предназначен для идентификации на ВИКО принадлежности яркостной отметки конкретному ВС. Это происходит путем дополнительного излучения бортовой аппаратурой задержанного на фиксированное время сигнала ОНИ, в результате чего на ВИКО появляется сдвоенная яркостная отметка.

Канал измерения навигационных параметров предназначен для формирования и выдачи на индикатор сигналов, характеризующих величину и сторону отклонения ВС в горизонтальной и вертикальной плоскости от задаваемой наземными курсовым и глиссадным РМ линии планирования (глиссады), а также измерения дальности до начала ВПП.

Антенна А5 служит для приема сигналов наземного РМ с целью оценки работоспособности с помощью контрольно-выносного пункта (КВП). Антенна А6 принимает сигналы, необходимые для индикации местоположения ВС на индикаторе кругового обзора.

В направлении «***самолет – земля***» бортовым передатчиком в диапазоне частот 772…812,5 МГц излучаются сигналы: *запрос дальности* (ЗД), *ответ наземной индикации* (ОНИ), *навигационного опознавания*. Указанные сигналы принимаются антенной А3 и поступают в наземное приемное устройство (НПУ) (рис. 4.25).

В направлении «***земля – самолет***» наземной аппаратурой излучаются следующие сигналы:

а) в диапазоне 873,6…935,2 МГц:

- *непрерывный азимутальный сигнал* через АА, облучающий ВС с частотой 1,66 Гц, соответствующей частоте вращения антенны;
- *опорные сигналы* «35» и «36» через антенну А2 с частотой повторения соответственно 58,5 и 60 Гц;

б) в диапазоне 939,6…1000,5 МГц:

- *сигналы ответа дальности* (ОД) через антенну А4;
- *сигналы запроса наземной индикации* (ЗНИ) через антенну А4, следующие с частотой 300 Гц (формируются аппаратурой дальномерного канала и ПРД ДС через каждые 2^{O} поворота АА импульсами с датчика «180»);

- *позывные сигналы опознавания радиомаяка* через антенну А4 (формируются аппаратурой дальномерного канала и ПРД ДС через каждые 2° поворота АА импульсами с датчика «180») [16].

Для обеспечения взаимодействия бортового и наземного оборудования приемопередающая аппаратура обеих частей системы должна быть настроена на один частотно-кодовый канал (ЧКК). ЧКК различаются несущей частотой и кодовой расстановкой (периодом следования) импульсов в сигналах ЗД, ОД, ЗНИ, ОНИ, «35» и «36». Кодирование сигналов применяется для увеличения используемого числа каналов связи.

4.6.2. РСБН метрового диапазона

РСБН VOR предназначена для определения азимута ВС относительно РНТ, в которой установлено наземное оборудование системы. Наземное оборудование VOR представляет собой РМ, формирующий и излучающий сигналы, прием и обработка которых на борту ВС позволяет определить его азимут. Примеры отечественных радиомаяков VOR – РМА-90, CVOR431. В системах VOR носителем информации может быть как *фаза огибающей АМ колебаний* (системы типа М), так и фаза *ВЧ несущего колебания* (системы типа Н) [16].

В системах типа М (***стандартный VOR***) функциональная зависимость фазы огибающей АМ колебания от направления излучения создается путем вращения *слабонаправленной* ДН антенной системы РМ. В системах типа Н (***доплеровские DVOR***) функциональная зависимость фазы ВЧ несущего колебания от направления излучения создается путем вращения по окружности определенного радиуса *ненаправленной* антенны. При этом используется эффект Доплера.

Для опознавания маяков VOR несущая частота манипулируется с помощью азбуки Морзе сигналом частоты 1020 Гц. Для системы VOR выделен диапазон частот 108…117,975 МГц, в котором РМ могут излучать сигналы на одной из 160 несущих частот с шагом 50 кГц. Упрощенная структурная схема РМ типа VOR показана на рисунке 4.26.

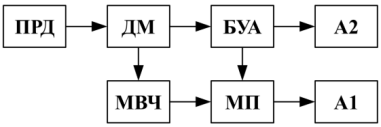


Рис. 4.26. Упрощенная структурная схема РМ типа VOR

ВЧ колебания передатчика (ПРД) частоты ω_0 разделяются делителем мощности (ДМ) на два канала. Часть мощности поступает во вращающуюся

азимутальную антенну А2 с ДН типа «восьмерка» и излучается в пространство. Частота вращения антенны ($F_{ОП} = 30$ Гц) задается блоком управления антенной (БУА). В современных РМ используются методы электронного вращения ДНА.

Ненаправленная антенна А1 предназначена для формирования суммарной ДН типа «кардиоида» и передачи опорного сигнала. Для формирования сигнала с двойной амплитудно-частотной модуляцией выбирают колебания, частота которых намного больше частоты вращения ДН, но существенно меньше частоты несущих колебаний, и используют эти колебания в качестве вспомогательных.

Вспомогательные колебания называются ***поднесущей***, для которой должно выполняться условие

$$\Omega << F_{П} << \omega_0, \tag{4.28}$$

где $F_{П}$ – частота поднесущих колебаний. Для системы VOR частота поднесущей $F_{П} = 9960$ Гц [16].

В модуляторе поднесущей (МП) осуществляется частотная модуляция поднесущей опорными колебаниями частотой $F_{ОП} = 30$ Гц с девиацией частоты $\Delta F_{П} = 480$ Гц при индексе модуляции $\Delta F_{П} / F_{ОП} = 16$. В высокочастотном модуляторе (МВЧ) ВЧ колебания модулируются по амплитуде напряжением поднесущей с глубиной модуляции $m_{П} = 30$ %.

Антенна А1 создает поле с напряженностью

$$e_1(t) = E_1 \left[1 + m_{П} \cos(F_{П} t + \frac{\Delta F_{П}}{\Omega} \cos \Omega t) \right] \cos \omega_0 t, \tag{4.29}$$

где $m_{П}$ – коэффициент АМ; $\Delta F_{П} / \Omega$ – коэффициент ЧМ; $\Delta F_{П}$ – девиация поднесущей частоты.

Суммарное поле, создаваемое антеннами А1 и А2, воздействует на антенну бортового оборудования, на выходе антенны имеет колебание вида

$$u_{\Sigma}(t) = U_{\Sigma} \left[1 + m_{С} \cos(\Omega t + \alpha) + m_{П} \cos(F_{П} t + \frac{\Delta F_{П}}{\Omega} \cos \Omega t) \right] \cos \omega_0 t. \tag{4.30}$$

Спектр сигнала радиомаяка типа VOR показан на рисунке 4.27. Спектр сигнала радиомаяка типа VOR содержит следующие составляющие:

- несущее колебание f_0;
- две боковые частоты $f_0 \pm 30$ Гц;
- две боковые полосы частот $f_0 \pm (300...3000)$ Гц – несущая, модулированная по амплитуде речевыми сигналами позывных РМ;

- две боковые полосы частот $f_0 \pm 1020$ Гц – несущая, модулированная по амплитуде сигналами кода Морзе позывных РМ;
- две боковые полосы частот $f_0 \pm (9960 \pm 480)$ Гц – несущие колебания, модулированные по амплитуде поднесущей 9960 Гц, которая модулирована по частоте с девиацией 480 Гц.

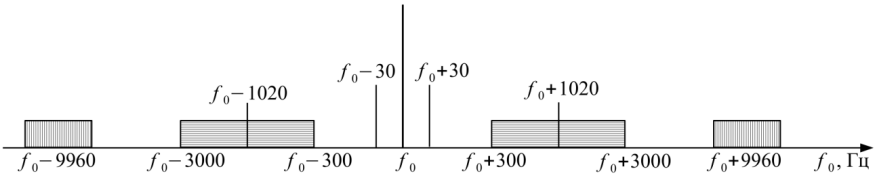


Рис. 4.27. Спектр сигнала радиомаяка типа VOR

С помощью бортового оборудования необходимо выделить из суммарного сигнала (4.30) азимутальный и опорный сигналы и сравнить их по фазе. Упрощенная структурная схема бортового приемного устройства показана на рисунке 4.28 (ФМ – фазометр, ЧД – частотный детектор) [16].

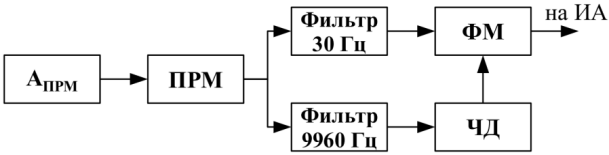


Рис. 4.28. Упрощенная структурная схема бортового приемного устройства

После преобразования сигнала (4.30) в приемнике, усиления его и детектирования на выходе амплитудного детектора выделяется огибающая суммарного сигнала, содержащая азимутальный и опорный сигналы и имеющая вид

$$u_{АД}(t) = U_{m1}\cos(\Omega t + \alpha) + U_{m2}\cos(F_П t + \frac{\Delta F_П}{\Omega}\cos\Omega t), \qquad (4.31)$$

где U_{m1} и U_{m2} – амплитуды составляющих полного сигнала.

Азимутальный и опорный сигналы из смеси (4.31) можно выделить с помощью двух полосовых фильтров (рис. 4.28). В фильтре, настроенном на частоту Ω ($F_{ОП} = 30$ Гц), выделяется азимутальный сигнал, а в фильтре, настроенном на поднесущую частоту $F_П$ ($F_П = 9960$ Гц), выделяется ЧМ

поднесущее колебание. Опорное колебание выделяется после частотного детектирования поднесущего колебания в ЧД.

Таким образом, в результате преобразований получены азимутальный сигнал $u_{\text{А}}(t) = U_{m1}\cos(\Omega t + \alpha)$ и опорный сигнал $u_0(t) = U_{m0}\cos\Omega t$, *разность фаз которых соответствует азимуту ВС* α. Эта разность фаз измеряется фазометром (ФМ), в котором в качестве чувствительного элемента используется фазовый детектор (ФД). Напряжение на выходе ФД

$$u_{\text{ФД}} = K_{\text{ФД}} U_m \cos\Delta\varphi$$

(где $K_{\text{ФД}}$ – коэффициент передачи ФД) содержит информацию об измеряемой разности фаз входных напряжений $\Delta\varphi$ и, следовательно, об азимуте ВС.

Примерами отечественного бортового оборудования, предназначенного для определения азимута в системах типа VOR (DVOR), являются VOR-85 и комплексные системы ближней навигации «Курс-МП-2», «Курс-МП-70», «Курс-93М», VIM-95, позволяющие также работать с РМ инструментальной системы посадки метрового диапазона [16].

4.7. Системы посадки

4.7.1. Общая характеристика систем посадки

Управление посадкой осуществляется в непосредственной близости от земли, существует опасность столкновения с ней. В процессе посадки ВС должно быть точно выведено на ограниченный участок земной поверхности – *взлетно-посадочную полосу* (ВПП). На процесс посадки большое влияние оказывают метеорологические факторы, а также высокая плотность и интенсивность воздушного движения в районе аэродрома.

Системы посадки (СП) – это совокупность наземных и бортовых радиоустройств, предназначенных для определения МП ВС относительно ВПП на этапах снижения и посадки. Иными словами, СП предназначена для вывода ВС (с высокой вероятностью успешного решения задачи) в некоторую область пространства, в которой должна быть достигнута надежная посадка ВС. Для наиболее совершенных систем посадки вероятности выхода ВС за пределы допустимой области значений координат и скорости в определенной точке траектории не должны превышать 10^{-7} [5].

Система посадки состоит из *наземного оборудования* (светооборудование аэродромов, приводные радиостанции с маркерными радиомаяками, радиопеленгаторы, РСБН, посадочные радиомаячковые группы, РЛС посадки, средства связи) и из *самолетного оборудования* (самолетные АРК, радиовысотомеры, маркерные и курсоглиссадные приемники, самолетное

навигационно-посадочное оборудование РСБН, командные радиостанции) [16].

Вывод ВС в точку приземления на ВПП (рисунок 4.29) достигается за счет того, что СП задает в пространстве *плоскость курса* и *плоскость планирования* (снижения), пересечение которых определяет *линию планирования самолета* (***глиссаду***). СП обеспечивает экипаж ВС непрерывной или периодической информацией о расстоянии от ВС до точки приземления на ВПП (или какой-либо определенной точки на аэродроме) и об отклонении от глиссады в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

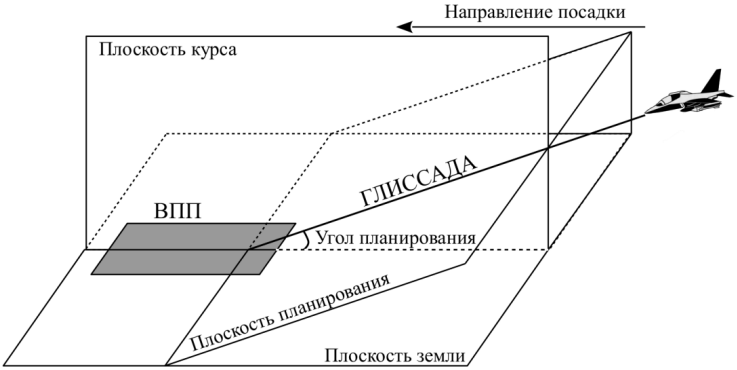


Рис. 4.29. Принцип формирования глиссады

В основу **классификации СП** можно положить *способ задания летчику (экипажу) линии планирования*. В соответствии с этим признаком выделяются:

- ***Радиолокационные СП*** (РСП) – положение ВС относительно глиссады определяется на наземном диспетчерском пункте, а управление ВС осуществляется экипажем по командам диспетчера, передаваемым с помощью УКВ-радиостанции;
- ***Инструментальные СП ILS*** (**ILS** – *Instrument Landing System*) – линия планирования задается с помощью наземных РМ, а информация поступает на соответствующие индикаторные приборы в кабине ВС. Микроволновая СП MLS (*Microwave Landing System*) выполняет ту же функцию, что и СП ILS. При этом инструментальные СП можно разделить на ***упрощенные*** и ***радиомаячные*** МВ-, ДМВ- и СМВ-диапазонов [16].

Классифицировать СП можно и по другому признаку – по *возможности обеспечения захода на посадку ВС в определенных метеоусловиях*, которые характеризуются дальностью визуальной видимости на ВПП и высотой принятия решения (ВПР) о посадке или уходе на повторный заход на

посадку. Главными критериями, определяющими дальность видимости с высоты принятия решения, при которой гарантируется требуемая безопасность посадки, принято считать *высоту нижней границы облачности* и *дальность видимости вдоль ВПП*, которые и объединяются в понятие ***минимума погоды***.

Различают ***СП I, II и III категорий*** (таблица 4.5).

Таблица 4.5 – Категории систем посадки

Категория СП	ВПР, м	Дальность видимости, м
I	60	800
II	30	400
III A	0	200
III B	0	50
III C	0	0

Регламентированы три группы СП III категории, обеспечивающие посадку при различной дальности визуальной видимости на ВПП: III A – 200 м; III B – 50 м; III C – при полном отсутствии видимости.

На значение установленного минимума погоды влияют подготовка летчика (экипажа), аэродинамические характеристики и степень совершенства бортового посадочного оборудования ВС, особенности аэродрома и подхода к нему, а также оборудование СП.

Упрощенные СП обеспечивают вывод ВС на аэродром, выполнение предпосадочного маневра и определение места ВС в двух фиксированных точках траектории посадки. *Наземное оборудование* включает приводные радиостанции с маркерными радиомаяками (МРМ), образующие дальний и ближний радиомаркерные пункты (ДРМП и БРМП), автоматический радиопеленгатор (АРП), обзорный радиолокатор (ОРЛ), светосигнальное оборудование аэродрома и УКВ-радиостанцию. *Бортовое оборудование* включает маркерный радиоприемник, радиовысотомер, УКВ-радиостанцию.

Дальний и ближний радиомаркерные пункты устанавливают на расстоянии соответственно 4000 ± 200 м и 1050 ± 150 м от порога ВПП. С помощью ОРЛ и АРП получают информацию для управления воздушным движением в районе аэродрома, ОРЛ и АРП могут использоваться в качестве резервных при обеспечении посадки. Аэродромы, оборудованные только упрощенной СП, относятся к *некатегорированным*.

Радиолокационные СП (РСП) позволяют на земле определять положение ВС относительно требуемой траектории снижения и удаление ВС от точки приземления. РСП используются для наземного контроля захода на посадку и передачи на борт (в случае необходимости) с помощью систем воздушной связи указаний о коррекции траектории. РСП предназначены для посадки самолетов, не имеющих специального посадочного оборудова-

ния, снабженных обычными связными радиостанциями и навигационными приборами, в сложных метеоусловиях днем и ночью.

В *состав РСП* входят обзорный (ОРЛ), диспетчерский (ДРЛ) и посадочный (ПРЛ) радиолокаторы, АРП и средства радиосвязи. ОРЛ используется для непрерывного наблюдения за воздушной обстановкой в районе аэродрома в радиусе 70…80 км и для управления движением ВС на подходах к аэродрому, ДРЛ – для наблюдения за воздушной обстановкой в радиусе 30…50 км от аэродрома и для контроля летного поля. ПРЛ (дальность действия 50…60 км) применяется для определения отклонения ВС от траектории посадки. Основное оборудование РЛС посадки устанавливается на расстоянии 150…200 м от оси ВПП, не ближе 750 м от начала ВВП и не далее ± 200 м относительно центра ВПП. Положение ВС на глиссаде с помощью ПРЛ можно определить с ошибкой не более 1°.

Основными *достоинствами* РСП являются возможность ее применения для любых типов ВС и простота использования системы летным составом. *Недостатками* являются невозможность доведения ВС непосредственно до точки приземления, трудность наблюдения за движением ВС на близких расстояниях, сравнительно большая сложность наземной радиолокационной аппаратуры, низкая пропускная способность [16].

Радиомаячные СП (РМСП) позволяют задавать пространственную траекторию захода на посадку и определять текущее положение ВС относительно нее. РМСП обеспечивают задание единственной линии планирования самолета при выполнении посадки и управление ВС в пределах заданных векторов вокруг нее. В состав *радиомаячного оборудования* РМСП входят: курсовые (КРМ) и глиссадные (ГРМ) радиомаяки, маркерные РМ.

КРМ устанавливается на продолжении оси ВПП со стороны, противоположной направлению посадки, на расстоянии 500…1200 м. Основным вариантом размещения антенны КРМ следует считать расстояние 1100 ± 100 м от конца ВПП. ГРМ также выносится в сторону от оси ВПП на 120…180 м и устанавливается на расстоянии 215…430 м от порога ВПП со стороны направления посадки. Маркерный РМ самостоятельно или в составе радиомаркерных пунктов (ближнего и дальнего) устанавливают на расстоянии 4000 ± 200 м и 1050 ± 150 м от порога ВПП соответственно.

Кроме радиомаячного оборудования в состав РМСП может входить радиотехническое и световое оборудование, а также диспетчерское оборудование. С помощью диспетчерского оборудования группа руководства полетами осуществляет наблюдение за воздушной обстановкой, управление воздушным движением ВС и контроль за ним в районе аэродрома.

РМСП классифицируются по используемому частному диапазону:

- ***СП сантиметрового диапазона, MLS*** – *Microwave Landing System* (угломерный канал – 5030…5091 МГц, дальномерный канал – 960…1215 МГц);

- ***СП дециметрового диапазона*** (курсовой канал – 905,1…932,4 МГц, глиссадный канал – 939,6…966 МГц, дальномерный канал – 772…808 МГц (направление самолет-земля));
- ***СП метрового диапазона*** (курсовой канал – 108…112 МГц, глиссадный канал – 329…335 МГц, маркерный канал – 75 МГц).

На рисунке 4.30 приведен профиль траектории самолета в вертикальной плоскости на заключительных этапах полета.

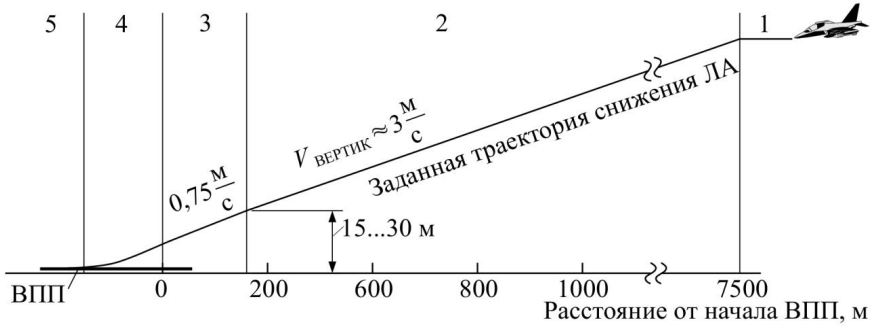


Рис. 4.30. Профиль траекторий снижения и посадки самолета в вертикальной плоскости

На рисунке 4.30 показаны:

1 – полет без снижения, в течение которого самолет обычно выполняет развороты согласно требуемым курсовым углам, чтобы реализовывать полет максимально приближенный к заданной линии курса и выйти на глиссаду (на заранее определенную линию снижения);

2 – снижение самолета, происходящее по заданной траектории (глиссаде);

3 – выравнивание, при этом самолет продолжает снижение, но под меньшим углом к земной поверхности;

4 – коррекция полета относительно оси ВПП (например, для устранение сноса, обуславливаемого боковым ветром);

5 – заключительный этап (от момента касания ВПП до окончания пробега самолета по ВПП).

При этом автоматическое управление (в т.ч. и с помощью СП) посадкой должно обеспечивать отклонение самолета не больше, чем:

а) *в горизонтальной плоскости* (относительно оси ВПП):

- $\pm$ 9,1 (на высоте 30 м);
- $\pm$ 4,6 (на высоте 15 м);
- $\pm$ 4,1 (на высоте 2,4 м);

б) *в вертикальной плоскости* (относительно глиссады):

- $\pm 3,0$ (на высоте 30 м);
- $\pm 1,4$ (на высоте 15 м);
- $\pm 0,4$ (на высоте 2,4 м) [3].

Расположение основных радиомаяков СП относительно ВПП в горизонтальной плоскости показано на рисунке 4.31.

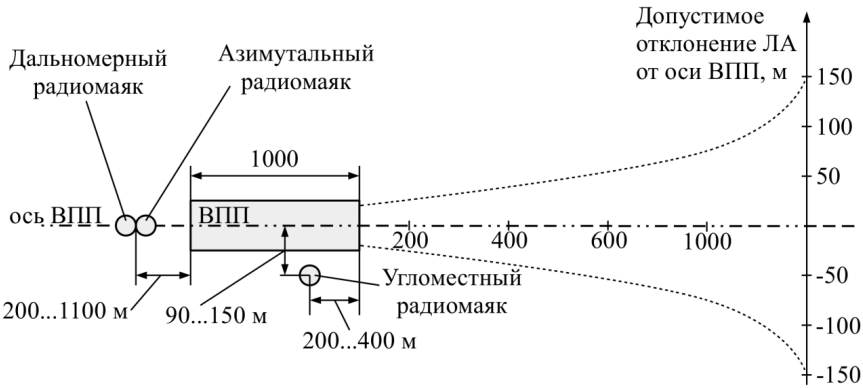


Рис. 4.31. Расположение основных радиомаяков СП относительно ВПП в горизонтальной плоскости

Границы зоны допустимых отклонений в горизонтальной плоскости ан рис. 4.31 отмечены пунктиром. Указанные значения заданы ICAO (International Civil Aviation Organization) из соображений обеспечения безопасности посадки самолета. При этом этапы 3 (частично), 4 (полностью) и 5 (полностью) реализуются с помощью ручного управления [3].

4.7.2. Принцип действия системы посадки

Курсовой и глиссадный РМ систем посадки типа ILS имеют одинаковый принцип действия, рассмотрим его на примере курсового радиомаяка. Структурная схема ***КРМ равносигнального типа*** (рисунок 4.32а) включает ГВЧ, генераторы НЧ колебаний $ГНЧ_1$ и $ГНЧ_2$, амплитудные модуляторы $АМ_1$ и $АМ_2$, антенные $А_1$ и $А_2$. Линия пересечения ДН антенн образует равносигнальное направление (РСН), с помощью которого задается линия курса (рисунок 4.32б).

Колебания ВЧ, формируемые ГВЧ, подвергаются амплитудной модуляции в $АМ_1$ и $АМ_2$ колебаниями 90 и 150 Гц, вырабатываемыми $ГНЧ_1$ и $ГНЧ_2$ соответственно. С помощью антенной системы РМ, ДН которой отоб-

ражается функциями $F_1(\alpha)$ и $F_2(\alpha)$, формируются два синфазных АМ поля излучения, одно из которых характеризуется частотой модуляции Ω_1, другое – Ω_2

$$e_1(t) = E_m F_1(\alpha)[1 + m\cos\Omega_1 t]\cos\omega t,$$

$$e_2(t) = E_m F_2(\alpha)[1 + m\cos\Omega_2 t]\cos\omega t,$$

где E_m – амплитуда напряженности поля в максимуме $F_1(\alpha)$ и $F_2(\alpha)$; m – коэффициент АМ излучаемых колебаний.

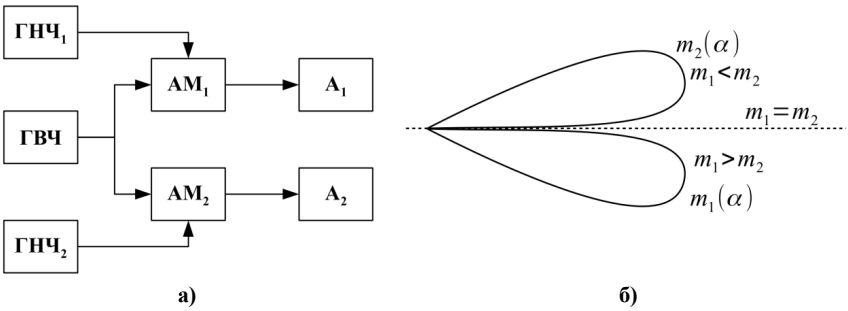


Рис. 4.32. Структурная схема (а) и диаграмма направленности (б) КРМ равносигнального типа

ЭМП, возбуждаемые каждой антенной, складываются и образуют суммарное поле, напряженность которого

$$\begin{aligned} e_\Sigma(t) &= e_1(t) + e_2(t) = \\ &= E_m[F_1(\alpha) + F_2(\alpha) + F_1(\alpha)m\cos\Omega_1 t + F_2(\alpha)m\cos\Omega_2 t]\cos\omega t. \end{aligned} \tag{4.32}$$

После преобразований получим

$$e_\Sigma(t) = E_m F_3(\alpha)[1 + m_1(\alpha)\cos\Omega_1 t + m_2(\alpha)\cos\Omega_2 t]\cos\omega t, \tag{4.33}$$

где $m_1(\alpha) = \dfrac{F_1(\alpha)}{F_3(\alpha)}m$, $m_2(\alpha) = \dfrac{F_2(\alpha)}{F_3(\alpha)}m$ – коэффициенты пространственной модуляции для частот Ω_1 и Ω_2 соответственно; $F_3(\alpha) = F_1(\alpha) + F_2(\alpha)$.

Суммарное поле маяка образовано из трех составляющих: поля несущей частоты ω и двух полей боковых частот модуляции $\omega \pm \Omega_1$ и $\omega \pm \Omega_2$. Поле несущей частоты характеризуется направленностью $F_3(\alpha)$, поле боковых частот модуляции $\omega \pm \Omega_1$ – направленностью $F_1(\alpha)$, поле боковых частот модуляции $\omega \pm \Omega_2$ – направленностью $F_2(\alpha)$ (рисунок 4.33).

На задаваемом маяком РСН (курс посадки) коэффициенты модуляции частот Ω_1 и Ω_2 *одинаковы* $m_1 = m_2$. При отклонении от курса посадки коэффициенты модуляции оказываются *неравными*. На самолете о его положении относительно задаваемого направления можно судить *по разности коэффициентов модуляции* (т.е. разности глубин модуляции $\text{РГМ} = m_1 - m_2$) путем сравнения амплитуд огибающих двух частот модуляции.

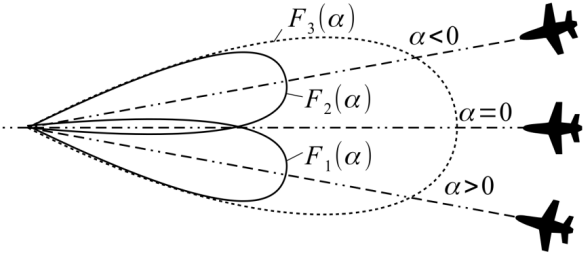


Рис. 4.33. Диаграмма направленности КРМ типа ILS

Из принимаемых бортовым приемником ВС сигналов выделяются огибающие колебаний частот Ω_1 и Ω_2 и формируется постоянное напряжение, пропорциональное РГМ. При этом возможно разделение сигналов, передаваемых различными антеннами, так как спектры этих сигналов отличны друг от друга.

Упрощенная структурная схема курсового радиоприемника представлена на рисунке 4.34 [16].

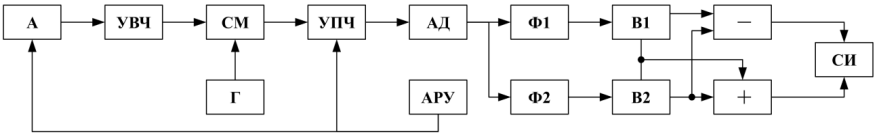


Рис. 4.34. Структурная схема курсового радиоприемника

НЧ колебания с выхода амплитудного детектора (АД) поступают на фильтры Ф1 и Ф2, настроенными на частоты 90 и 150 Гц. Эти колебания с выхода выпрямителей В1 и В2 подаются на схему вычитания и стрелочный индикатор (СИ). Отображаемые СИ сигналы пропорциональны РГМ, а их полярность указывает сторону отклонения ВС от РСН. Выходные напряжения В1 и В2 подводятся также к сумматору, выходной сигнал которого управляет бленкером индикатора. Бленкер убирается из поля зрения, когда на выходе выпрямителей действуют колебания и 90 Гц, и 150 Гц. При ис-

чезновении хотя бы одного из этих колебаний бленкер экспонируется в поле зрения пилота, что указывает на отказ наземного РМ или бортового приемника.

Глиссадным РМ присуща важная особенность, отличающая их от КРМ: в формировании поля излучения ГРМ существенное участие принимает земная поверхность вблизи его антенны. Результирующая ДНА ГРМ образуется путем интерференции прямого и отраженного от земли излучений, ДНА приобретает *многолепестковый* характер. Под углами $\beta_{\max}$, в которых эти сигналы синфазны, образуются максимумы ДН, а под углами $\beta_{\min}$, в которых сигналы противофазны, формируются ее провалы. Первый максимум располагается под углом $\beta_{\max 1} = \arcsin(\lambda / h) \approx \lambda / 4h$. Углы наклона максимумов относительно земной поверхности определяются соотношением между высотой подвеса антенны и длиной волны [16].

При равносигнальном методе задания глиссады требуется создать две пересекающиеся ДН. Для их формирования используют две антенны, устанавливаемые на различных высотах h_1 и h_2 формирующие две различные ДН. К антеннам подводятся колебания, модулируемые по амплитуде напряжениями различных низких частот Ω_1 и Ω_2.

ДН верхней и нижней антенн носят многолепестковый характер, поэтому в вертикальной плоскости могут образоваться несколько РСН, наклоненных под разными углами. Количество лепестков ДН пропорционально отношению h / λ, но у верхней антенны их количество больше. Пересечение первых от уровня земной поверхности лепестков ДН определяет ***направление рабочей равносигнальной зоны*** (заданной глиссады), а пересечение последующих лепестков – ***направление ложных глиссад***.

При этом требуется исключить захват бортовым оборудованием ложных глиссад. В ГРМ системы посадки типа ILS сигналами с частотой модуляции 90 Гц запитывается нижняя антенна, а сигналами с частотой модуляции 150 Гц – верхняя антенна.

Курсовые и глиссадные РМ посадочных систем II и III категорий должны обеспечить высокую стабильность задаваемых направлений в пространстве и других выходных характеристик. Этим требованиям не отвечают равносигнальные маяки, используемые в системах ILS I категории. Поэтому в СП высокой точности (II и III категорий) в качестве КРМ и ГРМ применяются радиомаяки с «опорным нулем» [16] или суммарно-разностные радиомаяки [18].

4.8. Спутниковые радионавигационные системы

Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) относятся к РСДН. С их помощью можно определить МП объектов (потребителей нави-

гационной информации) в любой точке земного шара. Основу СРНС составляет сеть синхронно работающих передающих опорных станций (ОС), расположенных на навигационных спутниках (НС), двигающихся по известным орбитам. Многопозиционное построение позволяет увеличить размер рабочей зоны СРНС до глобального и повысить точность местоопределения за счет использования избыточной информации, когда число ОС (НС) превышает минимально необходимое и возможен выбор тех НС, расположение которых обеспечивает минимальное значение геометрического фактора [18].

4.8.1. Общие сведения о спутниковых РНС

МП потребителя определяют по результатам измерения дальности до ОС или разности дальностей до двух ОС. Для определения дальности R необходимо измерить время, затрачиваемое радиоволной на прохождение расстояния R от потребителя до ОС. Такой метод определения расстояний до потребителя возможен только при синхронизации временных шкал всех НС и аппаратуры потребителей. Существуют следующие ***системы отсчета времени***:

- ***Всемирное (Гринвичское среднее солнечное) время*** UT (Universal Time) – год, месяц, число, час, минута и секунда. Год, месяц и число определяются по григорианскому календарю, а час, минута и секунда – по местному времени на Гринвичском меридиане – t_{UT}. Время UT равно среднему местному времени минус L (L – географическая долгота потребителя, причем восточная долгота берется как $+L$, а западная как $-L$).
- ***Всемирное координированное время*** UTC (Universal Time Coordinated) – измеряется по атомному эталону (атомным часам). Коррекция показаний атомного эталона производится с периодом 0,5…2,5 года на 1 с так, чтобы разность показаний $\Delta t \le 0{,}9$ с.
- ***Поясное время*** ZT формируется как $\text{ZT} = \text{UTC} - \Delta n$, где Δn – номер часового пояса [18].

В спутниковых РНС имеются несколько сопряженных шкал времени:

1. ***Системная шкала*** (СШВ) формируется квантовыми эталонами времени и частоты со стабильностью порядка 10^{-14} (обычно с помощью водородного стандарта частоты). СШВ синхронизируется с UTC.

2. ***Бортовая шкала*** (БШВ) формируется также бортовыми квантовыми эталонами частоты со стабильностью не менее 10^{-13} (например, с помощью цезиевых эталонов). На каждом НС имеется свой эталон времени БШВ, синхронизированный со шкалой UTC и задающий шкалу времени системы (СШВ).

3. Для формирования бортовых ***шкал времени потребителей*** (ШВП) используются кварцевые эталоны частоты со стабильностью порядка $10^{-9}...10^{-10}$.

Существенными ***особенностями*** СРНС являются:

- размещение ПРД на НС, перемещающихся с большими скоростями, приводит к значительному доплеровскому сдвигу частоты принимаемых сигналов;
- использование СВЧ диапазона для обеспечения прохождения радиосигнала через слои ионосферы;
- охват всей территории земной поверхности (глобальность рабочей зоны);
- массогабаритные ограничения передающей аппаратуры (ограничение мощности излучаемого сигнала);
- необходимость знания потребителем информации о координатах НС для решения навигационной задачи;
- необходимость периодической коррекции траектории движения НС в пространстве (коррекция орбиты) [16].

Известны три глобальные СРНС – **GPS** (Global Positioning System – США), **ГЛОНАСС** (Глобальная навигационная спутниковая система – Россия) и **«GALILEO»** (Европейское содружество государств), которые обеспечили качественно новый уровень координатно-временных определений по точности, доступности, оперативности и глобальности, и три региональные СРНС – IRNSS (Индия), CNSS «Compass» (Китай) и QZNSS «Quasi-Zenith» (Япония). Ниже приводятся сравнительные характеристики существующих и перспективных СРНС [18].

1. GPS (США). Спутниковая группировка состоит из 24 работающих и 4 резервных НС, расположенных в 6 орбитальных плоскостях с наклонением $64{,}8^{\circ}$. Высота орбиты 20145 км, время обращения 11 ч 57 мин. НС излучают Р-код, обеспечивающий точность выше 10 м, и С/А код, обеспечивающий точность около 20 м. В таблице 4.6 приведены основные параметры спутников СРНС GPS.

Разрабатывается навигационная система GPS-3 (точность определения МП 1 м) со сроком жизни спутников 12…18 лет, которая заработает в 2018 г.

2. ГЛОНАСС (Россия) разработана в 1978 г. Спутниковая группировка в полном составе состоит из 24 в 3 орбитальных плоскостях с наклонением орбиты 55°. Высота орбиты 19130 км, время обращения 11 ч 15 мин 44 с. Р-код обеспечивает точность местоопределения 10 м, С/А код – 50…70 м. Спутники ГЛОНАСС-К имеют массу в 2 раза меньше, чем спутники ГЛОНАСС-М, срок службы 10 лет. Спутники ГЛОНАСС-К будут излучать 3 сигнала и функционировать для спасения, поиска и связи.

Таблица 4.6 – Основные параметры спутников СРНС GPS

Параметры НС	**Тип НС**					
	2	2A	2R	2RM	2F	3
Масса, кг	844	1094	2000	2000	2170	–
Срок жизни, лет	5	5	7,5	10	15	18
Эталон частоты	Ц	Ц	Р	Р	Р+Ц	–
Надежность	обеспечивается резервированием аппаратуры					
Мощность ПРД, Вт	не менее 50					
Тип антенны	спиральная					
Селекция спутника	по коду сигнала					
Тип сигнала	фазоманипулированный кодом Голда сигнал					
Код	C/A+P	C/A+P	C/A+P	C/A+P+M	C/A+P+M	–
Литер частоты	L1, L2	L1, L2	L1, L2	L1, L2	L1, L2, L5	–
Частоты несущие	$L1 \to f_{01k} = 1575$ МГц					
	$L2 \to f_{02k} = 1227{,}6$ МГц					
	$L5 \to f_{05k} = 1176$ МГц					
Метод работы	пассивный, беззапросный, псевдодальномерный					
Мощность солнечных батарей, Вт	440	700	–	1250	–	–

В таблице 4.7 приведены основные параметры спутников ГЛОНАСС.

Таблица 4.7 – Основные параметры спутников ГЛОНАСС

Параметры НС	**Тип НС**			
	ГЛОНАСС	ГЛОНАСС-М	ГЛОНАСС-К	ГЛОНАСС-КМ
Масса, кг	1400	2010	2020	–
Срок жизни, лет	3…5	7,5	10	18
Эталон частоты	Ц	Ц	Ц	–
Надежность	обеспечивается резервированием аппаратуры			
Мощность передатчика	не менее 50 Вт			
Тип антенны	спиральная			
Литер частоты	G_1, G_2	G_1, G_2	G_1, G_2, G_3	G_1, G_2, G_3
Частоты (несущие)	$G1 \to f_{01k} = (1602 + k \cdot 0{,}5625)$ МГц, $k = -7 \div 14$			
	$G2 \to f_{02k} = (1246 + k \cdot 0{,}4375)$ МГц, $k = -7 \div 14$			
	$G3 \to f_{03k} = (1204 + k \cdot 5{,}48)$ МГц, $k = 1 \div 14$			
Селекция спутника	по несущей частоте			
Тип сигнала	фазоманипулированный кодом сигнал			
Код	C/A+P	C/A+P	C/A+P	C/A+P
Метод работы	пассивный, беззапросный, псевдодальномерный			
Мощность солнечных батарей, Вт	1400	1600	1270	–

Основные параметры орбитальных группировок СРНС GPS и ГЛОНАСС приведены в таблице 4.8.

Таблица 4.8 – Параметры орбитальных группировок СРНС GPS и ГЛОНАСС

Параметры	GPS	ГЛОНАСС
Количество НС (номинальное)	24	24
Количество орбит	6	3
Количество НС на одной орбите	4	8
Тип орбит	круговая	круговая
Радиус орбит, км	20145	19130
Угол наклона орбиты, град	55	64,8
Период обращения НС по орбите	11 ч 56,9 мин	11 ч 15,7 мин
Сдвиг орбит по долготе восходящего узла, град	60	120
Сдвиг НС одной орбиты по истинной аномалии, град	90	45

3. GALILEO (*Европейское содружество государств*) создается по решению Европейского Космического Агентства для обеспечения Европы независимой глобальной навигационной системой. В создании GALILEO участвуют 28 государств Европейского сообщества и ряд присоединившихся стран.

Орбитальная группировка будет насчитывать 30 в 3 орбитальных плоскостях на круговых орбитах высотой 29378,137 км с наклонением орбиты 54°. В каждой из плоскостей будут находиться 9 рабочих и 1 резервный спутник. Масса спутника 700 кг, мощность солнечных батарей 1600 Вт. GALILEO будет передавать более 5 сигналов различного назначения для обеспечения решения следующих задач:

- определение МП потребителя с точностью не хуже 1 м или 9 м;
- поиск и спасение совместно с системой COSPAS-SARSAT.

Сигналы излучаются на 5 частотах дециметрового диапазона. Тип сигнала – фазоманипулированные по псевдослучайному коду. Принцип действия СРНС позволит использовать ее совместно с системой GPS.

4. Спутниковая система **IRNSS (Индия)** является региональной. Космическая группировка будет содержать 7 НС на геостационарных орбитах. Четыре спутника будут иметь орбиты с наклонением в 29°. Спутники IRNSS будут иметь массу 1330 кг, мощность солнечных батарей 1400 Вт.

5. CNSS «Compass» (Китай). Космическая группировка Compass будет состоять из 5 геостационарных спутников и 30 спутников на средневысотной орбите. Точность определения МП 10 м, скорости – 0,2 м/с, времени – 50 нс. Compass предоставляет услуги на территории Китая и соседних государств с 2008 г.

6. QZNSS «Quasi-Zenith» (Япония). В космической группировке 3 спутника, орбиты которых выбраны таким образом, чтобы проекции траекторий описывали на поверхности Земли одну и ту же замкнутую линию (близкую к восьмерке) с одинаковыми временными интервалами. При этом один из НС будет виден под углом места более 70° в любое время в Японии и Корее. Сигналы в дециметровом диапазоне будут передаваться с помощью параболической антенны только на Японию. Навигационные сигналы совместимы с сигналами GPS. СРНС QZNSS «Quasi-Zenith» предназначена для улучшения характеристик GPS на территории Японии и соседних стран.

Для обеспечения навигационных определений на уровне наиболее жестких требуемых навигационных характеристик применяются ***функциональные дополнения*** (ФДОП) к СРНС. ФДОП – это совокупность аппаратных и программных средств, предназначенных для повышения точности, доступности, целостности и непрерывности навигационных определений на основе штатного сигнала СРНС или самостоятельно. К ФДОП относятся: дифференциальные системы, дополнительные спутники, системы контроля целостности, системы позиционирования в помещениях.

Все СРНС имеют возможность увеличить точность определения МП потребителя путем использования дифференциальных систем (дополнений) к обычной аппаратуре спутниковых систем – ДСРНС (DGPS). Существует несколько действующих космических вспомогательных дифференциальных систем (дополнений) к спутниковым системам:

- американская система WAAS (Wide Aria Augmentation System) или WADGPS (Wide Area Differential GPS);
- европейская система EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Services);
- японская система MSAS;
- индийская система GAGAN [16, 18].

Все эти дифференциальные дополнения принято обобщенно называть SBAS (Space Based Augmentation System) – космические вспомогательные дифференциальные системы.

Обычно МП самолета (координаты $X_{\text{С}}$, $Y_{\text{С}}$, $Z_{\text{С}}$) и НС (ИСЗ) (координаты X, Y, Z) определяются в геоцентрической системе координат (рисунок 4.35), начало которой находится в центре земного шара (ЦЗШ), ось $X_{\text{З}}$ направлена к точке пересечения плоскости экватора (ПЭ) с Гринвичским меридианом (ГМ), а ось $Z_{\text{З}}$ – к северному полюсу (СП). Самолетная бортовая аппаратура получает от НС его координаты в виде эфемерид, поэтому эфемеридные данные НС пересчитываются на борту самолета в геоцентрическую систему координат.

В большинстве спутниковых РНС используется дальномерный метод местоопределения самолета – в отличие, например, от разностно-

дальномерного метода, используемого значительно реже (из-за сложности формирования пространственных гиперболоидов). Основным уравнением дальномерного метода, вычисляющим расстояние R между самолетом и НС, является соотношение

$$R = \sqrt{(X - X_{\text{С}})^2 + (Y - Y_{\text{С}})^2 + (Z - Z_{\text{С}})^2} + c\Delta t_{\text{Э}},$$

где $c\Delta t_{\text{Э}}$ – ошибка измерения дальности, обусловленная расхождением эталонов времени $\Delta t_{\text{Э}}$ на самолете и НС. Для снижения этой погрешности необходимо использовать высокостабильные (не хуже, чем 10^{-14}) генераторы сигналов.

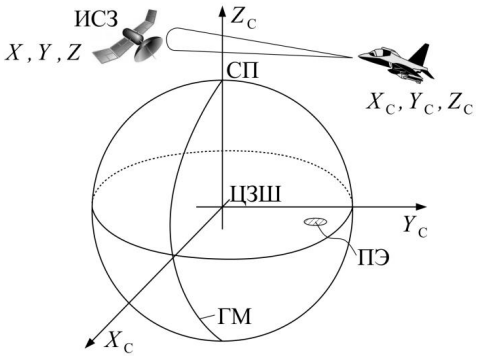


Рис. 4.35. Геоцентрическая система координат

Для однозначного определения МП самолета дальномерным методом СРНС должна включать в себя не менее трех НС. На практике в целях повышения надежности МП в зоне видимости располагаются не менее 4 НС.

Классификация СРНС возможна по следующим признакам:

- расстояние от НС до земной поверхности – *низкоорбитальные* ($H \approx 1000...10000$ км, $t_{\text{ОБР}} \approx 105$ мин), *среднеорбитальные* ($H \approx 10000...20000$ км, $t_{\text{ОБР}} \approx 12$ ч), *высокоорбитальные* ($H > 20000$ км);
- режим работы аппаратуры ВС – *пассивные* (на ВС нет передатчика для излучения запросных сигналов на НС) и *активные* (ВС излучает запросные сигналы);
- измеряемый навигационный параметр – *дальномерные* (измеряется дальность НС-ВС), *разностно-дальномерные* (измеряется разность дальностей до двух НС), *доплеровские* (измеряется доплеровский сдвиг частоты сигнала, излученного аппаратурой НС), *дальномерно-доплеровские* (опреде-

ляется дальность между ВС и НС и радиальная скорость путем измерения доплеровского сдвига частоты);

- используемые сигналы – СРНС *с широкополосными* и *узкополосными сигналами*;
- степень охвата земной поверхности – *глобальные* и *региональные*;
- тип орбит – системы с НС, размещенными на *эллиптических*, *круговых*, *полярных* и *экваториальных* (в т. ч. геостационарных) орбитах [18].

4.8.2. Состав и основные функции спутниковых РНС

Спутниковые РНС представляют собой комплекс взаимодействующих РЭС, расположенных на спутниках, ВС и других потребителях, а также на наземных пунктах и предназначенных для определения пространственных координат, составляющих скорости ВС и точного времени.

В состав СРНС входят ***три основные подсистемы*** (рисунок 4.36):

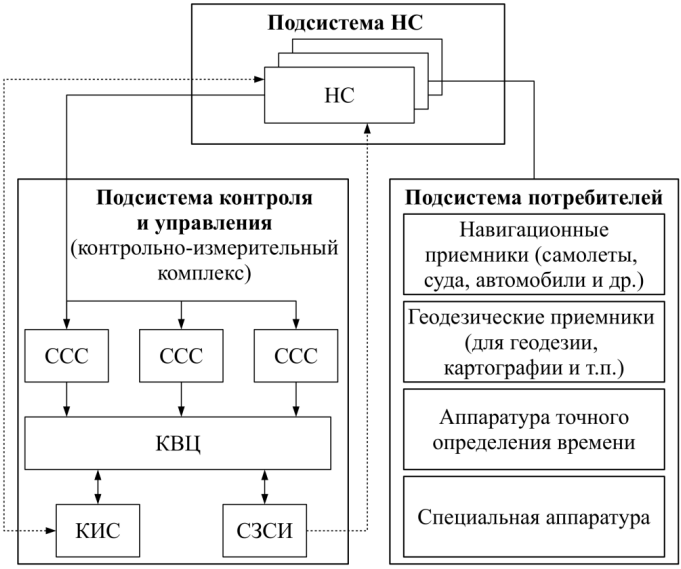


Рис. 4.36. Структура спутниковой РНС

На рис. 4.36 введены обозначения: ССС – станция слежения за спутниками, КВЦ – координационно-вычислительный центр, КИС – командно-измерительные станции. СЗСИ – станции загрузки служебной информации.

1. Подсистема НС. Различают следующие группировки НС:

- *низковысотные* (высота орбит $H \approx 1000...10000$ км);
- *средневысотные* (высота орбит $H \approx 10000...20000$ км);
- *геостационарные* (высота орбит $H \approx 36000$ км).

Подсистема НС – сеть, созвездие или орбитальная группировка НС, выполняющих роль подвижных радионавигационных точек с известными координатами и скоростью, относительно которых измеряются навигационные параметры на ВС.

Основными функциями спутников СРНС являются:

- формирование и излучение навигационного сигнала, по которому потребитель определяет свою дальность до спутника;
- прием, хранение и передача потребителю служебной информации, полученной с КИК и необходимой для расчета МП спутника в аппаратуре потребителя (АП);
- поддержание стабильности шкалы времени системы;
- стабилизация и ориентация спутника на орбите.

НС излучает в направлении самолета радиосигналы, предназначенные для определения МП самолета, ***основными*** из которых являются следующие:

- кодовые радиосигналы идентификации данного НС;
- навигационные радиосигналы, по которым осуществляется измерение координат самолета;
- радиосигналы эфемерид данного НС, погрешностей его эталона времени, а также альманаха (содержащего эфемериды всех прочих НС, входящих в состав спутниковой РНС), употребляемого при выборе того или иного НС;
- радиосигналы дополнительных сведений (поправка на ионосферную рефракцию, сведения о «возрасте» той или иной информации, служебная информация и т.д.) [3].

Выбор конфигурации и состава орбитальной группировки НС позволяет создать в околоземном пространстве *глобальное* и *точное навигационно-временное поле*. Значения координат и скорости НС, рассчитанные для фиксированных моментов времени по результатам прогнозирования его движения, называют ***эфемеридами***. Совокупность эфемерид всех спутников сети называется ***альманахом***. Удается прогнозировать эфемериды с высокой точностью (до 2…3 м) на время до 12 часов.

2. Сеть наземных станций образует **подсистему контроля и управления (ПКУ)**, предназначенную для управления полетом и работой бортовой аппаратуры всех НС системы и для снабжения их информацией, необходимой для выполнения высокоточных и надежных навигационных измерений. ПКУ иногда называют **наземным командно-измерительным комплексом (КИК)**.

КИК выполняет следующие ***операции***:

- определение орбит НС;
- вычисление расхождения бортовых шкал времени НС со шкалой системного времени;
- предсказание эфемерид каждого НС и уходов бортового времени;
- формирование массива служебной информации, закладка его в память соответствующего спутника;
- телеметрический контроль работы систем спутника и диагностика их состояния [18].

Входящие в состав ПКУ станции и центры выполняют ***функции***:

- ССС – измерение дальностей и регистрация метеоусловий для расчета поправок на дополнительные задержки радиосигнала при распространении его в ионосфере и тропосфере;
- КИС – слежение за НС, определение фактических значений эфемерид и расхождения шкал времени НС с системным временем по данным телеметрии, трансляция на НС сигналов коррекции для эталонных генераторов НС и ввода поправок времени и параметров орбиты НС, а также различного рода служебной информации;
- СЗСИ – закладку в память бортового компьютера НС информации об эфемеридах, поправок к системному времени, поправок на условия распространения радиоволн и другой служебной информации, закладка служебной информации – не реже 1 раза в сутки;
- КВЦ – обзор и обработку информации о параметрах фактического движения НС и о функционировании системы с целью прогнозирования эфемерид и расчета поправок, чем поддерживается требуемая точность решения навигационных задач потребителями [16].

Системный эталон времени и частоты (СЭВЧ) является ядром ПКУ и обеспечивает синхронизацию всех процессов СРНС, в том числе синхронизацию излучаемых НС навигационных сигналов с системной шкалой времени.

3. Подсистема потребителей (АП) состоит из аппаратуры, установленной на космических кораблях, самолетах, вертолетах и др. объектах, и позволяет определить свое местоположение и другие интересующие потребителя навигационные элементы. АП включает также аппаратуру специального назначения, например, для выполнения геодезических работ, аппаратуру системы единого времени и т.д.

В последние годы российские производители направили серьезные усилия на разработку и выпуск аппаратуры потребителей СРНС ГЛОНАСС и совмещенных приемников ГЛОНАСС/GPS различного назначения. Основные типы отечественных авиационных приемоиндикаторов СРНС приведены в таблице 4.9 [16].

Таблица 4.9 – Основные типы авиационных приемоиндикаторов СРНС

Название	Обозначение	Класс по TSD-C 129
Спутниковый навигационный приемник	СНС 2	C1
Авиационная бортовая радиотехническая интегрированная система	АБРИС	A1, B1
Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система	НСИ-2000 НСИ-2000МТ НСИ-2000MTG	A1, B1 B1 B1
Аппаратура потребителей спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/ GPS	СН-3301	A2, C2
Бортовой приемник спутниковой навигации	БПСН-2	C1
Бортовая многофункциональная система	БМС-индикатор	A1, B1, C1
Пульт-приемоиндикатор спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/ GPS	ППИ-2006	A1, B1, C1
Transas Satellite System	TSS	A1, B1, C1
Бортовой индикатор для обеспечения категорированной посадки	БМС-индикатор с дифференциальным режимом	Посадка по 1 категории ICAO с АПДД
Пульт-вычислитель навигационный	ПВН	A1, B1, C1
Бортовое оборудование спутниковой навигации	СН-4312 с дифференциальным режимом	Посадка по 1 категории ICAO с АПДД

Основными задачами функционирования АП, установленной на борту самолета, являются:

1) осуществление радиоконтакта с тем или иным НС (в зоне видимости обычно 3…5 НС, поэтому для обеспечения непрерывности процесса МП самолета используется бортовая самолетная ФАР, каждый из лучей которой осуществляет слежение за соответствующим НС);

2) определение МП самолета при помощи обработки принятых от НС сигналов;

3) учет временных поправок, обусловленных расхождением шкал времени;

4) выполнение поиска того или иного НС;

5) обработка служебной информации [3].

Современные приемоиндикаторы, как правило, обеспечивают работу по сигналам ГЛОНАСС и GPS (С/А-код), имеют хорошие массогабаритные показатели, удобный пользовательский интерфейс, высокую точность, надежность и помехозащищенность. Информация выводится на встроенный высококонтрастный цветной дисплей.

4.8.3. Характеристика сигналов ГЛОНАСС и GPS

В системах ГЛОНАСС и GPS предусмотрены меры, позволяющие военным потребителям определять навигационно-временные параметры с более высокой точностью. В частности, потребители военного назначения имеют возможность выполнять навигационные определения по сигналам, излучаемым НС на двух частотах, за счет чего удается компенсировать неизвестную дополнительную задержку сигнала при распространении в ионосфере. Для остальных потребителей сигнал второй частоты, структура которого также позволяет выполнять дальномерные измерения с повышенной точностью, недоступен (доступ к нему закрыт за счет использования трудно обнаруживаемого кода).

Основные характеристики сигналов ГЛОНАСС и GPS приведены в таблице 4.10 [16].

Таблица 4.10 – Основные характеристики сигналов ГЛОНАСС и GPS

Параметр	ГЛОНАСС	GPS
Разделение каналов	частотное	кодовое
Длительность элемента кода СТ (С/А), ВТ (Р), мкс	2 0,2	(1) (0,1)
Период кода СТ, С/А ВТ (Р)	1 мс (511 элементов) 511000 элементов	1,02 мс (1023 элемента) 7 сут. (2,35·1014 элементов)
Частота излучения СТ+ВТ, С/А+Р, МГц ВТ, Р, МГц	1598 – 1606 1242 – 1248	1575,4 1227,6
Скорость передачи служебной информации, бит/с	50	50
Длительность кадра, с	30	30
Длительность суперкадра, мин	2,5	12,5
Количество кадров в суперкадре	5	25

Каждый НС излучает непрерывные сигналы, поэтому на вход приемника АП одновременно поступают сигналы от всех НС, находящихся в зоне радиовидимости. Необходима такая структура сигналов, которая позволила бы разделять их на приемной стороне. Также необходимо обеспечить измерение параметров сигналов, несущих информацию о дальностях до НС и скоростях их изменения с высокой точностью и передачу эфемеридной информации потребителям для решения навигационной задачи.

В системе ГЛОНАСС используется ***частотное разделение каналов***: каждый НС излучает сигнал на индивидуальной частоте. Для уменьшения внутрисистемных помех спектр сигнала должен быть ограниченным, что не

всегда удается реализовать на практике. Уровень внутрисистемных помех в системе ГЛОНАСС выше, чем в GPS.

В системе GPS используется ***кодовое разделение каналов***: все НС излучают сигнал на одной частоте, но каждый сигнал модулирован индивидуальным кодом (коды должны быть по возможности ортогональны между собой для уменьшения внутрисистемных помех, приводящим к ошибкам при разделении сигналов). Используемые в GPS коды обеспечивают относительно небольшой уровень внутрисистемных помех.

Дальность и скорость изменения дальности до НС в АП определяются путем измерения задержки момента прием сигнала относительно известного момента его излучения аппаратурой НС и доплеровского сдвига частоты. Требования к повышению точности оценки задержки и доплеровского сдвига частоты противоречивы. Минимальная среднеквадратическая погрешность (СКП) оценки задержки сигнала обеспечивается при увеличении его эффективной ширины спектра, что при использовании обычных импульсных сигналов эквивалентно *уменьшению* его длительности.

Минимальная же СКП оценки доплеровского сдвига частоты обеспечивается при *увеличении* эффективной длительности сигнала. Данное противоречие разрешается при использовании сигналов с большой базой

$$B = T_{\text{эф}} \Delta F_{\text{эф}}, \tag{4.34}$$

где $T_{\text{эф}}$ – эффективная длительность сигнала; $\Delta F_{\text{эф}}$ – эффективная ширина спектра сигнала.

Такими свойствами обладают используемые в СРНС ***шумоподобные сигналы*** (ШПС), которые можно получить путем бинарной (0, π или $-\pi/2$, $+\pi/2$) фазовой манипуляции несущей по закону псевдослучайной последовательности. Манипулирующая псевдослучайная последовательность (ПСП) называется ***навигационным кодом***, каждый элемент которого жестко привязан к шкале времени, формируемой спутниковым эталоном времени и частоты (ЭВЧ). Зафиксирован в АП момент приема соответствующего элемента кода (или кодовой последовательности в целом), можно определить дальность до НС. Используемые в СРНС фазоманипулированные сигналы обладают высокой помехоустойчивостью и имеют автокорреляционные функции с узкими пиками по временной задержке и доплеровской частоте, за счет чего достигается высокая точность оценки указанных параметров сигнала [16].

Сигналы системы ГЛОНАСС. Каждый НС спутник излучает фазоманипулированные по закону ПСП ***навигационные сигналы*** двух типов:

- ***сигнал кода СТ*** (стандартной точности), достаточно легко обнаруживаемый и доступный любым пользователям;

- ***сигнал кода ВТ*** (высокой точности), трудно обнаруживаемый и доступный ограниченному кругу пользователей, прежде всего военным потребителям.

Каждый НС излучает навигационные сигналы в двух частотных диапазонах $L1 \sim 1600$ МГц (сигналы кодов СТ и ВТ) и $L2 \sim 1240$ (только кода ВТ). Номинальные значения частот излучаемых сигналов

$$f_{k1} = f_1 + k\Delta f_1 \text{ и } f_{k2} = f_2 + k\Delta f_2,$$

где $k = 1, ..., 24$ – номер литера рабочих частот; $\Delta f_1 = 0,5625$ МГц и $\Delta f_2 = 0,4375$ – разнос частот между соседними каналами, выбранный с учетом максимально возможных доплеровских сдвигов частот принимаемых сигналов.

С целью сокращения количества занимаемых частотных каналов *антиподные* (сдвинутые по истинной аномалии на 180°) НС одной орбиты излучают сигналы на *одинаковых частотах*. Рабочие частоты f_{k1} и f_{k2} когерентны и формируются от одного ЭВЧ, при этом их соотношение $f_{k1}/f_{k2} = 9/7$. Прием сигнала на двух частотах позволяет устранить неизвестную дополнительную ионосферную задержку сигнала, которая зависит от частоты.

В качестве манипулирующих в системе ГЛОНАСС используются ***М-последовательности*** – рекуррентные линейные циклические последовательности, которые формируются в результате циклических перестановок некоторого кодового слова (образующего полинома) с помощью сдвигающего регистра. Число разрядов *n* сдвигающего регистра определяет период последовательности $L = 2^n - 1$.

Код СТ содержит 511 символов в периоде (формируется генератором кода с тактовой частотой 0,511 МГц), длительность символа кода $\tau_{\text{К}} = 1,957$ мкс. Период повторения кода СТ $T_{\text{К}} = 1$ мс, что позволяет АП достаточно легко его обнаружить. Образующий полином кода имеет вид $G(X) = 1 + X^5 + X^9$. Интервал однозначного измерения дальности $R_{\text{ОДН}} = cT_{\text{ПК}}$.

Сигнал специального кода ВТ содержит 511000 символов в периоде (формируется генератором кода с тактовой частотой 5,11 МГц) и имеет существенно больший период повторения при длительности элемента кода $\tau_{\text{К}} = 0,2$ мкс, что обеспечивает невозможность его обнаружения обычной АП.

Служебная информация (эфемериды, поправки к шкале времени НС, поправки на распространение радиоволн, альманах системы и др.) передается одновременно с навигационным сигналом путем его дополнительной НЧ фазовой манипуляции. Для этого код служебной информации наклады-

вается на дальномерные коды путем сложения по модулю 2. Результирующий манипулирующий сигнал имеет вид [16]

$$xP(t) \oplus D(t),\ xG(t) \oplus D(t), \tag{4.35}$$

где $xP(t)$ – код ВТ; $xG(t)$ – код СТ; $D(t)$ – код служебной информации.

Излучаемый НС радиосигнал (рисунок 4.37д) получается путем фазовой манипуляции несущего колебания двоичной последовательностью, образованной суммированием по модулю 2 дальномерного кода СТ (рис. 4.37г) или ВТ, цифровой информации навигационного сообщения (рис. 4.37а) и вспомогательного сигнала типа «меандр» (рис. 4.37б). При этом элементы дальномерного кода и навигационного сообщения синхронизируются импульсами синхронизации, вырабатываемыми ЭВЧ НС с периодом 1мс (рис. 4.37в).

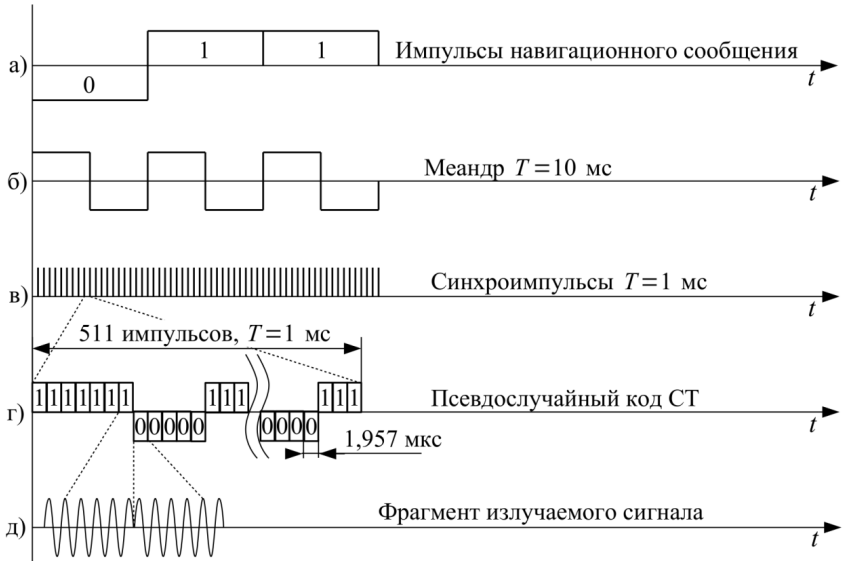


Рис. 4.37. Формирование сигнала СТ системы ГЛОНАСС

В упрощенном виде излучаемый i-м НС сигнал можно представить в виде

$$S_{1i}(t) = \{xP(t) \oplus D(t)\}\cos(\omega_{1i}t + \varphi_i) + \{xG(t) \oplus D(t)\}\sin(\omega_{1i}t + \varphi_i), \tag{4.36}$$

$$S_{2i}(t) = \{xP(t) \oplus D(t)\}\cos(\omega_{2i}t + \varphi_i), \tag{4.37}$$

где ω_{1i}, ω_{2i} – несущая частота сигнала соответственно в диапазоне L1 и L2; φ_i – начальная фаза ВЧ-заполнения, привязанная к шкале времени, формируемой ЭВЧ *i*-го НС.

Разделение излучаемых на одной частоте сигналов СТ и ВТ производится за счет того, что несущие на одной и той же частоте сдвинуты друг относительно друга по фазе на 90°. Кроме того, сигнал СТ образуется фазовой манипуляцией несущей на 0, π, а сигнал ВТ – манипуляцией на $-\pi/2$, $+\pi/2$.

В системе ГЛОНАСС служебная информация передается пятью кадрами в виде потока цифровой информации (оперативной и неоперативной) со скоростью 50 бит/с. Кадр служебной информации содержит 1500 бит информации и занимает 30 с. В состав ***оперативной информации*** входят эфемериды, поправки к шкале времени, создаваемой ЭВЧ, и другая информация, относящаяся к данному НС. Оперативная информация передается в полном объеме в каждом кадре.

Неоперативная информация включает в свой состав альманах системы, поправку к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно универсальной (всемирной) шкалы времени UTC и другую информацию о состоянии системы и параметрах орбитальной группировки. Часть неоперативной информации передается в каждом кадре, но ее полный объем – пятью кадрами, образующими суперкадр длительностью 150 с. Периодичность обновления альманаха в АП в системе ГЛОНАСС составляет 2,5 мин, а периодичность обновления эфемерид – 30 с.

Сигналы системы GPS. В системе GPS все НС излучают фазоманипулированные сигналы на частотах $L1 = 1575{,}42$ МГц и $L2 = 1227{,}6$ МГц, получаемых из сигнала номинальной частоты 10,23 МГц, формируемого ЭВЧ. На частоте L1 излучаются сигналы, модулированные кодом, доступным для широкого круга потребителей (***С/А-код, Clear Acquisition*** – легко обнаруживаемый), и кодом, доступным только потребителям военного назначения (***Р-код, Protected*** – защищенный). Сигнал частоты L2 модулирован только Р-кодом.

При кодовом разделении каналов в системе GPS каждый НС использует только ему выделенные индивидуальные дальномерные С/А-коды и Р-коды. Длительность элемента С/А-кода, являющегося циклическим кодом Голда, составляет около 0,978 мкс с периодом 1 мс и 1023 элементами кода в периоде. В системе GPS возможно формирование 36 различных кодовых последовательностей С/А-кода.

Длительность элемента Р-кода составляет около 0,0978 мкс, при этом полный период Р-кода – около 267 суток. Всего в системе предусмотрена возможность получения 37 индивидуальных Р-кодов.

Сигнал несущей частоты L1 модулируется двумя *двоичными последовательностями*, каждая из которых образована путем суммирования по модулю 2 дальномерного кода и формируемой со скоростью 50 бит/с служебной информации. Разделение излучаемых на одной частоте сигналов, как и в ГЛОНАСС, обеспечивается путем сдвига по фазе на 90° несущей частоты. Сигнал, излучаемый на частоте L2, манипулирован только Р-кодом.

В системе GPS предусмотрен ***режим S/A*** (***Selective Availability*** – ограниченного доступа), который предназначен для снижения точности определения координат потребителями простым «загрублением» сигналов времени, передаваемых спутником [16].

Навигационное сообщение (кадр информации) содержит 1500 бит информации (5 блоков по 300 бит) и передается за 30 с. Информация об эфемеридах данного НС и данные о поправке к его шкале времени передаются в первых трех блоках. Четвертый и пятый блоки содержат часть информации полного альманаха системы. Полный альманах передается 25 кадрами, образующими супрекадр длительностью 12,5 мин. Периодичность обновления альманаха в АП в системе GPS составляет 12, 5 минут, а периодичность обновления эфемерид – 30 с.

4.9. Системы предупреждения столкновений

Системы предупреждения столкновений (СПС) служат для выдачи экипажу ВС сигнала об опасном сближении самолета в воздухе и команд на выполнение безопасного маневра по расхождению конфликтующих объектов. В основе авиационных СПС лежат, например, автоматический обмен информацией о высоте и скорости взаимодействующих ВС и определение расстояния между ними [18].

СПС являются одними из основных средств предотвращения гибельного развития конфликта. Поскольку позволяют заранее прояснить сложившуюся воздушную ситуацию и выработать сигнал аварийного предупреждения. Концепция функционирования СПС в наиболее общем виде состоит в реализации так называемого «τ-критерия», заключающегося в вычислении (и индикации) текущего значения интервала времени τ и сравнению его с заранее определенными пороговыми величинами τ_1 и τ_2 [3].

Рассмотрим процесс нахождения τ. Геометрические величины, характеризующие сближение самолетов, показаны на рисунке 4.38.

Пусть траектории двух самолетов, движущихся в одной плоскости прямолинейно и равномерно, пересекаются в точке О под углом γ. При этом в начальный момент времени t_0 самолет 1 находится в точке A_0, а самолет 2 – в точке B_0. Расстояние между этими точками обозначим R_0, а угол, под которым самолет 2 наблюдается из самолета 1 – как α. Тогда в

следующий момент времени t_1 самолет 1, летящий со скоростью V_1 окажется в точке A_1, а самолет 2, перемещающийся со скоростью V_2 – в точке B_1. В общем случае из-за различных скоростей отрезок R_1 (расстояние между точками A_1 и B_1) не будет параллелен отрезку R_0. Выполним дополнительные построения.

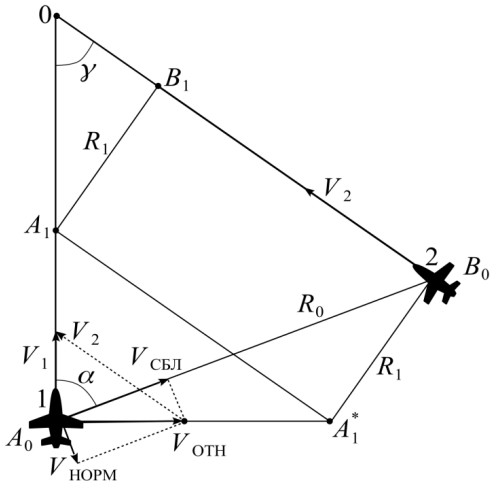


Рис. 4.38. Геометрические величины, характеризующие сближение самолетов

Переместим отрезок R_1 параллельно самому себе так, чтобы точка B_1 совместилась с точкой B_0 – тогда новым положением точки A_1 окажется точка A_1^*. Соединим точки A_1^* и A_0. Перенесем вектор V_2 к вектору V_1, разностью этих векторов окажется вектор относительной скорости $V_{\text{ОТН}}$, ориентированный вдоль отрезка $A_0A_1^*$. Разложим вектор $V_{\text{ОТН}}$ на две ортогональные составляющие – скорость сближения $V_{\text{СБЛ}}$ (вдоль отрезка A_0B_0) и скорость $V_{\text{НОРМ}}$.

С помощью рис. 4.38 можно записать следующие соотношения:

для скорости сближения

$$V_{\text{СБЛ}} = V_1 \cos\alpha - V_2 \cos(\alpha + \gamma), \tag{4.38}$$

для относительной скорости

$$V_{\text{ОТН}}^2 = V_1^2 + V_2^2 - 2V_1V_2 \cos\gamma, \tag{4.39}$$

для нормальной (ортогональной) составляющей скорости

$$V_{\text{НОРМ}}^2 = V_{\text{ОТН}}^2 - V_{\text{СБЛ}}^2, \tag{4.40}$$

для расстояния R_1 *в произвольный момент времени* t

$$[R_1(t)]^2 = R_0^2 + (V_{\text{ОТН}}t)^2 - 2R_0V_{\text{СБЛ}}t, \tag{4.41}$$

где $t = t_1 - t_0$ [3].

Время $t_{\text{СБЛ}}$, отсчитываемое от момента времени t_1 до минимального (в пределах треугольника A_0OB_0) расстояния между самолетами 1 и 2, будет определяться из уравнения $dR_1(t)/dt = 0$ и окончательно запишется в виде

$$t_{\text{СБЛ}} = \frac{R_0V_{\text{СБЛ}}}{V_{\text{ОТН}}^2}. \tag{4.42}$$

Если изначально вычисляемую величину τ рассматривать как минимальное время $t_{\text{СБЛ min}}$, то полагая $V_{\text{СБЛ}} = V_{\text{ОТН}}$, получим

$$\tau = R_0/V_{\text{СБЛ}}. \tag{4.43}$$

Исходя из результатов летной практики, можно сделать вывод, что основным компонентом, влияющим на выбор τ, как интервала времени до наибольшего сближения, является величина R_0. Выражение (4.43) можно трактовать и иначе – наиболее опасной является ситуация, когда $V_{\text{НОРМ}} \approx 0$ и, следовательно, $V_{\text{СБЛ}} \approx V_{\text{ОТН}}$. При малых значениях $V_{\text{СБЛ}}$ алгоритм (4.43) обладает весьма небольшой эффективностью, ибо движение самолетов 1 и 2 происходит по почти параллельным траекториям. Тем не менее, величина R_0 является основной при формировании τ-критерия [3].

Для получения конкретных значений пороговых величин τ_1 и τ_2 воспользуемся выражениями длительностей маневра в вертикальной $\tau_{\text{ВЕР}}$ и горизонтальной $\tau_{\text{ГОР}}$ плоскостях:

$$\tau_{\text{ВЕР}} = \sqrt{\frac{h_{\text{БЕЗ}}^2}{V^2} + \frac{2h_{\text{БЕЗ}}}{\alpha_{\text{ВЕР}}}}, \tag{4.44}$$

$$\tau_{\text{ГОР}} = \sqrt{\frac{R_{\text{БЕЗ}}(R_{\text{БЕЗ}} + 2R_{\text{ГОР}})}{V^2}}, \tag{4.45}$$

где $h_{\text{БЕЗ}}$ – безопасная разность высот самолетов 1 и 2; V – скорость самолета, выполняющего маневр; $\alpha_{\text{ВЕР}}$ – нормальное ускорение в вертикальной плоскости; $R_{\text{БЕЗ}}$ – безопасное расстояние в горизонтальной плоскости;

$$R_{\text{ГОР}} = V^2/\alpha_{\text{ГОР}}tg\beta \tag{4.46}$$

– радиус разворота в горизонтальной плоскости; $\alpha_{\text{ГОР}}$ – нормальное ускорение в горизонтальной плоскости; β – угол крена.

Если в выражения (4.44)…(4.46) подставить конкретные величины, взятые из летной практики, то можно найти соответствующие значения $\tau_{\text{ВЕР}}$ и $\tau_{\text{ГОР}}$. В частности, для гражданской авиации ($h_{\text{БЕЗ}} = 150$ м; $R_{\text{БЕЗ}} = 400$ м; $\alpha_{\text{ВЕР}} \le 0{,}1g$; $\alpha_{\text{ГОР}} \le 0{,}1g$) минимальная длительность маневра $\tau_{\min}$ составляет 20 с, а с учетом реакции пилота и так называемого интервала запаса оно принимается равным 30 с. Поэтому алгоритм работы СПС согласно τ-критерию формируется следующим образом: если в процессе измерения величина τ окажется равной значению $\tau_1 = 40$ с, самолетами 1 и 2 должно быть начато формирование взаимно-координированных маневров по уклонению от столкновений, а если равной $\tau_2 = 30$ с, то должен начаться выполняться маневр.

Когда текущее значение τ меньше, чем τ_1, на индикаторном табло пилота должен появиться (загореться) сигнал, запрещающий горизонтальные маневры, а в запросный сигнал включается информация о степенях свободы защищаемого от столкновения самолета: вверх – свободна верхняя зона пространства, вниз – свободна нижняя полусфера, вверх-вниз – свободны обе области, прямо – обе зоны предупреждения заняты. На указанный запрос сближающийся самолет отвечает сигналом, в состав которого соответствующим кодом включается рекомендация защищаемому самолету выполнить один из трех маневров – вверх, вниз или прямо. Полученная рекомендация отображается на индикаторе пилота. При $\tau \le \tau_2$ на индикатор пилота выдается команда на выполнение маневра. В случае, когда сближающиеся самолеты достигают высоты безопасного расхождения, указанные команды не передаются, а в запросных сигналах защищаемого самолета перестают передаваться данные о его степенях свободы.

Подавляющее большинство бортовых СПС работает в запросно-ответном режиме: оценка степени опасности складывающейся воздушной обстановки выполняется на защищаемом самолете по информации, содержащейся в сигнале, полученном от облучаемого самолета.

Структурная схема **импульсной запросно-ответной СПС** представлена на рисунке 4.39, при этом запросчик располагается на защищаемом самолете, а ответчик – на облучаемом [3].

Формирование сигнала, излучаемого запросчиком (рис. 4.39а) начинается с первого блока синхронизации (С1), к которому нередко добавляется первый шифратор. Синхроимпульс с выхода С1 запускает первое радиопередающее устройство (ПРД1), радиосигнал заполняется колебанием частоты f_0, поступающим от когерентного гетеродина (КГ). После этого сиг-

нал, прошедший через первый антенный переключатель (АП1), излучается направленной антенной в пространство.

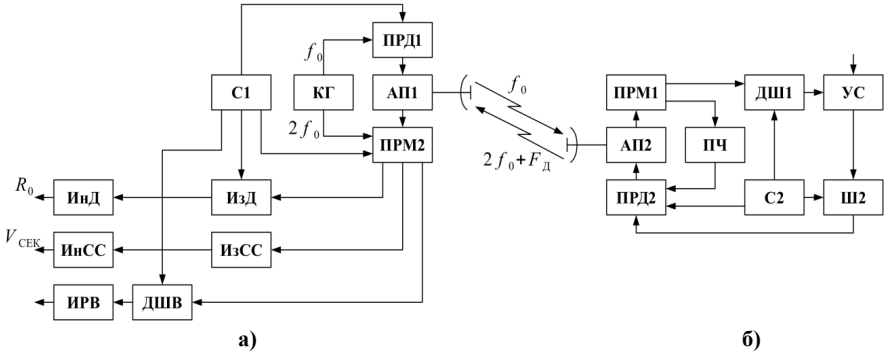


Рис. 4.39. Структурная схема запросчика (а) и ответчика (б) импульсной запросно-ответной СПС

Антенна бортового ответчика (рис. 4.39б) принимает поступивший на нее сигнал, который через второй антенный переключатель (АП2) попадает в первое радиоприемное устройство (ПРМ1). С выхода ПРМ1 сигнал поступает на первый дешифратор (ДШ1).

Если в аппаратуре запросчика установлен первый шифратор, то высота полета защищаемого самолета, полученная, например, от барометрического высотомера, вводится в С1 и кодируется в первом шифраторе. В этом случае ДШ1, расположенный в аппаратуре ответчика, определяет значение высоты полета защищаемого самолета и подает это значение на один из входов устройства сравнения (УС). На второй вход УС вводится величина высоты полета облучаемого самолета, УС вырабатывает разность высот двух самолетов, кодируемая во втором шифраторе (Ш2). С выхода Ш2 кодовая посылка поступает на вход второго радиопередающего устройства (ПРД2).

Однако возможен другой вариант. Если в аппаратуре запросчика первый шифратор отсутствует, то ДШ1 также отсутствует, а выход ПРМ1 подан на один из входов УС – запросный сигнал задает момент измерения высоты облучаемого самолета. В этом случае высота полета облучаемого самолета, вводимая в Ш2, далее в виде кодированной последовательности видеоимпульсов поступает на вход ПРД2.

Важной *особенностью* излучения сформированного ответчиком сигнала является изменение (удвоение) частоты заполнения ответного сигнала, выполняемое преобразователем частоты (ПЧ). Второй блок синхронизации (С2) выдает синхроимпульсы на ДШ1, Ш2 и ПРД2.

Принятый от ответчика сигнал (его частота заполнения равна величине $2f_0 + F_Д$, где $F_Д$ – доплеровская частота) проходит через второе радиоприемное устройство (ПРМ2) на измерительные блоки:

- на *измеритель дальности* R_0 (ИзД), определение дальности R_0 выполняется обычным импульсным методом;
- на *измеритель скорости взаимного сближения* $V_{СБЛ}$ (ИзСС) защищаемого и облучаемого самолетов (вычисление скорости $V_{СБЛ}$ по выделенной в ПРМ2 с участием КГ доплеровской частоте $F_Д$);
- на *дешифратор высоты* (ДШВ) – если в принятом от ответчика сигнале содержится код высоты полета облучаемого самолета (в этом случае ДШВ вычисляет еще и разность высот обоих самолетов, причем высота полета защищаемого самолета поступает от С1) или разности высот – если в принятом от ответчика сигнале содержится код разности высот.

Далее результаты измерений подаются на соответствующие индикаторы: на *индикатор дальности* R_0 (ИнД), на *индикатор скорости сближения* $V_{СБЛ}$ (ИнСС) и на *индикатор разности высот* (ИРВ) [3].

Помимо индикаторов ИнД, ИнСС и ИРВ результаты измерений подаются еще и на бортовое устройство управления полетом, в котором по значениям R_0 и $V_{СБЛ}$ по (4.43) определяется величина τ и сравнивается с пороговыми величинами τ_1 и τ_2, а разность высот служит указанием для снижения, сохранения или набора высоты полета защищаемого самолета.

Одним из способов обеспечения повышенной точности работы СПС является использование на борту высокостабильных эталонных генераторов (бортовых «часов»), которые обеспечивают необходимую синхронизацию времязадающих устройств на всех самолетах, входящих во взаимодействие друг с другом. В этом случае используемая СПС называется ***синхронной***.

Другой разновидностью СПС, которые нашли широкое применение в авиационной практике, являются ***асинхронные*** (высокостабильные эталоны отсутствуют) СПС, описанные в [3].

4.10. Принципы комплексирования навигационных систем

Навигационный комплекс (НК) – совокупность датчиков, устройств и систем, функционально объединенных бортовой ЭВМ и обеспечивающих решение основной задачи навигации, а также задач, связанных с посадкой ВС. Навигационную и посадочную части этого комплекса часто выделяют в отдельные навигационный и посадочный комплексы [18].

Навигационная часть комплекса (НСНК) – главное средство вождения ВС на воздушных трассах. *Основные задачи* НЧНК:

- программирование полета и определение МП ВС;

- коррекция координат, полученных методом счисления, с индикацией вычисленных поправок;
- обработка информации, получаемой от датчиков комплекса;
- управление пилотажными индикаторами и плановыми индикаторами навигационной обстановки;
- формирование и выдача сигналов в САУ для автоматического пилотирования и полета по маршруту в любую заданную точку, а также для автоматического или полуавтоматического выполнения предпосадочного маневра;
- автоматизация предполетного и полетного контроля аппаратуры с выдачей сигналов о неисправности отдельных систем и комплекса в целом;
- определение времени пролета любого пункта по маршруту и выдача экипажу соответствующей сигнализации, определение и индикация времени полета с учетом фактического остатка топлива.

Автоматическое решение этих и других задач сокращает время загруженности экипажа управляющими действиями до 40 % от общей продолжительности полета.

Посадочная часть навигационного комплекса (ПЧНК) выдает экипажу и в САУ информацию о положении ВС в пространстве с целью выполнения операций по заходу ВС на посадку, посадки и руления по ВПП при метеорологических условиях, соответствующих заданной категории посадки [18].

Состав НК зависит от класса ВС, уровня автоматизации комплекса (определяется степенью совершенства вычислительной системы комплекса) и имеющихся датчиков навигационной информации.

Комплексирование навигационных измерителей является одним из способов повышения точности и надежности навигационного обеспечения ВС. В основе комплексирования лежит избыточность информации об измеряемых навигационных параметрах, получаемой от устройств и систем, работающих на различных физических принципах. Наиболее перспективным направлением является создание комплексной (интегрированной) *многофункциональной* аппаратуры с гибкой архитектурой, при разработке которой можно более полно использовать современные технологии и научные достижения [16].

Под ***интеграцией*** понимают структурное, функциональное, схемно-конструктивное объединение в единую систему основанных на различных физических принципах навигационных измерителей.

Интеграция позволяет:

- значительно повысить качество решаемых функциональных задач;
- снизить общую массу оборудования;
- повысить надежность;

- сократить эксплуатационные расходы.

Анализ характеристик существующих РНС определяет необходимость решения следующих основных ***проблем*** [16]:

1) повышение устойчивости работы, особенно в условиях естественных и преднамеренных помех;

2) повышение точности определения местоположения ВС;

3) повышение доступности и целостности РНС;

4) повышение непрерывности обслуживания (функционирования).

Наибольший эффект дает ***объединение в комплексной системе навигации*** (КСН) ***радиотехнических и нерадиотехнических измерителей*** (РТИ и НРТИ). Ошибки РТИ и НРТИ обладают различными статическими характеристиками. К таким характеристикам относится прежде всего *спектральная плотность погрешности измерений*. Ошибки НРТИ являются медленно меняющимися, характеризуются *узким* спектром, сосредоточенным в НЧ области. Ошибки РТИ, наоборот, являются, как правило, быстро меняющимися и характеризуются *широким* спектром, значительная часть которого сосредоточена в ВЧ области.

К РТИ относятся ДИСС, РВ, бортовая аппаратура РСБН (VOR/DME), РСДН, приемоиндикаторы СРНС. К НРТИ относятся инерциальная навигационная система (ИНС), система воздушных сигналов (СВС), курсовая система (КС). Сравнение характеристик РТИ и НРТИ позволяет указать следующие их достоинства и недостатки.

К ***достоинствам РТИ*** относятся высокая точность измерения навигационных параметров (практически не зависящая от времени полета) и слабая зависимость точности от метеоусловий, времени года и суток; к ***недостаткам*** – ограниченная дальность действия (все системы, кроме СРНС), подверженность действию радиопомех и ограниченная пропускная способность (для некоторых типов РТИ).

Достоинствами НРТИ являются: неограниченная дальность действия, независимость функционирования от помех для многих типов НРТИ, автономность и скрытность работы. Недостатки: малая по сравнению с РТИ точность измерения навигационных параметров (которая, как правило, ухудшается с увеличением времени полета) и значительное время готовности после включения [16].

Структурная схема КНС, предназначенной для определения местоположения ВС, представлена на рисунке 4.40. На рисунке 4.40 введены обозначения: СКВ – система курсовертикали, УПК – устройство преобразования координат, КОИ – комплексная обработка информации, НВУ – навигационное вычислительное устройство.

Основной навигационной системой ВС является ИНС, которая при потенциально высокой точности лишена известных недостатков счисления по воздушной скорости (зависимость от ветра, маневрирования) и недо-

статков доплеровского измерителя (зависимость от подстилающей поверхности). ИНС позволяет измерять угловое положение ВС (углы крена, тангажа, курса), угловые скорости изменения крена и тангажа, линейные ускорения (перегрузки), угол сноса, параметры ветра, составляющие горизонтальной скорости и горизонтальные координаты ВС.

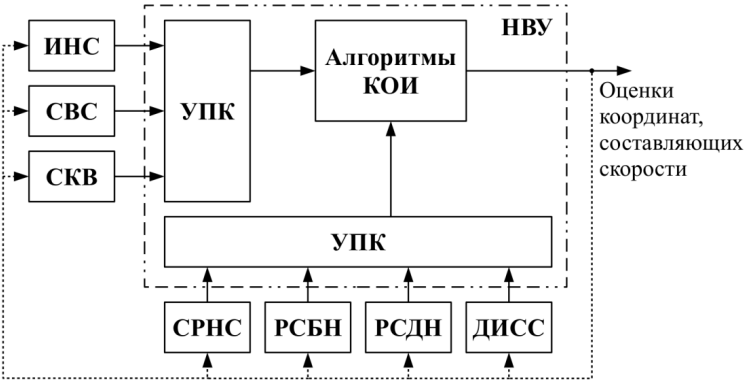


Рис. 4.40. Структурная схема КНС

В состав ИНС могут входить механические, электростатические, кольцевые, лазерные, волоконно-оптические, волновые и микромеханические гироскопы. Наиболее перспективными для использования на ВС считают *бесплатформенные ИНС* (БИНС), погрешность МП которыми составляет 2…5 км за час полета. Для авиации общего назначения перспективными являются ИНС на микромеханических гироскопах, точность которых достигает 2…10 км/ч.

Дополнительными датчиками скорости в КНС служит ДИСС и измеритель воздушной скорости, представляющий собой либо датчик воздушной скорости, либо систему воздушных сигналов (СВС), вспомогательным измерителем курса может являться СКВ. Сигналы всех этих устройств и систем обрабатываются в НВУ, где формируются оценки составляющих скорости, на основании чего происходит счисление координат. В НВУ также реализуются алгоритмы КОИ, в простейшем случае путем коррекции счисленных координат по данным, поступающих от бортовой аппаратуры РСБН, РСДН или СРНС.

СВС определяет параметры полета, проводя измерения во внешней среде. СВС измеряет и вычисляет следующие *высотно-скоростные параметры*:

- барометрическую высоту полета (абсолютную и относительную);

- скорость изменения высоты полета;
- воздушную скорость (истинную и приборную);
- число Маха;
- температуру наружного воздуха;
- полную температуру торможения;
- углы атаки и скольжения;
- давление (динамическое и полное);
- максимально-допустимую воздушную скорость.

СВС также формирует сигнализацию о превышении допустимой скорости и различные сигналы состояния.

Для современных КНС в ряде случаев характерно наличие обратных корректирующих связей (на рис. 4.40 показаны прерывистой линией). Поскольку все указанные системы и устройства определяют навигационные параметры в специфической для каждой из них системе координат, то в алгоритмах НВУ предусмотрен пересчет данных этих систем с помощью УПК в *общую систему координат*, в которой выполняется КОИ.

Максимального выигрыша при комплексировании можно достичь, решив задачу синтеза, в результате которого находится оптимальная структура комплексной системы. Синтез КНС основан на использовании методов оптимальной фильтрации, при этом удается оптимизировать КНС на *уровне первичной обработки информации*. Другой подход к построению КНС основан на *оптимизации вторичной обработки информации* (например, с помощью фильтра Калмана). При комплексировании на уровне вторичной обработки информации используют методы взаимной компенсации и фильтрации ошибок навигационных измерителей [16].

ГЛАВА 5
АВИАЦИОННЫЕ РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

5.1. Назначение, принцип работы и классификация РЛС

Радиолокацией называют область радиоэлектроники, которая занимается разработкой методов и технических устройств (систем) для обнаружения и определения координат и параметров движения различных объектов с помощью радиоволн. Наиболее существенные изменения в требованиях к дальнейшему совершенствованию РЛС обусловлены развитием средств воздушного нападения по пути снижения РЛ заметности ВС, повышения маневренности и расширения диапазона скоростей и высот полета, создания мини и микро ВС, а также в результате возросших возможностей средств РЭП и ракетного поражения. Многочисленные попытки совершенствования РЛС на базе традиционной физической радиолокации зачастую наталкиваются на проблемы принципиального характера.

Основными задачами РЛС являются:

1) обнаружение цели;

2) разрешение радиолокационных целей;

3) измерение параметров полезного сигнала с целью получения информации о координатах и параметрах движения цели.

4) различение (определение одного из классов целей – воздушные, морские или наземные) и распознавание целей (определение типа цели в заданном классе – самолет, вертолет и т.д.).

Для описания качества функционирования РЛС, как правило, используются показатели ***полноты*** Π, ***точности*** $\Re$ и ***достоверности*** $\aleph$ получаемой информации, определяемые как

$$\Pi = \frac{N_{\text{С}}}{N_{\Sigma}}, \tag{5.1}$$

$$\Re = \frac{1}{N_{\text{С}}} \sum_{i=1}^{N_{\text{С}}} \sigma_i, \tag{5.2}$$

$$\aleph = \frac{N_{\text{С}}}{N_{\text{Л}} + N_{\text{С}}}, \tag{5.3}$$

где $N_{\text{С}}$ – число правильно отображенных системой (с допустимой ошибкой) объектов из общего числа N_{Σ} воздушных объектов в зоне ее ответственности; σ_i – СКО (радиальная) сопровождения i-го истинного объекта; $N_{\text{Л}}$ – число сопровождаемых ложных траекторий [17].

Классификацию РЛС можно проводить по различным признакам. Различают РЛС по следующим основным признакам:

1) ***по способу локации*** – активные, полуактивные, РЛС с активным ответом, пассивные;

2) ***по виду излучения*** – импульсного, непрерывного, квазинепрерывного, шумового и комбинированного излучения;

4) ***по рабочему диапазону длин волн*** – миллиметровые, сантиметровые, дециметровые, метровые, декаметровые, многодиапазонные и др.;

5) ***по назначению*** – обнаружения целей, разведки, навигационные, управления оружием, обзора, обеспечения полетов, метеорологические, опознавания государственной принадлежности, многофункциональные;

6) ***по числу измеряемых координат*** – двухкоординатные (дальность и азимут), трехкоординатные (дальность, азимут и угол места);

7) ***по числу занимаемых позиций*** – однопозиционные, многопозиционные [17, 29].

Авиационные (самолетные) РЛС делятся на:

- ***РЛС обзора воздушного пространства*** (перехвата и прицеливания, дальнего радиолокационного обнаружения (дозора) и наведения (управления), защиты своих самолетов, обхода препятствий в воздухе);
- ***РЛС обзора земной поверхности*** (панорамные, бокового обзора с антенной, расположенной вдоль фюзеляжа, бокового обзора с синтезированной апертурой, подповерхностной радиолокации);
- ***многофункциональные РЛС***.

Авиационные РЛС задействуются для обнаружения наземных, надводных и воздушных объектов, а также для решения задач навигации, бомбометания, пуска ракет, разведки, обеспечения безопасности полета.

Среди ***БРЛС*** имеют место:

- бортовые станции наведения на цели;
- станции перехвата и прицеливания, используемые на истребителях для обнаружения целей, сближения и атаки, для выхода из атаки;
- самолетные панорамные станции, предназначенные для получения изображения земной поверхности, над которой пролетает ВС;
- станции бокового обзора, обеспечивающие наблюдение земной поверхности с высокой разрешающей способностью по угловым координатам;
- РЛ прицелы, устанавливаемые на ВС для обнаружения воздушных целей и управления стрельбой по этим целям;
- РЛ дальномеры, предназначенные для точного измерения дальности и используемые совместно с различными прицелами;
- станции измерения скорости полета самолета;
- РЛ высотомеры точного измерения истинной высоты полета ВС;
- РЛ взрыватели, обеспечивающие подрыв боевого заряда УР при ее

приближении к цели.

Среди ***основных задач БРЛС*** можно выделить:

- обнаружение и идентификация целей для формирования первичных измерений дальности, скорости сближения, бортовых пеленгов в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях (азимута и угла места);
- завязка траектории истинных и ложных целей с использованием стробов отождествления информации по параметрам первичных измерений;
- экстраполяция траекторий всех видов (прогнозирование фазовых координат относительно движения целей и ЛА);
- фильтрация и идентификация вновь поступающих измерений с экстраполируемыми траекториями;
- коррекция траекторий, выделение истинных целей и сброс ложных отметок [17].

Перечисленные задачи должны выполняться последовательно, однако реальный порядок их выполнения зависит от складывающейся обстановки (тактической, радиоэлектронной, угроз средств поражения, наличия отказов и т.д.) и диктуется общим алгоритмом управления АРЭК.

К ***тактическим характеристикам РЛС,*** определяющим эффективность решения тактических задач при боевых действиях авиации, относятся: 1) назначение; 2) сектор или зона работы; 3) время обзора этого сектора; 4) качественные показатели (показатели эффективности) обнаружения объекта; 5) число измеряемых координат и параметров движения объекта и точность этих измерений; 6) вид выходных данных; 7) разрешающая способность; 8) пропускная способность; 9) помехозащищенность; 10) надежность; 11) экономичность; 12) мобильность (маневренность) и др.

Основными ***техническими характеристиками РЛС***, необходимыми для реализации заданных тактических характеристик, являются следующие:

- режим работы, длительность и вид модуляции (манипуляции) зондирующих сигналов;
- диапазон частот (длин волн);
- энергетические характеристики (импульсная и средняя мощности передатчика);
- коэффициент шума и полоса пропускания приемника, время когерентного и некогерентного накопления сигнала;
- методы измерения координат, алгоритмы помехозащиты и тип устройства отображения;
- характеристики антенн, способы обзора пространства;
- характеристики вычислительных средств (объем памяти, разрядность АЦП, быстродействие системы цифровой обработки);
- используемая элементная база;
- число и тип выходных устройств;

- массогабаритные характеристики;
- мощность первичных источников питания и др. [19, 29, 30]

Структура РЛС существенно зависит от их назначения, места установки, источника сигнала, способов измерения координат и т.д. Однако при всем многообразии РЛС можно выделить элементы, которые в той или иной степени присущи большинству современных, а также перспективных РЛС. На рисунке 5.1 приведена обобщенная структурная схема РЛС, содержащая системы (подсистемы), предназначенные для непосредственного получения РЛ информации.

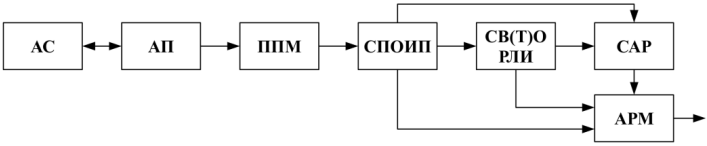


Рис. 5.1. Обобщенная структурная схема РЛС

На рис. 5.1 введены обозначения: АС – антенная система; ППМ – приемопередающий модуль; СПОИП – система первичной обработки информации и помехозащиты; СВ(Т)О РЛИ – система вторичной (третичной) обработки РЛ информации; САР – система автоматического распознавания; АРМ – автоматизированное рабочее место оператора. В качестве *дополнительных систем* (подсистем), которые могут включаться в состав РЛС, выделяют:

- робототехнические устройства для автоматического свертывания и развертывания АС;
- аппаратура защиты от ВТО;
- спецпроцессор для управления и обработки РЛ информации;
- тренажерно-имитационные средства;
- система первичного и вторичного питания;
- система государственного опознавания;
- автоматизированная система контроля (диагностики), поиска неисправностей и восстановления работоспособности;
- спутниковая радионавигационная система [29].

Принцип действия ***импульсной РЛС*** основан на излучении в пространство ВЧ импульсных сигналов с периодом повторения, согласованным с максимальной дальностью обнаружения. Отраженный от цели сигнал после соответствующей обработки в приемнике индицируется на экране индикатора или фиксируется автоматическим устройством обнаружения.

Упрощенная структурная схема ***непрерывной РЛС*** приведена на рисунке 5.2 (Ф –фильтр; ФД – фазовый детектор). Для реализации непрерыв-

ной РЛС требуется когерентный ВЧ передатчик (КПРД) и высокостабильный гетеродин (Г). Сигнал гетеродина $f_Г$ поступает на 1-й смеситель (СМ1), где смешивается с сигналом передатчика f_0, в результате чего формируется сигнал на частоте $f_0 \pm f_Г$ и подается на 2-й смеситель (СМ2), где смешивается с отраженным от цели сигналом.

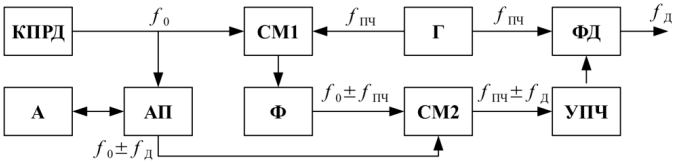


Рис. 5.2. Структурная схема непрерывной РЛС

В результате формируется сигнал на частоте гетеродина, смещенный на частоту Доплера $f_Д$, который далее подается на ФД. На выходе ФД выделяется сигнал только доплеровской частоты, в результате чего обеспечивается обнаружение и селекция движущихся целей. Для обеспечения возможности измерения дальности, частота передатчика модулируется по периодическому закону (обычно треугольному или синусоидальному).

Когерентными называются РЛС, в которых сигналы обладают когерентными свойствами и эти когерентные свойства используются при обработке принимаемых отраженных сигналов, которая и называется *когерентной*. В широком смысле ***когерентными*** называются сигналы, структура которых характеризуется жесткой связью по фазе отдельных частей сигнала [31]. Фазовая структура сигналов в этом случае известна или определяется в процессе обработки. *Когерентно-импульсная РЛС* с одним стабильным задающим генератором представлена на рисунке 5.3.

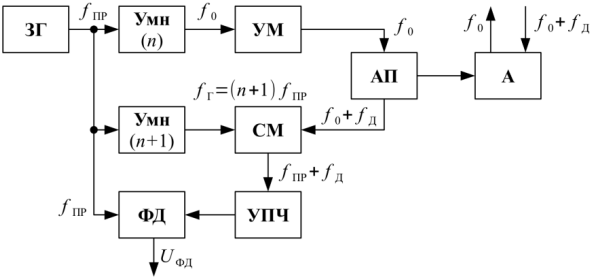


Рис. 5.3. Структурная схема когерентно-импульсной РЛС

Колебания стабилизированного кварцем задающего генератора (ЗГ) служат основой для формирования всех когерентных колебаний в РЛС. Путем умножения частоты ЗГ, обычно выбираемой равной промежуточной $f_{\text{ПР}}$, в n раз формируется сигнал передатчика СВЧ $f_0 = n \cdot f_{\text{ПР}}$, а при умножении в $(n+1)$ раз – сигнал местного гетеродина $f_{\text{Г}}$. Сигнал ЗГ может непосредственно использоваться в качестве опорного колебания для когерентного смесителя, роль которого часто выполняют фазовые детекторы (ФД).

Для обеспечения высокой эффективности обнаружения воздушных целей на фоне мешающих отражений от поверхности земли и для увеличения дальности обнаружения целей с малыми ЭПР в составе обзорно-прицельных систем самолетов широкое применение нашли ***импульсно-доплеровские РЛС (ИДР)***.

Структурная схема ***импульсно-доплеровской РЛС*** показана на рисунке 5.4.

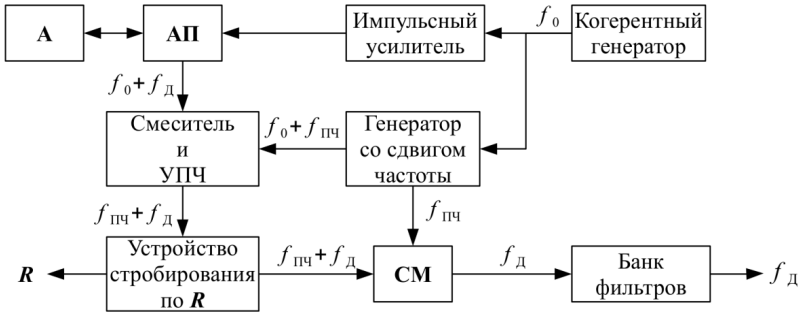


Рис. 5.4. Структурная схема импульсно-доплеровской РЛС

Разрешающая способность по дальности такая же, как и в обычных импульсных РЛС, но за счет использования высокой частоты следования импульсов возникают проблемы неоднозначности измерения дальности, которые решаются обычно путем модуляции или переключения трех сменных частот следования импульсов.

Этот класс РЛС характеризуется использованием когерентных последовательностей ВЧ импульсов при обнаружении целей и выполнением когерентной обработки принимаемых отраженных сигналов с осуществлением фильтрации доплеровских частот в наборах узкополосных доплеровских фильтров. ИДР относятся к когерентно-импульсным системам, но обычно выделяются в особый класс РЛС, так как основной операцией при обработ-

ке сигналов является выделение из спектра отраженных сигналов доплеровских частотных составляющих обнаруживаемых целей.

В настоящее время РЛС с ЛЧМ сигналами и с фазокодоманипулированными (ФКМ) сигналами (рисунок 5.5) получили наиболее широкое распространение [17]. На рис. 5.5 обозначено: ФМ – фазовый модулятор; УСВЧ – широкополосный СВЧ усилитель; ФУН – формирователь управляющего напряжения; ГИ – генератор импульсов; С – синхронизатор; УО – устройство обработки.

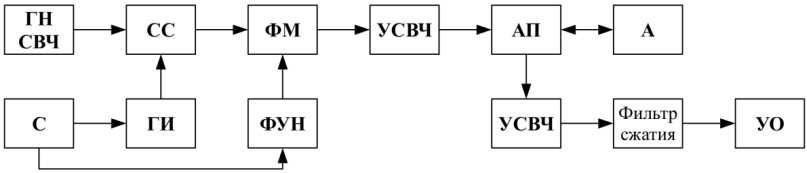


Рис. 5.5. Структурная схема РЛС с ФКМ сигналом и сжатием импульсов

Как видно из рисунка 5.5, первичным источником ФКМ сигналов является генератор непрерывного СВЧ сигнала (ГН СВЧ). Этот сигнал подается на стробирующую схему (СС) и преобразуется в широкие СВЧ-импульсы длительностью $\tau_{и}$, которые далее поступают на ФМ и кодируются по фазе с определенным дискретом. С этой целью формируется специальный управляющий код, обычно бинарный, обеспечивающий ступенчатое изменение фазы СВЧ-сигнала на 180°. Отраженный от цели сигнал после усиления в приемнике подвергается сжатию по длительности, осуществляемому, как правило, с помощью линии с отводами, фазовая характеристика которых соответствует обратному коду ФКМ рабочего импульса РЛС. Например, если код ФКМ импульса соответствует структуре 11001, где условно под 1 подразумевается значение фазы 0, а под 0 – значение фазы 180°, то фазовая характеристика отводов ЛЗ фильтра должна соответствовать структуре 10011. В результате осуществляется когерентное сложение и формирование узкого импульса с длительностью, равной длительности дискрета кода. При использовании оптимальных кодов образующиеся в процессе сжатия БЛ имеют малую величину.

Ядром современных РЛС становятся мощные специализированные ЭВМ. При *первичной обработке* сигналов они обеспечивают:

- аналого-цифровое преобразование принимаемых сигналов;
- защиту от импульсных помех;
- межпериодное накопление сигналов;
- автоматическое обнаружение сигналов;
- селекцию отметок целей и измерение координат отметок;

- оценку параметров отметок и другие задачи [17].

Во время *вторичной обработки* с помощью ЭВМ реализуется автоматический захват целей на сопровождение, идентификация отметок, фильтрация траекторий движения целей.

К ***основным показателям эффективности РЛС*** относят зону и период обзора, вероятность обнаружения и точность измерения координат целей, разрешающую способность, помехозащищенность. Зона обзора характеризуется максимальной и минимальной дальностями действия РЛС.

Максимальная дальность действия РЛС в свободном пространстве в условиях преднамеренных активных помех имеет вид

$$D_{\max} = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{С}} G_{\text{С}} \sigma_{\text{Ц}} R_{\text{П}}^2 \Delta f_{\text{П}}}{4\pi P_{\text{П}} G_{\text{П}} G_{\text{прп}} \Delta f_{\text{ПР}} \gamma K_{\text{р}}}}, \qquad (5.4)$$

где $P_{\text{С}}$ – излучаемая мощность РЛС; $G_{\text{С}}$ – максимальное значение коэффициента усиления (КУ) антенны РЛС; $\sigma_{\text{Ц}}$ – ЭПР цели; $R_{\text{П}}$ – расстояние от постановщика помех (ПП) до РЛС; $\Delta f_{\text{П}}$ – ширина спектра помехи; $P_{\text{П}}$ – излучаемая мощность ПП; $G_{\text{П}}$ – КУ антенны ПП; $G_{\text{прп}}$ – КУ антенны РЛС в направлении ПП; $\Delta f_{\text{ПР}}$ – ширина полосы пропускания приемника РЛС; γ – коэффициент, учитывающий несовпадение поляризации антенн РЛС и ПП; $K_{\text{р}}$ – коэффициент различимости по мощности.

Из формулы (5.4) следует, что с ростом $R_{\text{П}}$ и $\Delta f_{\text{П}}$ уменьшается спектральная плотность помехи на входе РЛС и увеличивается дальность ее действия. Увеличение этой дальности возможно путем уменьшения $K_{\text{р}}$, т.е. увеличения помехоустойчивости РЛС.

Значительное возрастание роли РЭБ привело к тому, что любая современная РЛС оснащена системой помехозащиты (ПЗ), включающей набор соответствующих алгоритмов и устройств. Анализ типовых способов ПЗ РЛС показывает, что их условно можно разделить на три группы [17].

В ***первую группу*** входят способы, основанные на применении специальных устройств (компенсаторов помех по БЛ ДНА, устройств бланкирования имитирующих помех, схем селекции движущихся целей (СДЦ)), обеспечивающих частичное или полное устранение помеховых воздействий. Специфической особенностью способов этой группы является возможность улучшения характеристик системы при их применении. Управление устройствами ПЗ осуществляется по принципу «включил – выключил» после установления факта создания помех. Применение первой группы способов ПЗ практически не требует временных затрат РЛС и обеспечивает снижение уровня помех в полосе пропускания приемника.

Во ***вторую группу*** входят способы, основанные на применении специальных режимов работы [32], позволяющих эффективно извлекать информацию из помех и затруднять их создание на противостоящей стороне (пассивное сопровождение, сопровождение по переднему импульсу и силовое преодоление («прожигание») постановщика помех). Способы второй группы реализуются, как правило, при установлении факта создания помех по главному лепестку ДНА РЛС.

Третья группа включает способы ПЗ, основанные на управлении характеристиками (структурой и параметрами) РЛС. Применение способов данной группы осуществляется, как правило, в сочетании со способами первой группы и позволяет перераспределять энергетический ресурс РЛС между обслуживаемыми целями и режимами работы, добиваясь требуемого качества ее функционирования в текущей радиоэлектронной обстановке.

К ***достоинствам РЛС*** относят применение в них высокоэффективных антенн, мощных передатчиков, сигналов с большой базой, наличие ППРЧ по псевдослучайному закону [32], когерентной обработки сигналов.

Недостатками РЛС являются:

- РЛС открыты как для преднамеренных помех, так и для средств функционального поражения РЛС мощными ЭМ импульсом, СНИО;
- активные помехи могут восприниматься РЛС не только по основным, но и по БЛ ДНА;
- возможности обработки сигналов в РЛС не безграничны: РЛС обладают относительно низкой способностью классификации целей по сравнению с оптическими устройствами [17].

Различные виды радиоэлектронного подавления (РЭП) вызывают в РЛС следующие ***основные эффекты***:

- нарушение процесса обнаружения (пропуск цели);
- задержку обнаружения или задержку начала автосопровождения цели;
- сопровождение ложной цели (ЛЦ), перегрузку систем обработки информации большим количеством ЛЦ;
- нарушение способности измерения РЛ средствами дальности, скорости и направления;
- создание ошибок в измерении дальности, скорости и направления;
- срыв автосопровождения цели или ракеты [15, 17].

Основными тенденциями развития БРЛС являются:

1) расширение перечня задач, решаемых БРЛС в интеграции с системами РТР, РЭП и навигации для решения задач обороны ЛА;

2) повышение скрытности излучения за счет использования различных диапазонов ЭМВ (3 мм, 8 мм) и сверхширокополосных сигналов, управления мощностью излучения и изменения формы передающей ДНА;

3) групповое применение авиации – бистатические системы, работа в условиях встречного излучения БРЛС противника и помех, обеспечение ЭМС.

5.2. Системы опознавания

При выполнении обзора пространства одной из функций является выяснение факта государственной принадлежности обнаруженного ВС. Эту функцию выполняют системы государственного опознавания (СГО). В настоящее время основным методом опознавания является запросно-ответный режим связи, реализованный в ***радиолокационных системах с активным ответом*** (РСАО). РСАО используются в системах государственного радиолокационного опознавания (системы «свой-чужой»), представляющих собой аппаратно-программный комплекс для автоматического определения принадлежности обнаруженных воздушных, морских и наземных объектов по принципу «свой-чужой» или определения других признаков полезных объектов (например, номера и полетной информации).

РСАО позволяет получить целый *ряд преимуществ* по сравнению с обычными РЛС:

1. Обеспечивается большая дальность обнаружения взаимодействующих объектов независимо от их ЭПР, переизлучаемый ответчиком сигнал имеет значительно большую мощность, чем отраженный сигнал.

2. Устраняются трудности подавления мешающих отражений от поверхности земли, пассивных помех, метеорологических образований. Это достигается тем, что частоты излучения передатчика РЛС и частоты ответных сигналов различные.

3. Устраняется влияние на точность измерения координат флуктуации ЭРП цели.

4. Взаимодействующие объекты имеют возможность по каналу ответа передавать дополнительную информацию (высоту полета, индивидуальный признак и т.д.) [5].

Опознавание осуществляется с помощью ***запросчиков*** и ***ответчиков***, криптографической аппаратуры и устройств автоматической блокировки оружия при ошибочном прицеливании по своему объекту [33]. СГО, отсутствие или несовершенство которой дорого обходится в боевой обстановке, – важнейшая составная часть всей системы вооружений [34].

Основными задачами СГО являются:

- опознавание объектов, обнаруженных бортовыми обзорно-прицельными системами;
- формирование выходных формуляров по результатам опознавания с привязкой к данным навигационных систем;

- представление выходных формуляров в терминалы ЕСУ ТЗ по защищенным каналам связи;
- комплексное опознавание объектов с использованием данных от других информационных источников, содержащих признаки госпринадлежности обнаруженных объектов;
- обеспечение заданной эффективности вооружения;
- исключение ошибочного поражения своего объекта путем выработки команд запрета/разрешения огневого воздействия на основе информации СГО;
- контроль воздушного пространства и управления воздушным движением (УВД);
- отображение и периодическое обновление информации опознавания на индикаторах ЛА и наземных терминалов ЕСУ ТЗ;
- необходимое взаимодействие с вооруженными силами дружественных стран, в том числе и при ведении боевых действий миротворческими силами [17, 33].

Своевременность и достоверность опознавания во многом определяют правильность принимаемых решений на применение оружия, обеспечение безопасности своей авиации, эффективность выполнения задач по охране границ РФ. В последнее время возросла цена ошибочного опознавания своих объектов – непреднамеренный удар по своим объектам способен изменить результат боевых действий. Значительно расширились возможности противодействия РЛС и область применения средств радиоэлектронного подавления (РЭП). Действующие системы опознавания, как отечественные, так и зарубежные, не всегда смогут эффективно работать в сложных тактических ситуациях и современных условиях РЭП [17].

Запросчик и *ответчик* функционируют в приемо-передающем режиме. Особенностью работы СГО является то, что применяемый в ней радиосигнал представляет собой кодовую последовательность (одну – для запросчика, другую – для ответчика) радиоимпульсов. В силу сходства выполняемых радиотехнических функций (запросчик излучает запросный и принимает ответный радиосигнал, а ответчик принимает запросный и излучает ответный радиосигнал) структурные построения запросчика и ответчика весьма близки.

Структура одноканального мультирежимного ответчика СГО изображена на рисунке 5.6, где использованы обозначения: ЦСП – цифровой сигнальный процессор; УУ – управляющее устройство (модулятор); ЧРФ – частотно-разделительный фильтр; ВЧП – высокочастотный переключатель; УР – устройство развязки; АС – антенная система [17].

Структурная схема самолетного ответчика приведена на рисунке 5.7, на котором обозначено: А – приемо-передающая антенна; ПРМ – радиопри-

емное устройство; АП – антенный переключатель; ДШ – дешифратор; ПУ – пульт управления; Ш – шифратор; ИЗ – индикатор запроса; БКИ – блок кодирования информации [3].

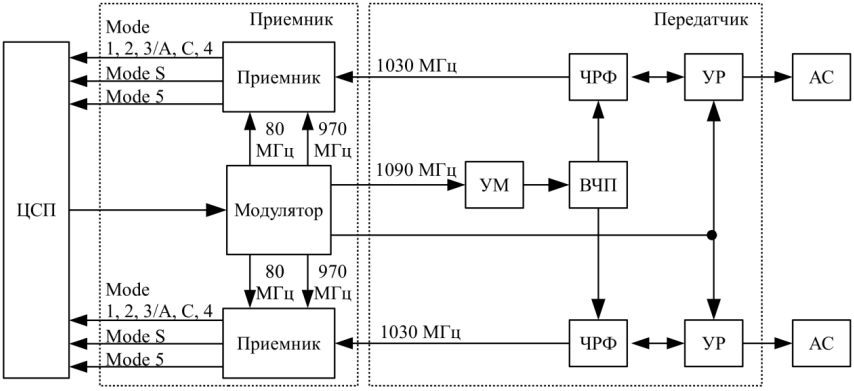


Рис. 5.6. Структурная схема ответчика СГО

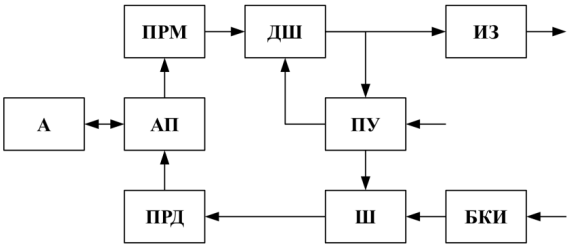


Рис. 5.7. Структурная схема самолетного ответчика

Приемо-передающая антенна представляет собой вертикальный четвертьволновый несимметричный вибратор, обладающий всенаправленной (в горизонтальной плоскости) ДН. Принятый антенной запросный сигнал (частота заполнения 1030 МГц) проходит через АП и ПРМ на дешифратор (ДШ), в котором происходит декодирование запроса. Результат декодирования высвечивается на индикаторе запроса (ИЗ) и одновременно поступает на ПУ.

Помимо сигнального данный ПУ имеет и управляющий вход, позволяющий экипажу перестраивать режим работы ответчика (например, вводить контрольный код при проверке работоспособности ответчика). Одним из выходов ПУ является выход, на котором формируется видеоимпульс,

предназначенный для запирания ДШ с целью избежать приема повторных (отраженных от ближних объектов) запросных сигналов и возможных перегрузок при поступлении запросных сигналов от большого числа запросчиков [3].

С другого выхода ПУ сигнал поступает на вход Ш, в котором происходит кодирование всех поступивших на него информационных сигналов. Информация (номер ВС, высота его полета и т.п.) подается в Ш через блок БКИ (в нем осуществляется приведение информации, выраженной различными физическими величинами, к единому унифицированному виду. Сформированный Ш сигнал поступает в ПРД, где вырабатывается импульсный (мощность 300…800 Вт) высокочастотный (1090 МГц) сигнал, который через АП и антенну излучается в пространство.

Если обнаруженный в зоне обзора самолет не отвечает на запросный сигнал, то оператор запросного пункта принимает решение о наличии в зоне обзора чужого самолета. Если появившийся в зоне обзора и опознанный как свой самолет выполняет полет военного характера, то экипаж после факта опознания в целях маскировки полета обычно отключает (с ПУ) ответчик.

5.3. РЛС перехвата и прицеливания

Основой комплекса бортового оборудования современного истребителя являются система управления вооружением (СУВ) и навигационная система, обеспечивающие выполнение главной задачи авиационного комплекса – доставку оружия в район цели и ее поражение. СУВ предназначена для решения задачи прицеливания во всех условиях боевого применения истребителя.

В *типовой состав СУВ современного истребителя* в качестве информационно-измерительных систем, обеспечивающих получение о воздушной обстановке, наземных целях и ориентирах, входят следующие устройства:

- РЛС, предназначенная для обнаружения и сопровождения воздушных целей, обзора земной поверхности, следования рельефу местности, измерения навигационных параметров;
- оптико-электронные системы (ОЭС) – лазерная, ИК, телевизионная, оптический прицел [30].

Основными информационно-измерительными системами СУВ являются РЛС. Столь особая роль РЛС обуславливается их способностью обнаруживать цели на значительно больших дальностях по сравнению с ОЭС, а также обеспечивать наведение бортового оружия в любых метеоусловиях днем и ночью. Недостатком РЛС является худшая разрешающая способность по сравнению с ОЭС.

Режим работы СУВ выбирается с учетом многих *факторов*, основными из которых являются следующие:

- тактическая обстановка в районе перехвата или в районе использования истребителей с СУВ;
- возможность применения противником организованных помех;
- режим использования средств радиоизлучения;
- высота, скорость и курс цели;
- наличие видов вооружения на борту истребителя и т.д. [35].

В состав ***СУВ истребителя Су-27*** (рисунок 5.8) входят:

- радиолокационный прицельный комплекс РЛПК-27;
- оптико-электронная прицельная система ОЭПС-27;
- система управления оружием (СУО);
- блоки сопряжения с вооружением [35].

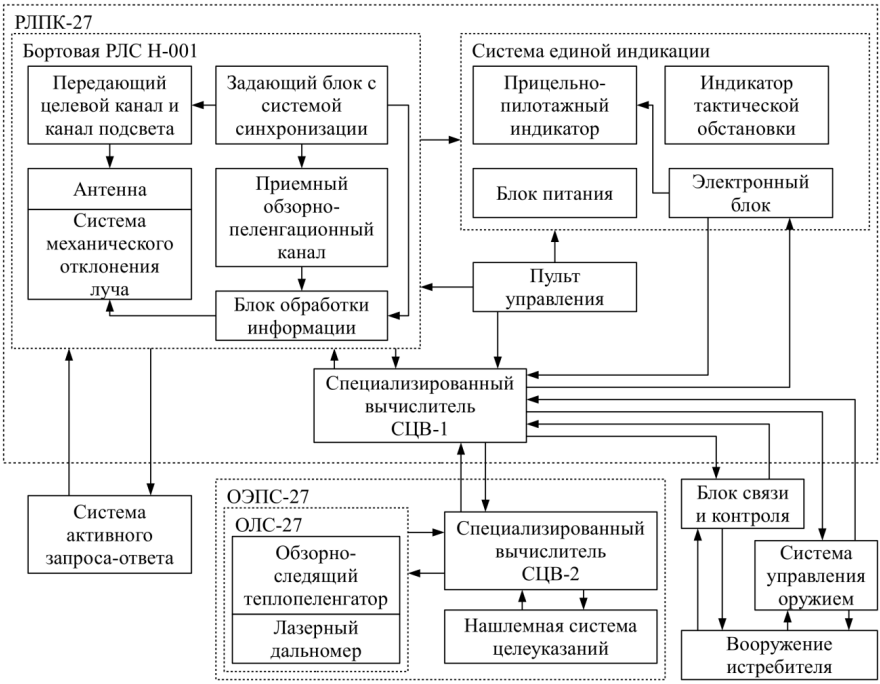


Рис. 5.8. Структурная схема СУВ истребителя Су-27

СУВ С-27 сопрягается со следующими элементами бортового РЭК: пилотажно-навигационным комплексом, бортовой частью аппаратуры КРУ,

аппаратурой СГО с включением в состав С-27 блока запросчика государственного опознавания, аппаратурой межсамолетной телекодовой связи (ТКС) и передачи данных; бортовым комплексом обороны (БКО).

В состав ***СУВ истребителя F-22*** входят [35]:

- многофункциональная БРЛС AGP-77;
- ИК-система поиска, обнаружения и сопровождения целей IRST (Integrated Search and Tracking);
- нашлемная система ЦУ и индикации JHMCS;
- СЕИ;
- бортовое оборудование системы распределения тактической информации JTIDS (Joint Tactical Information Data System);
- система управления боевой нагрузкой SMS (Stores Management System);
- система управления полетом и применением оружием SCFC;
- БЦВМ и внешние процессоры систем;
- интегрированная аппаратура связи, навигации и опознавания ICNIA;
- комплексная система РЭБ INTWS (Integrated Electronic Warfare System).

Структурная схема СУВ истребителя F-22 представлена на рисунке 5.9.

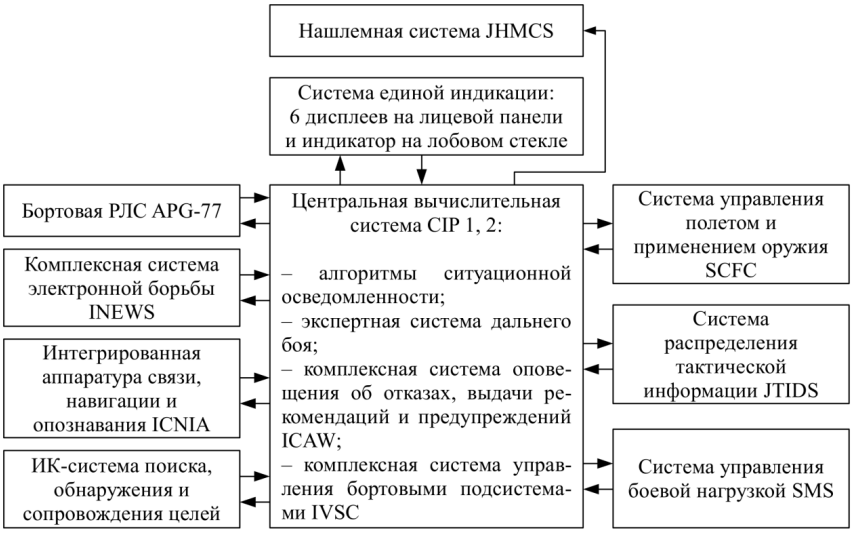


Рис. 5.9. Структурная схема СУВ истребителя F-22

РЛС перехвата и прицеливания (РЛС ПП) устанавливаются на самолетах истребительной авиации и предназначены для обнаружения ЛА противника, постоянного определения их текущих координат и выработки управляющих команд с целью нейтрализации либо уничтожения указанных ЛА. При этом управление истребителем, имеющим РЛС ПП, может осуществляться:

- либо по внешним радиокомандам (*внешнее наведение*);
- либо с помощью бортовых средств (*автономное наведение*) [3].

Внешнее наведение

В этом случае, помимо РЛС ПП, участвуют еще РЛС дальнего обнаружения и радиосредства пункта наведения (ПН). *Задачей* внешнего наведения является осуществление процесса сближения истребителя с целью до момента захвата цели бортовой РЛС ПП. РЛС дальнего обнаружения может располагаться либо на земле, либо на ЛА (самолете – например, авиационный комплекс радиолокационного дозора и наведения (АК РЛДН) типа AWACS самолета Е3-А и «Шмель» самолета А-50; дирижабле). Дальность действия этой системы составляет 400…600 км при точностях определения МП 2…3 км по дальности и $0{,}1...0{,}5^{o}$ по азимуту.

Когда в зоне действия (ответственности) РЛС дальнего наведения неопознанный (не отвечающий на запросные сигналы) ЛА, РЛС передает координаты этого объекта на ПН. Наземные ПН имеют в своем составе РЛС см или дециметрового диапазона, предназначенные для обнаружения как посторонних ЛА, так и своих истребителей. Оператор ПН принимает информацию от РЛС дальнего обнаружения и на экране индикатора выделяет одну или несколько целей, подлежащих перехвату. Далее координаты цели и истребителя вводятся в вычислительное устройство, которое на основе прогнозирования траектории движения цели и текущего МП истребителя вырабатывает команды наведения (по высоте, курсу, скорости полета и т.д.). По этим командам истребитель выводится в район местонахождения цели, после чего включается бортовая РЛС ПП, а работа ПН завершается.

Основные методы наведения истребителя (И) на цель (Ц), осуществляемые ПН, представлены на рисунке 5.10.

Основными методами внешнего наведения истребителя на цель являются:

1. ***Метод параллельного сближения (метод наведения «перехват»)*** заключается в выводе истребителя, выполняющий команды наведения, в упрежденную точку траектории полета цели. Упрежденная точка выбирается на экстраполированной траектории цели в предположении ее *равномерного* и *прямолинейного движения*. Истребитель смещается в сторону цели таким образом, что линия визирования, соединяющая истребитель с целью,

все время остается параллельной самой себе, т.е. $\alpha_0 = const$. *Достоинствами* метода являются: обеспечение сближения истребителя с целью за кратчайшее время; перехват воздушных целей на максимальной дальности; возможность наведения на воздушные цели, скорость которых превышает скорость истребителя; атака воздушной цели под любым ракурсом; отсутствия требования выполнения сложного маневрирования. *Недостатки*: эффективность метода резко снижается при совершении целью маневра курсом, особенно, если сближение происходит на встречнопересекающихся курсах; относительная сложность технической реализации и необходимость постоянного измерения параметров движения цели; невозможность вывода истребителя на воздушную цель в определенное, наперед заданное относительно ее, положение. Метод наведения «перехват» целесообразно использовать на начальном этапе наведения для быстрого сближения с целью [3, 30, 35].

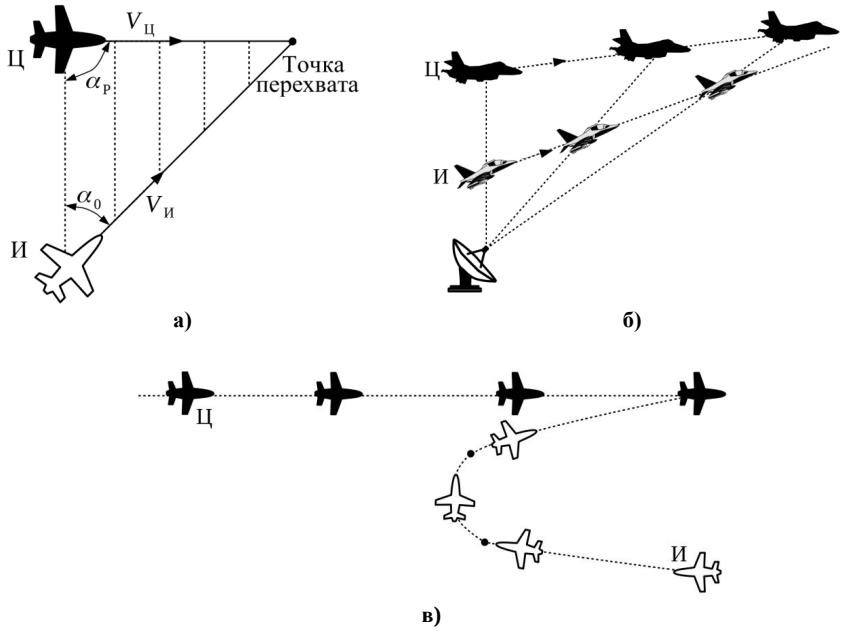


Рис. 5.10. Основные методы внешнего наведения истребителя на цель:
а – *метод параллельного сближения (метод наведения «перехват»); б – метод совмещения (метод трех точек); в – метод наведения «маневр» (курсовой метод)*

2. ***Метод совмещения (метод трех точек)***. Истребитель, выполняющий, как правило, набор высоты, всегда располагается на прямой, соединяющей пункт наведения (ПН) с целью [3].

3. ***Метод наведения «маневр» (курсовой метод)*** используется при произвольных первоначальных ракурсах истребителя и цели; завершается, когда цель окажется в зоне действия РЛС ПП [3].

Автономное наведение

В автономном наведении участвует РЛС ПП. Автономное наведение начинается с момента захвата цели и завершается применением бортового оружия (стрельбой из пушки или пуском ракеты).

Основными методами автономного наведения являются:

1. ***Метод параллельного сближения (метод наведения «перехват»)*** (рис. 5.10а).

2. ***Метод сближения по кривой погони (метод наведения «погоня»)***. Вектор скорости истребителя в любой момент времени направлен в точку мгновенного местоположения цели (рисунок 5.11а). *Достоинства* метода – простота технической реализации, поскольку для наведения истребителя на цель достаточно знать только текущие координаты цели; малая чувствительность к маневру цели и к ошибкам измерения координат цели; хорошие условия для обнаружения летчиком цели (бортовой РЛС и визуально). *Недостатки*: при наведении истребителя в ЗПС цели требуется достаточное превышение скорости истребителя над скоростью цели, а при наведении в ППС кривизна траектории истребителя быстро увеличивается по мере сближения с целью, вследствие чего увеличиваются перегрузки и возможен сход истребителя с кинематической траектории наведения; метод не обеспечивает перехват цели на максимальной дальности и минимизацию времени в пути истребителя при перехвате цели; напряженный режим пилотирования летчиком. Данный метод целесообразно применять на конечном этапе наведения истребителя на цель после предварительного вывода истребителя в ЗПС цели [3, 30, 35].

3. ***Метод сближения по кривой атаки (метод наведения «маневр»)*** является комбинированным и сочетает в себе преимущества рассмотренных выше методов. Для вывода истребителя в определенное относительно воздушной цели положение метод предусматривает сближение, разворот и вывод на цель (рисунок 5.11б).

На *I этапе* наведения полет истребителя осуществляется по прямой траектории («перехват») от исходной точки наведения до точки начала разворота. На *II этапе* наведения осуществляется разворот истребителя по дуге с переменным радиусом кривизны («погоня») на требуемый для выхода истребителя под заданным ракурсом цели угол. На *III этапе* наведения полет истребителя осуществляется по прямой траектории («перехват») в

упрежденную точку встречи. На этом этапе обеспечивается компенсация ошибок наведения на предшествующих этапах, поиск и обнаружение цели бортовой РЛС и подготовка к атаке. По окончании этапа истребитель должен быть на заданном удалении от цели. С этого момента наведение (IV этап) осуществляется по методу «погоня», что обеспечивает выход истребителя на кривую прицеливания и атаки цели. Метод наведения «маневр» является основным для наведения и атаки в ЗПС цели [30, 35].

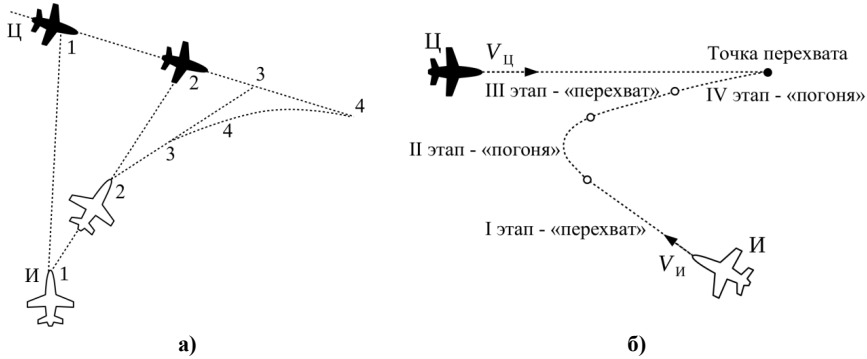


Рис. 5.11. Основные методы автономного наведения истребителя на цель:
а – *метод сближения по кривой погони (метод наведения «погоня»)*; б – *метод сближения по кривой атаки (метод наведения «маневр»)*

В настоящее время совершенствование методов наведения истребителя на цель осуществляется по следующим ***направлениям***:

1) *совершенствование истребителей как объектов управления* (разработка специальных органов управления двигателем и аэродинамическими свойствами самолета, обеспечивающих его сверхманевренность; разработка средств и приемов снижения РЛ заметности в значительно большем диапазоне частот и направлений облучения);

2) *реализация использования своих истребителей*, позволяющих снизить влияние средств снижения РЛ заметности самолетов противоборствующей стороны (например, использование многопозиционных систем наведения);

3) *разработка перспективных методов наведения на маневренные воздушные цели* (использование более сложных моделей, учитывающих не только маневр самого истребителя, но и маневр цели);

4) улучшение показателей эффективности всех составных частей радиоэлектронной системы самонаведения (разработка более чувствительных бортовых датчиков и совершенствование алгоритмов обработки поступающей от них информации) [35, 36].

Основные тактико-технические характеристики РЛС ПП определяются условиями функционирования данной РЛС. Например, *максимальная дальность действия* РЛС ПП $R_{\max}$ обычно вычисляется по формуле

$$R_{\max} = V_{\text{СБЛ}}(\tau_{\text{ОП}} + \tau_{\text{ИЗМ}} + \tau_{\text{СБЛ}} + \tau_{\text{ПРИЦ}}) + R_{\text{СТР}\max}, \tag{5.5}$$

где $V_{\text{СБЛ}}$ – средняя скорость сближения истребителя с целью; $\tau_{\text{ОП}}$ – интервал времени, необходимый для опознания цели; $\tau_{\text{ИЗМ}}$ – интервал времени, необходимый для измерения координат цели относительно истребителя; $\tau_{\text{СБЛ}}$ – интервал времени, затрачиваемый на выполнение маневра для сближения с целью (величина $\tau_{\text{СБЛ}}$ обычно оказывается наибольшей из прочих значений временных интервалов и во многом зависит от точности вывода истребителя в район местонахождения цели); $\tau_{\text{ПРИЦ}}$ – интервал времени, требующийся для прицеливания; $R_{\text{СТР}\max}$ – максимальная дальность прицельной стрельбы истребителя.

Исходя из скоростей и характера вооружения современных боевых самолетов максимальные дальности действия $R_{\max}$ составляют 20…30 км при атаках из задней полусферы (ЗПС) и 50…100 км при атаках на встречно-пересекающихся курсах [3].

Для определения ширины сектора обзора по курсовому углу $\alpha_{\text{СЕКТ}}$ (в горизонтальной плоскости) используется информация о методе и точности наведения истребителя. В частности, для *метода параллельного сближения* (рис. 5.8а) величина $\alpha_{\text{СЕКТ}}$ может быть найдена из соотношения

$$\alpha_{\text{СЕКТ}} = \pm\left[\arcsin\left(\frac{V_{\text{Ц}}}{V_{\text{И}}}\sin\alpha_{\text{Р}}\right) - \sigma_{\alpha}\right], \tag{5.6}$$

где $V_{\text{Ц}}$, $V_{\text{И}}$ – скорости цели и истребителя; $\alpha_{\text{Р}}$ – ракурс цели; α_0 – угол визирования цели $\alpha_0 = \arcsin\left[(V_{\text{Ц}}/V_{\text{И}})\sin\alpha_{\text{Р}}\right]$; σ_{α} – среднеквадратическое значение общей курсовой ошибки наведения, складывающейся из курсовой ошибки наведения и ошибки пилотирования.

Задавая конкретные значения входящих в (5.6) величин ($V_{\text{И}} \approx (1{,}1...1{,}25)\cdot V_{\text{Ц}}$, $\alpha_{\text{Р}} = 90^{\text{O}}$, $\sigma_{\alpha} = 15^{\text{O}}$), получим $\alpha_{\text{СЕКТ}} = \pm 68^{\text{O}}$ (относительно продольной оси истребителя). Если значение $\alpha_{\text{СЕКТ}}$ оказалось чрезмерно большим, то использование РЛС ПП с меньшей величиной $\alpha_{\text{СЕКТ}}$ возможно лишь при условии от пункта наведения дополнительных команд, уточняющих местонахождение цели относительно истребителя.

Чтобы получить ширину сектора обзора по углу места $\beta_{\text{СЕКТ}}$ (в вертикальной плоскости) следует использовать информацию об особенностях

функционирования бортового вооружения. Исходя из ситуации, представленной на рисунке 5.12, можно определить

$$\beta_{\text{СЕКТ}} = 2\arcsin\frac{h+\Delta h}{R_{\min}}, \tag{5.7}$$

где h – разница в высотах истребителя и цели, при которой возможно поражение цели бортовым оружием истребителя; Δh – ошибка измерения высоты цели; $R_{\min}$ – минимальное расстояние, на котором возможен перехват цели [3].

Точность определения координат цели во многом зависит от типа и особенностей используемого истребителем оружия. Применение стрелкового вооружения требует более высокой (в пределах 25…30 м) точности измерения, чем использование УР. Это связано с тем, что при стрельбе из пушки разброс попаданий снарядов не должен превышать размеров цели, а при пуске УР ошибка измерений дальности может составлять величину 5…10 % от размера зоны дальностей $(R_{\text{СТР max}} - R_{\text{СТР min}})$ прицельной стрельбы истребителя.

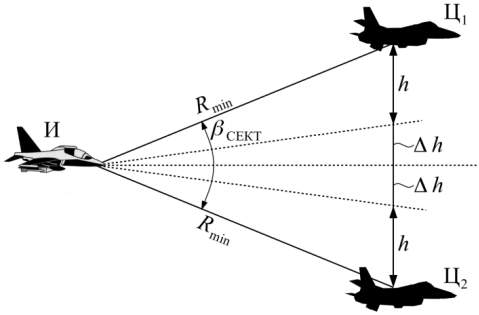


Рис. 5.12. Геометрические построения для определения ширины сектора обзора РЛС ПП по углу места

Разрешающая способность РЛС ПП обусловлена требованием обеспечить поражение конкретного ЛА противника, летящего в общем строю, и оценивается разрешающей способностью либо по дальности, либо по угловым координатам, достаточной для раздельного наблюдения одной цели среди группы целей. ТТХ РЛС ПП обусловлены не только сугубо радиосистемными параметрами (ширина ДНА или длительность импульса), а включает в себя как характеристики иных систем (оружия, наведения), так и конкретные условия выполняемой боевой задачи.

В бортовых РЛС ПП нашел широкое применение импульсный сигнал, что объясняется его преимуществами при работе на одну антенну и сравнительно простой индикацией большого числа целей. Структурная схема РЛС перехвата и прицеливания представлена на рисунке 5.13 (АП – антенный переключатель; СУП – схема управления приемником; ПКК – приемник компенсационного канала; ВУ – вычитающее устройство; ДУ – дальномерное устройство; СЗП – схема защиты от помех; УУА – устройство управления антенной; УУ – угломерное устройство; БПУД – блок передачи угловых данных; САУ – система автоматического управления) [5].

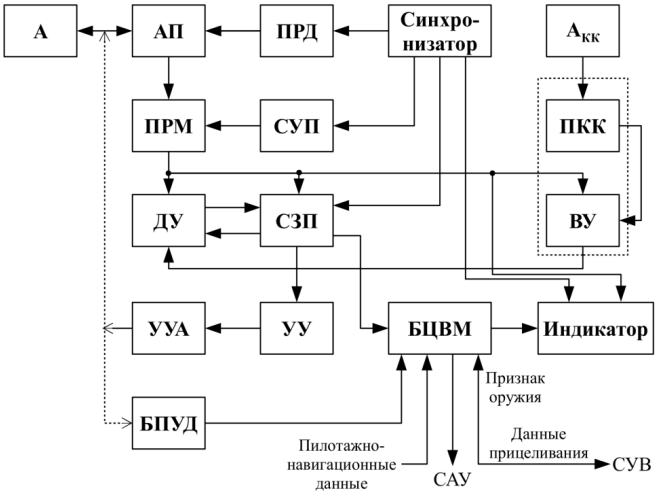


Рис. 5.13. Структурная схема РЛС перехвата и прицеливания

Антенная система (А) устанавливается в носовой части фюзеляжа и формирует один или несколько остронаправленных (иглообразных) лучей. Используются двухзеркальные антенны с механическим управлением и плоские фазированные антенные решетки (ФАР) с электрическим управлением лучом. Последовательность зондирующих импульсов формируется в передатчике (ПРД), длительность радиоимпульсов обычно 0,5…5 мкс.

Как правило, БРЛС перехвата и прицеливания имеет два канала приема: основной и компенсационный (для компенсации сигналов, принимаемых по боковым лепесткам ДНА РЛС). ДН антенны ($А_{КК}$) компенсационного канала перекрывает боковые лепестки ДНА основного канала приема. При включении компенсационного канала в ВУ из сигнала основного канала вычитается сигнал компенсационного канала, сигналы, принятые по боковым лепесткам, компенсируются.

СУП осуществляет автоматическую регулировку его усиления, стробирование приемника, т.е. его открывание только на время, когда ожидается сигнал цели. Сигналы с выхода ПРМ выдаются на индикатор, дальномерное (ДУ) и угломерное (УУ) устройства, которые обеспечивают автоматическое сопровождение одной или нескольких целей по дальности и направлению. Данные о дальности и скорости сближения с выхода ДУ и об угловом положении цели, угловых скоростях с выхода датчиков А поступают в БЦВМ, на которую подаются также данные о параметрах полета истребителя от навигационных датчиков и сигналы признаков оружия из системы вооружения.

БЦВМ по этим данным рассчитывает ошибки прицеливания, разрешенные дальности пуска ракет, которые выдаются на индикатор. Аналогичные сигналы ЦУ подаются в СУ ракетами. Вся необходимая информация с помощью телевизионной системы индикации отображается на лобовом стекле истребителя через систему полупрозрачных зеркал.

Структурная схема РЛС ПП современного истребителя представлена на рисунке 5.14.

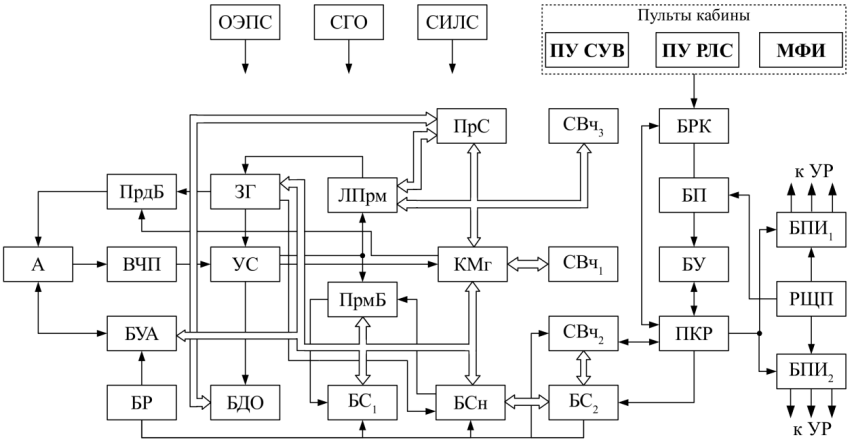


Рис. 5.14. Структурная схема РЛС ПП современного истребителя

На рисунке 5.14 введены обозначения: А – антенна; ВЧП – ВЧ приемник; БР – блок регулировки; ЗГ – задающий генератор; ПрдБ – передающий блок; УС – устройство согласующее; БУА – блок управления антенной; БДО – блок дальнего обнаружения; ЛПрм – линейный приемник; ПрмБ – приемный блок; $БС_1$, $БС_2$ – блоки сопряжения; ПрС – процессор сигналов; $СВч_1$, $СВч_2$, $СВч_3$ – спецвычислители; КМг – коммутатор магистрали; БРК –

блок разовых команд; БУ – блок управления; БП – блок питания; ПКР – панель контрольных разъемов; РЩП – распределительный щит питания; $БПИ_1$, $БПИ_2$ – блоки преобразования информации; ПУ СУВ – пульт управления СУВ; ПУ РЛС – пульт управления РЛС; МФИ – многофункциональный индикатор.

РЛС ПП (рис. 5.14) является импульсно-доплеровской РЛС с моноимпульсным определением угловых координат, с автоматическим управлением режимами излучения, приема и обработки сигналов и радиолокационных данных с частотно-временным разделением импульсного канала и канала непрерывного подсвета.

РЛС ПП современного истребителя предназначена для автоматического поиска, обнаружения, опознавания (совместно с СГО), захвата и сопровождения воздушных целей на всех высотах применения самолета Су-27СМ, в любых метеоусловиях, днем и ночью, в том числе на фоне земли и водной поверхности.

В современных БРЛС могут использоваться два вида режимов автоматического сопровождения (АС):

1) АС нескольких целей в режиме обзора (*режим дискретного сопровождения*);

2) режим АС одиночной цели (*режим непрерывной пеленгации*).

РЛС ПП современного истребителя обеспечивает решение ***задач***:

- формирование сигналов управления самолетом в различных режимах наведения, в том числе по командам существующих и перспективных автоматизированных систем управления (АСУ);
- обмен информацией между ЛА группы, а также между командиром ведущей группы и командирами ведомых групп при автономных и полуавтономных боевых действиях самолетов Су-27СМ;
- всепогодный поиск, всеракурсное обнаружение, измерение координат одиночных и групповых воздушных целей в свободном пространстве и на фоне земли, при наличии организованных помех во всем диапазоне боевого применения истребителя на встречно-пересекающихся и догонных пересекающихся курсах, ведение дальнего ракетного и ближнего маневренного воздушного боя (режим «воздух-воздух»);
- решение задач картографирования земной (водной) поверхности, а также применения УР (режим «воздух-поверхность»);
- измерение наклонной дальности до земной (водной) поверхности (режим «воздух-поверхность»);
- выдачи целеуказаний и команд управления на ракетное и стрелково-пушечное вооружение истребителя и их применение, подсвет атакуемых воздушных целей и передачи команд управления по линии радиокоррекции;
- формирование сигналов отображения обзорной, тактической и пило-

тажно-навигационной информации на многофункциональные индикаторы самолета;

- приема информации от БРЭО, наземных средств управления, отождествления поступающей информации с информацией об обнаруженных и сопровождаемых целях;
- вычисления команд и сигналов управления и выдачи их на другие информационные системы самолета, станцию активных помех, станцию предупреждения об облучении;
- контроля технического состояния РЛС ПП.

Рассмотрим *особенности построения бортовых РЛС ПП* современных истребителей.

Антенные системы. В большинстве известных РЛС ПП применяются плоские щелевые решетки с механическим перемещением ДН при обзоре как по азимуту, так и по углу места. Плоские щелевые решетки позволяют формировать ДН с меньшим уровнем боковых лепестков (примерно на 10…15 дБ) по сравнению с антеннами типа Кассегрена или с параболическими зеркальными отражателями. При механическом движении АР можно получить углы отклонения до $\pm 90^{\circ}$. Перспективным является применение пространственно-многоканальных антенных систем на базе фазированных антенных решеток (ФАР). Применение ФАР позволяет получить следующие *основные преимущества* по сравнению с антеннами с механическим перемещением ДН:

- электронное сканирование луча ДН в ФАР позволяет отказаться от механических узлов и элементов антенны;
- возможно обеспечить высокую скорость перемещения луча при обзоре и сопровождении целей;
- имеется возможность изменить форму ДН, ширину главного луча, создавать одновременно несколько лучей;
- при многоканальном построении ФАР более эффективно могут быть внедрены методы защиты от преднамеренных помех в виде адаптивных систем компенсации помех по направлению или времени;
- ФАР обеспечивают большую функциональную надежность, что обусловлено многоканальным резервированием элементов антенны и отсутствием механических подвижных элементов [31].

Существенное повышение возможностей РЛС можно ожидать при применении *активных твердотельных ФАР*, в которых каждый элемент ФАР является миниатюрным приемно-передающим узлом РЛС. Перспективным является создание конформных ФАР, излучающая и принимающая поверхность (апертура) которых совпадает с профилем поверхности фюзеляжа или крыла самолета, что позволит существенно увеличить размеры апертуры антенны, расширить сектор обзора. Применяя пленочную микро-

электронную технологию, можно отказаться от громоздких антенных обтекателей. Конформные ФАР позволяют освободить внутрифюзеляжное пространство для размещения другого оборудования или боевой нагрузки.

Передатчики РЛС. В основной массе применяют когерентные ПРД с выходными усилителями мощности на ЛБВ или мощных клистронных усилителях. Средние мощности излучения могут быть от 500 до 5000 Вт. В перспективных РЛС найдут применение твердотельные распределенные (в пределах ФАР) передатчики СВЧ сигналов. При построении всего когерентного приемо-передающего тракта важная роль отводится узлам формирования сигналов и синтезаторам частоты.

Цифровая обработка сигналов в РЛС становится доминирующим видом обработки при всех режимах работы РЛС. Применение цифровых методов обработки, формирования сигналов, управления РЛС позволяет упростить техническую эксплуатацию, т.к. многие регулировки, необходимые при аналоговой работе, становятся ненужными. Также расширяется возможность реализации новых более эффективных алгоритмов обработки и фильтрации сигналов.

Бортовые ЭВМ органически входят в состав РЛС. Различают две группы ЭВМ: 1) *процессор РЛ сигналов* (формируются данные об обнаружении целей, вычисляются расстояния, доплеровские частоты, устанавливаются пороговые уровни и т.п.); 2) процессоры РЛ данных (осуществляется слежение и оценивание координат, управление антенной или ДН, формируются команды на выбор сигналов, несущих частот, формируются сигналы для отображения информации на экранах индикаторов РЛС) [31].

Современные РЛС имеют развитую индикаторную систему, которую называют иногда *системой единой индикации* (СЕИ), в составе которой имеется несколько функциональных индикаторов: индикатор на лобовом стекле (ИЛС), где отображаются данные для управления самолетом при полете по маршруту и при прицеливании в различных системах; индикатор горизонтальной обстановки (ИГО), а в некоторых РЛС и специальные индикаторы РЛ данных (многофункциональные РЛ индикаторы).

5.4. РЛС обзора земной поверхности

Самолетные РЛС обзора земной поверхности (РЛС ОЗП) решают важнейшие задачи военной и гражданской авиации. РЛС ОЗП позволяют наблюдать участок земной поверхности, находящийся на большом удалении от самолета, обнаруживать объекты, невидимые в оптическом диапазоне длин волн, выделять (селектировать) движущиеся объекты на фоне местности, получить РЛ изображения земной поверхности и находящихся на ней объектов независимо от метеорологических условий и уровня естественной освещенности местности [3, 30].

Принцип получения изображения местности на экране РЛС основан на том, что различные участки земной поверхности и объекты отражают ЭМВ с различной интенсивностью (обладают радиоконтрастом). Количественно отражающая способность местности оценивается *коэффициентом отражения радиоволн от земной поверхности* (зависит от электродинамических свойств и степени неровности (шероховатости) поверхности, от длины волны, поляризации и угла падения облучающих ЭМВ) или *удельной эффективной площадью отражения* (ЭПО).

Выделяют *панорамные* РЛС ОЗП и РЛС ОЗП *с синтезированием апертуры*. *Панорамной* называется РЛС ОЗП, формирующая на индикаторе яркостную картину (панораму) местности, находящейся под самолетом, и расположенных на ней местных предметов, получаемую при помощи кругового вращения (вокруг вертикальной оси) ДНА. Измеренными координатами объектов являются дальность R и курсовой угол α. Панорамная РЛС ОЗП устанавливается на средних и тяжелых самолетах как гражданского, так и военного назначения.

РЛС ОЗП (РЛС переднего обзора) обеспечивает обнаружение радиоотражающих ориентиров и наземных целей впереди ВС, определяет их координаты и осуществляет решение задач коррекции МП самолета или задачи прицеливания и поражения цели. Облучение земной поверхности осуществляется узким лучом в горизонтальной и широким в вертикальной плоскости. Узкий в горизонтальной плоскости луч просматривает земную поверхность. При отражении от водных поверхностей характер отражения зеркальный, отраженный сигнал в приемник не попадает, эти поверхности на экране изображаются темными участками. При диффузном отражении индикатор засвечивается в зависимости от интенсивности отражения сигнала.

Дальность обнаружения современных РЛС определяется пределами прямой видимости. Сектор обзора по азимуту составляет $\pm 60...80^{\circ}$. Точность измерения дальности до цели 50…100 м, точность измерения угловых координат цели $1...2^{\circ}$.

Структурная схема РЛС обзора земной поверхности представлена на рисунке 5.15 (МУП – механизм управления перекрестьем).

При полете самолета на высоте 10 км, дальность прямой видимости составляет 450 км. Для обеспечения большой дальности обнаружения РЛС передатчик излучает импульсы большой длительности (100…500 мкс), при этом ухудшается разрешающая способность РЛС по дальности $\Delta R = c\tau_{и} / 2$. Для улучшения разрешающей способности по дальности в ПРМ импульсы большой длительности сжимают до единиц микросекунд [5]. В РЛС (рис. 5.15) применяют ЛЧМ сигналы.

Частотно-импульсный модулятор (ЧИМ) запускается импульсом синхронизатора. ГВЧ формирует импульсы длительностью 100…500 мкс, несущая частота которых изменяется по линейному закону. Интенсивность отраженных от земли сигналов на малых дальностях велика, поэтому приемник должен иметь большой динамический диапазон. Схема сжатия (СС) представляет собой линию задержки, которая задерживает частотные составляющие спектра сигнала на различное время в зависимости от частоты. Чем больше частота спектральной составляющей, тем на меньшее время она задерживается.

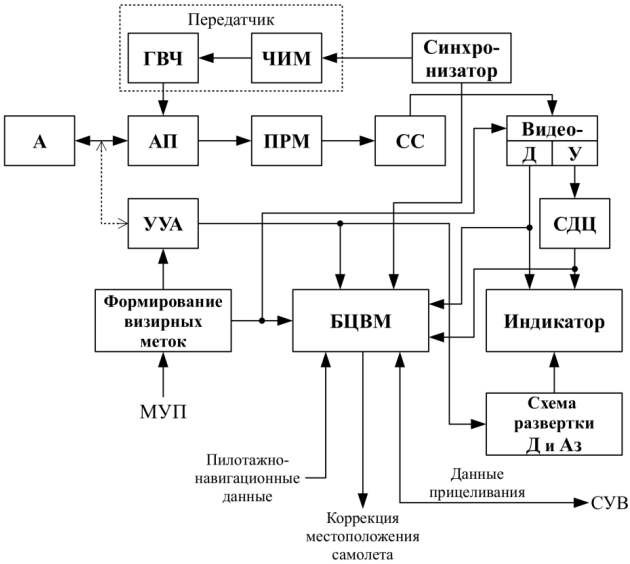


Рис. 5.15. Структурная схема РЛС обзора земной поверхности

Коэффициент сжатия показывает, во сколько раз сжат сигнал

$$Q_{\text{СЖ}} = \tau_{\text{И}} / \tau_{\text{И}}^{*}, \tag{5.8}$$

где $\tau_{\text{И}}$ – длительность зондирующего импульса; $\tau_{\text{И}}^{*}$ – длительность сжатого импульса.

Сжатие импульса обеспечивает высокую разрешающую способность по дальности и повышение мощности сигнала на выходе приемника. Сжатый импульс детектируется видеодетектором и усиливается видеоусилителем. Если обнаруживается движущая цель, то с выхода видеоусилителя сигналы поступают в блок селекции движущихся целей (СДЦ). С выхода

блока СДЦ на индикатор и БЦВМ поступают только импульсы движущихся целей.

В РЛС ОЗП широко применяются индикаторы «дальность – азимут» с полярной и прямоугольной системой координат, секторной разверткой и вынесенным центром. В режиме прицеливания требуется высокая точность измерения дальности и угловых координат, для чего предусматривается режим индикации, называемый ***прицельным микропланом*** (ПМП) – индикатор переключается в режим с прямоугольной системой координат, на котором изображается участок местности 0,5…1 км по азимуту и дальности.

Азимутальная развертка в индикаторах перемещается синхронно и синфазно с антенной. Для этого схема УУА связана со схемой развертки азимута и дальности. Визирные метки азимута и дальности вырабатываются формирователем визирных меток.

РЛС ОЗП с синтезированием апертуры

РЛС ОЗП с синтезированием апертуры (РЛС СА) предназначены для получения высокоточного изображения местности, располагающейся одновременно ниже и вдоль пути следования самолета. В РЛС СА обеспечивается весьма малая величина линейной разрешающей способности δl как минимального значения вдоль путевого расстояния между наземными объектами А и В, при котором объекты А и В еще воспринимаются радиолокатором раздельно. *Принцип получения малой* δl базируется на обязательности наличия поступательного движения самолета и когерентного суммирования принятых от объектов А и В радиоимпульсов [3].

Пусть самолет движется со скоростью V поступательно вдоль земной поверхности. На борту самолета имеется небольшого размера $d_{\text{А}}$ антенна, которая формирует неподвижную относительно самолета ДН $G(\beta)$, ориентированную вертикально вниз (рисунок 5.16).

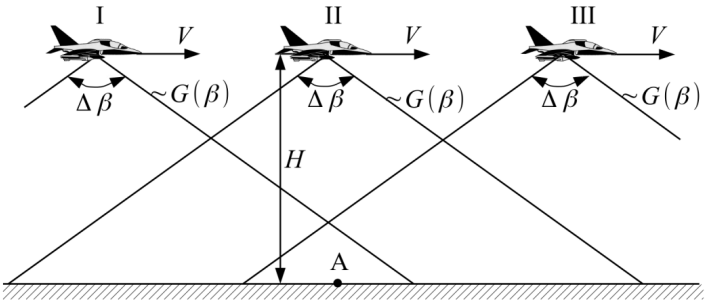


Рис. 5.16. Поступательное движение самолета вдоль земной поверхности

Ширина $\Delta\beta$ данной ДН вычисляется согласно соотношению

$$\Delta\beta = \lambda / d_{\text{А}}, \tag{5.9}$$

где λ – длина волны излучаемого колебания.

Например, при $\lambda = 3$ см и $d_{\text{А}} = 1{,}2$ м величина $\Delta\beta$ оказывается равной $1{,}42^{\text{О}}$ и *линейная разрешающая способность* δl, вычисляемая по формуле

$$\delta l = H\Delta\beta, \tag{5.10}$$

получается для $H = 10000$ м равной 250 м. это означает, что объекты А и В, располагающиеся на расстоянии 240 м друг от друга, будут восприниматься на борту самолета как один объект.

Для учета поступательного (со скоростью *V*) движения самолета предположим, что радиоимпульсы с периодом повторения $T_{\text{П}}$ отражаются от наземной точки А и принимаются на борту. На рис. 5.16 показаны три (I, II, III) произвольных момента расположения самолета и точки А, прием отраженных от точки А радиоимпульсов происходит в пространственно разнесенных точках положения самолета. Можно в известном смысле отождествить указанные пространственно разнесенные точки приема с элементами некой виртуальной (*синтезированной*) приемной антенны.

Каждая из точек приема отделена (во времени) от другой периодом повторения $T_{\text{П}}$, а пространственная протяженность всей последовательности (положения I, II, III самолета) обозначена как *L*. Тогда общее количество *N* точек приема составит величину

$$N = \frac{L}{VT_{\text{П}}} + 1. \tag{5.11}$$

В этом случае совокупность *N* точек приема можно трактовать как *N* элементов приема виртуальной (*синтезированной*) приемной антенны, обладающей протяженностью (размером раскрыва) *L*. Тогда ДН $G_{\text{СА}}(\beta)$ этой эквивалентной антенны с синтезированной апертурой будет иметь ширину $\Delta\beta_{\text{СА}}$, определяемую равенством

$$\Delta\beta_{\text{СА}} = \lambda / 2L = d_{\text{А}} / 2H. \tag{5.12}$$

Окончательно величина *линейной разрешающей способности* $\delta l_{\text{СА}}$ для РЛС СА будет иметь вид

$$\delta l_{\text{СА}} = H\Delta\beta_{\text{СА}} = d_{\text{А}} / 2. \tag{5.13}$$

Если, например, $d_{\text{А}} = 120$ см, то соответствующая $\delta l_{\text{СА}} = 60$ см, объекты А и В, разделенные на земной поверхности расстоянием в 1 м, будут

на борту восприняты отдельно. Точность РЛС СА близка к точности, обеспечиваемой методом аэрофотосъемки. Однако, если аэрофотосъемка земной поверхности не может вестись ночью или в условиях облачности, то функционирование РЛС СА происходит независимо от времени суток и погодных метеоусловий [3]. Величина $\delta l_{\text{СА}}$ не зависит ни от высоты полета, ни от дальности до объектов. Это объясняется тем, что длина L синтезированной апертуры увеличивается с ростом H. На практике величина $\delta l_{\text{СА}}$, рассчитанная по формуле (5.13), из-за неидеальности узлов аппаратуры не достигается, реальными являются значения из диапазона 3…15 м.

Упрощенное структурное построение РЛС СА приведено на рисунке 5.17 (УО – устройство обработки, ИКМ – индикатор карты местности) [3].

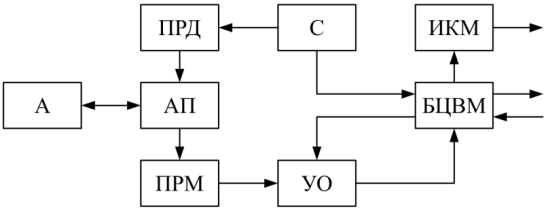


Рис. 5.17. Упрощенная структурная схема РЛС СА

Синхронизатор (С) вырабатывает запускающий импульс, по которому ПРД формирует радиоимпульс, который проходит через антенный переключатель (АП) и с выхода антенны (А) излучается в пространство. Отраженный от земли радиоимпульс через антенну и АП подается на радиоприемное устройство (ПРМ). В устройстве обработки (УО) происходят операции, благодаря которым осуществляется эффект синтезирования апертуры. Выходной видеосигнал УО подается на БЦВМ, которая работает под воздействием управляющих импульсов, поступающих от других систем самолета и одновременно вырабатывает различного рода командные последовательности (например, по опознаванию отдельных наземных объектов или прокладке пути самолета). БЦВМ формирует цифровую модель того участка земной поверхности, от которого принимаются радиоимпульсы, после чего передает данную модель на индикатор карты местности (ИКМ является яркостным и располагается в кабине пилота).

Широкое применение РЛС СА сдерживается *рядом недостатков*, основными из которых являются:

- постоянство длины волны λ и высоты полета H должны строго выдерживаться;
- наилучшее качество карты местности достигается лишь при перпендикулярности оптической оси антенны и линии полета самолета, поэтому

РЛС СА часто называются в литературе *РЛС бокового обзора*; при ориентации оптической оси антенны вдоль линии полета самолета эффект синтезирования апертуры полностью пропадает [3].

В ряде случаев влияние указанных недостатков удается снизить за счет использования в БЦВМ программ специальной обработки.

5.5. РЛС профильного полета

Профильным называется такой полет ВС (самолета или вертолета), когда траектория движения этого ВС повторяет профиль местности, расположенной под ВС. Для военной авиации необходимость *профильного полета* диктуется требованием преодолеть систему ПВО противника и скрытно выйти в заданный район. Данное требование может быть выполнено с максимальной эффективностью лишь при полете ВС на малых высотах, поскольку:

- измерение расстояния до низколетящего ВС радиосредствами ПВО противника возможно лишь в условиях прямой видимости;
- сигналы, отраженные от низколетящего ВС, в значительной степени маскируются другими отраженными радиосигналами (от земной поверхности, от местных объектов);
- низколетящий ВС может обладать повышенными скрытностью и внезапностью появления, оставляя средствам ПВО противника малое время для отражения атаки [3].

Однако режим маловысотного полета ВС связан с усложнением самолетовождения в условиях близости к земной поверхности или к местным предметам. Усложнение связано, в первую очередь, с резко ограниченным временным ресурсом (возникающим из-за малых дальностей и высоких скоростей полета). Психологические нагрузки на летчика (экипаж) при пилотировании ВС на малых высотах оказываются достаточно значительными, поэтому целый ряд функций, связанных с маневрированием ВС, в настоящее время выполняются автоматическими устройствами – с помощью *РЛС профильного полета* (РЛС ПП).

Задача РЛС ПП состоит в выработке управляющих сигналов для обеспечения маловысотного профильного полета ВС, на борту которого располагается данная РЛС ПП. Управляющие сигналы должны в каждый момент реализовывать выполнение (сохранение) *уравнения профильного полета*

$$H_0 = const, \tag{5.14}$$

где H_0 – высота полета ВС.

Геометрическая картина, поясняющая принцип получения уравнения профильного полета, показана на рисунке 5.18.

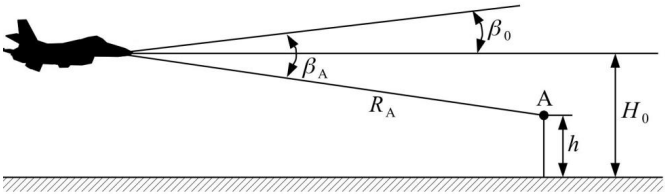


Рис. 5.18. Геометрическая картина, поясняющая принцип получения уравнения профильного полета

Очевидно, что движение ВС диктует обращение РЛС ПП не к точке, находящейся в данный момент непосредственно под ВС, а к некой упрежденной точке А (рис. 5.18), расположенной впереди по курсу ВС. В этом случае составим уравнение

$$H_0 - h = R_A \sin(\beta_A - \beta_0), \tag{5.15}$$

где h – высота точки А над земной поверхностью; R_A – расстояние от ВС до точки А; β_A – угол места (относительно оптической оси антенны) точки А; β_0 – угол атаки ВС. Из (5.15) получим

$$h = H_0 - R_A \sin(\beta_A - \beta_0). \tag{5.16}$$

Предполагая, что углы β_A и β_0 малы, получаем

$$h = H_0 - R_A(\beta_A - \beta_0). \tag{5.17}$$

Соотношение (5.17) справедливо для некоторого момента времени t_1, когда высота полета ВС равна величине H_0. Для момента времени t_2, когда ВС окажется непосредственно над точкой А, уравнение (5.14) профильного полета примет вид

$$h + H_0 = 2H_0 - R_A(\beta_A - \beta_0). \tag{5.18}$$

Бортовая РЛС ПП, измерив расстояние R_A в момент времени t_1, должна (при фиксированных H_0, β_A и β_0) выработать сигнал, который через интервал времени $t_2 - t_1$ приведет ВС к расположению на высоте H_0 над точкой А. Поскольку высота полета согласно (5.18) определяется (при неподвижном луче) лишь дальностью до упрежденной точки R_A, рассматриваемые РЛС ПП относятся к радиосистемам дальномерного типа [3].

Что касается конкретных значений величины $R_А$, то они зависят от скорости движения ВС, его маневренных способностей и рельефа местности. В частности, для современных самолетов при $V \le 1000$ км/ч значения $R_А$ должны быть меньше 5…20 км, а для вертолетов 0,5…5 км.

Эти значения $R_А$ обуславливают, в свою очередь, при маловысотном полете небольшие (порядка единиц градусов) величины угла $\beta_А - \beta_0$, что влечет за собой требования достаточной узости ДНА РЛС ПП и неизбежное увеличение (в см диапазоне – до 5…6 м) линейных размеров этой антенны. Является целесообразным, чтобы антенна РЛС ПП формировала не один, а два луча. В этом случае отчет углового положения точки А может быть осуществлен методом сравнения (равносигнальным), при котором требуемая точность измерения (доли угловых минут) достигается при реально обеспечиваемой (порядка $1...3^{O}$) ширине луча [3].

Структурная схема РЛС ПП представлена на рисунке 5.19, на котором введены обозначения: УУ – устройство управления; АБ – антенный блок; ПРД – передатчик; $ПРМ_{\Sigma}$, $ПРМ_{\Delta}$ – приемники суммарного и разностного сигналов; С – синхронизатор; ФД – фазовый детектор; ФОИ – формирователь отсчетных импульсов; СЛ – селектор; ИД – измеритель дальности; ВУ – вычислительное устройство.

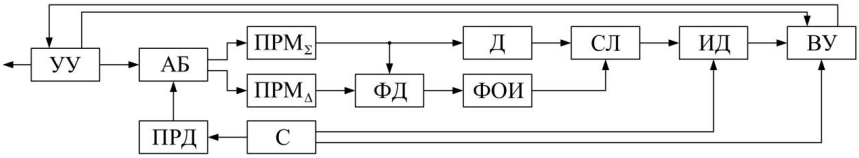


Рис. 5.19. Структурная схема РЛС профильного полета

Под воздействием импульса запуска, поступившего от С, ПРД вырабатывает ВЧ импульс малой длительности (для необходимой точности измерения дальности), который через АБ и систему из двух антенн, формирующих в вертикальной плоскости двухлучевую ДН, излучается в пространство. Отраженный от земной поверхности радиоимпульс принимается двумя антеннами и, пройдя АБ, подается на входы приемников суммарного и разностного сигналов.

В данной РЛС ПП реализуется метод сравнения, поэтому измерение дальности $R_А$ будет осуществлено от ВС до точки а на земной поверхности – именно эта точка соответствует пересечению направления (РСН) с земной поверхностью, и временная задержка $\tau_{ЗАД} = 2R_А / C$ отраженного от данной

точки сигнала (относительно момента излучения) будет измеряться по моменту нулевого напряжения на выходе $ПРМ_{\Delta}$ и следующего за ним ФД.

Для устранения ошибочных измерений дальности по ложным отсчетным импульсам используют детектор (Д), находящийся на выходе $ПРМ_{\Sigma}$ и СЛ. Видеонапряжение (огибающая) суммарного сигнала с выхода Д подается на один вход СЛ, а последовательность отсчетных импульсов на второй. На выходе СЛ вырабатывается отсчетный импульс, соответствующий точке А. Далее отсчетный импульс поступает на ИД, а сформированный код дальности – в ВУ, которое запоминает полученный код дальности и (с учетом информации, поступающей от УУ) рассчитывает упрежденную высоту полета ВС над точкой А. Затем результаты расчета пересылаются в УУ, которое в свою очередь регулирует положение антенной системы и направляет отсчетные данные в систему автоматического управления полетом ВС согласно профилю земной поверхности.

Рассмотренная моноимпульсная РЛС профильного полета обеспечивает повышенную точность измерения высоты неровностей земной поверхности и местных объектов, поскольку положение нулевой точки весьма стабильно и не зависит от параметров схем и возможных рассогласований в каналах РЛС ПП [3].

5.6. Метеонавигационные РЛС

Земная атмосфера представляет собой достаточно подвижный и неустойчивый объект. На отдельных участках маршрута могут возникать так называемые проблемные зоны (области повышенной турбулентности, образующиеся грозовые фронты и т.д.), заблаговременный прогноз которых весьма затруднен. В связи с этим возникла потребность оперативного (во время полета) и дистанционного (в целях безопасности полета) определения местоположения указанных зон. Для решения этой задачи используются метеонавигационные РЛС (МН РЛС).

Все МН РЛС могут быть разделены на ***4 класса*** (признаком классификации является максимальная дальность R_{max} обнаружения гидрометеообразований):

- *первый класс* – $R_{max} = 550$ км; данные МН РЛС предназначены для установки на сверхзвуковых дальних и средних магистральных самолетах;
- *второй класс* – $R_{max} = 350$ км; данные МН РЛС предназначены для установки на ближних магистральных и тяжелых самолетах местных воздушных линий;
- *третий класс* – $R_{max} = 100$ км; данные МН РЛС предназначены для установки на легких самолетах местных воздушных линий и вертолетах;

- *четвертый класс* – $R_{\max} = 100$ км; данные МН РЛС (с пониженным относительно МН РЛС третьего класса энергетическим потенциалом) предназначены для установки на вертолетах [3].

Функции определения МП гидрометеообразования весьма часто совмещены в единой бортовой системе с выполнением задач получения радиолокационной карты местности, обнаружения горных массивов, отдельных горных вершин и определения превышения, достаточного для безопасного полета над ними. Задача оценки собственно метеорологической обстановки на трассе полета происходит при помощи функционирования системы в режимах «Метео» (обнаруживается пространственное гидрометеообразование и определяются его координаты) и «Контур» (оцениваются степень опасности гидрометеообразований, находящихся на расстоянии 40…60 км от самолета).

МН РЛС имеет узкую ДН ($2...6^{\circ}$ в вертикальной и горизонтальной плоскостях), поэтому определение МП (дальности и курсового угла) и характера (снег, дождь и т.д.) метеорологического объекта оказывается достаточно точным, поскольку в узкий луч отражения от других объектов, как правило, не попадают. ***Основные метеообъекты*** могут быть распределены по степени интенсивности отражений от них в следующем порядке:

1) *снег*; отражения от него обычно невелики, что объясняется, даже при обильных снегопадах, как значительными (по сравнению с длиной волны излученного сигнала $\lambda = 1...10$ см) расстояниями между отдельными снежинками, так и сравнительно низкой проницаемостью (сходной по величине с диэлектрическими проницаемостями облака пыли или дыма);

2) *облака*; если облака состоят из кристалликов льда, то отраженные сигналы достаточно слабы; если облака образованы водяными каплями (размерами порядка 0,01 см), то интенсивность отражений сильно зависит от длины волны – при увеличении λ от 1 до 10 см интенсивность отражений падает более чем на порядок;

3) *дождь*; данный метеообъект образован сконденсированными частицами воды, и по радиосигналам, отраженным от дождя, можно определить его интенсивность (наибольшие отражения возникают при размерах капель, соизмеримых с длиной волны λ); наиболее часто используются диапазон $\lambda = 3..5$ см (при $\lambda > 10$ см интенсивность отражений ослабевает); измерение обычно проводится на небольших (20…40 км) дальностях;

4) *грозовые образования*; отраженные радиосигналы обладают значительной интенсивностью, дальность обнаружения грозовых образований составляет 190…550 км;

5) молнии; здесь может возникнуть мощный радиосигнал, созданный электрическим разрядом [3].

Структурная схема МН РЛС представлена на рисунке 5.20, где обозначено: А – антенна; МПСА – механизм поворота и стабилизации антенны; АП – антенный переключатель; ИНД – индикатор.

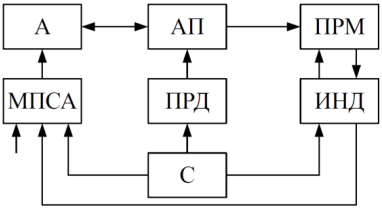


Рис. 5.20. Структурная схема МН РЛС представлена

Синхронизатор (С) вырабатывает запускающий импульс, который воздействует на ПРД. Радиоимпульс (длительность 0,7…5 мкс, частота заполнения около 9,3 ГГц) далее через АП поступает на антенну (отражатель диаметром 0,2…1,2 м выполнен в виде параболоида вращения, в фокусе которого расположен облучатель), после чего излучается в пространство (импульсная мощность 4…33 кВт, частота повторения импульсов 100…400 Гц).

Основными параметрами местоположения лоцируемого участка метеообразования являются дальность R и курсовой угол α. Дальность указанного участка вычисляется по времени запаздывания τ_{R} принятого радиоимпульса относительно излученного $R = c\tau_{\text{R}}/2$, а курсовой угол этого участка определяется по углу поворота α узкой ДН (ширина $\Delta\alpha = 2...6{,}5^{\text{O}}$) относительно продольной линии фюзеляжа. Качание ДН осуществляется с помощью МПСА в пределах сектора шириной $\theta_{\text{C}} = 90...200^{\text{O}}$ (рисунок 5.21).

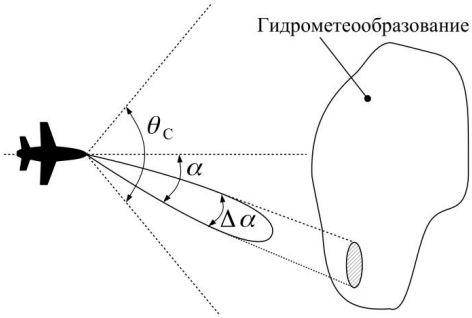


Рис. 5.21. Секторное сканирование ДНА МН РЛС

Частота качания данной диаграммы составляет 0,1…2,8 Гц. Кроме того, антенна может совершать наклоны в вертикальной плоскости ($\pm 10 ... \pm 26^{\circ}$), определяя тем самым, помимо курсового угла α, еще и угол места β лоцируемого участка метеообразования. Отраженный радиоимпульс, принятый антенной, проходит через АП и поступает на вход ПРМ (чувствительность порядка 100 дБ·мВт), где вырабатывается видеоимпульс, подаваемый на ИНД [3].

ИНД обычно выполнен на монохроматической электронно-лучевой трубке с послесвечением и секторной разверткой луча. При этом каждому значению интенсивности принятого сигнала соответствует свой уровень яркости свечения изображения. Обычно опасными считаются те гидрометеообразования, которые обнаруживаются на дальностях свыше 100 км – в таком случае внутри гидрометеообразования присутствует сильная турбулентность.

5.7. Многофункциональные РЛС

5.7.1. Применение истребителей при ведении борьбы с воздушным противником и уничтожении наземных целей с использованием многофункциональных РЛС

Основной формой тактического применения истребителей ***при ведении борьбы со средствами воздушного нападения противника*** (самолетов, вертолетов, крылатых ракет) является *воздушный бой* – действия истребителя по уничтожению средств воздушного нападения противника, состоящие из занятия выгодного исходного положения, атаки, маневрирования между атаками и выхода из атаки (боя) [30]. Победа в воздушном бою есть результат наилучшего сочетания возможностей авиационной техники (БРЭС, оружие, маневренность и неуязвимость истребителя) и опыта, умения летчика.

В современном воздушном бою можно выделить противоборство сторон на дальностях, превышающих дальность визуальной видимости (*дальний воздушный бой*), и противоборство при дальности визуальной видимости (*ближний воздушный бой*). Дальний воздушный бой – полет, обнаружение, опознавание, сближение и маневрирование выполняются с использованием БРЛС и с применением ракет большой и средней дальности. Ближний воздушный бой –маневрирование осуществляется с большими перегрузками, полным использованием маневренных возможностей самолета, вооружения и физических данных летчика, применяются ракеты малой дальности или стрелково-пушечное вооружение [35].

Для обеспечения скрытности боевых действий истребителей в дальнем групповом воздушном бою предусматривают следующие *основные*

тактические приемы: «лобовой удар» как звена, так и пар истребителей, и «удар во фланг» пар истребителей [41].

Процесс уничтожения средств воздушного нападения противника в соответствии с планом боевого полета и основными режимами работы многофункциональной (МФ) РЛС удобно разделить на ***три основные этапа***:

1) *дальнее наведение* (взлет, построение группы, полет в район выполнения боевой задачи), т.е. вывод истребителя в такое положение относительно цели, в котором обеспечивается ее обнаружение, опознавание и атака;

2) *действия в районе выполнения боевой задачи* (воздушный бой):

- поиск, обнаружение, опознавание и распознавание воздушной цели МФ РЛС выполнение маневра в целях занятия исходного положения для атаки или продолжения сближения с целью;
- атака (бой), которая начинается после захвата цели на автосопровождение МФ РЛС и представляет собой стремительное сближение с целью в сочетании с прицеливанием для обеспечения эффективного применения вооружения (самонаведение истребителя) и наведения ракет при их полете к цели;
- выход из атаки (боя), начинается после применения вооружения;

3) *возвращение на аэродром базирования* [30].

Траектория наведения истребителя определяется выбранным методом наведения и траекторией полета цели. Применяются следующие ***методы наведения*** (рассмотренные в п. 5.3):

- *метод «погоня»* (для уничтожения цели с ее ЗПС);
- *метод параллельного сближения*;
- *метод «перехват»*;
- *метод наведения «маневр»* [30, 35].

Основной формой тактического применения истребителей, ***нацеленных на наземные (морские) объекты***, является нанесение авиационного удара. В этом случае истребительная авиация применяет управляемые и неуправляемые ракеты, авиационные бомбы, а при уничтожении малоразмерных целей – и авиационные пушки. Процесс уничтожения наземных морских целей в соответствии с этапами боевого полета и основными режимами работы МФ РЛС удобно разделить на три этапа:

1. Взлет истребителей, построение в группы, полет в район цели (на этом этапе решается задача навигации).

2. Действия в районе цели:

– поиск, обнаружение, опознавание наземной (морской) цели МФ РЛС выполнение маневра для занятия исходного положения для атаки или продолжения сближения с целью в заданном направлении;

– атака (бой), которая начинается после захвата цели на автосопровождение МФ РЛС и представляет собой стремительное сближение с целью в сочетании с прицеливанием для обеспечения эффективного применения оружия и наведения ракет при их полете к цели

– выход из атаки (боя), начинается после применения оружия.

3. Возвращение на аэродром базирования, когда решена задача навигации [30].

При нанесении авиационного удара по наземным (морским) целям противника необходимо решать две задачи – навигации и прицеливания. Полет истребителя в район цели и возвращение на аэродром дислокации выполняются, как правило, по намеченному маршруту, при этом намечаются исходный, промежуточный и конечный пункт маршрута, а также требуемый профиль полета по высоте, курсу и ориентиры. Самолетовождение по намеченному маршруту составляет основную ***задачу навигации***. В результате ее решения истребитель выводится в район цели в намеченное время на заданных высоте и направлении.

В ***процессе прицеливания*** необходимо обеспечить поражение наземных целей при пуске управляемых и неуправляемых ракет, бомбометании и стрельбе из пушек. При навигации и прицеливании необходимо выполнить две основные операции:

- определение МП истребителя, цели и ориентиров;
- управление истребителем для его вывода в заданную точку маршрута или в точку применения оружия.

Выполнение указанных операций возможно при наличии на борту истребителя информации о местности, над которой он пролетает. Эту информацию поставляет информационно-измерительная система в составе бортовой МФ РЛС, которая формирует РЛ изображение (РЛИ) местности и объектов на ней.

В процессе навигации МФ РЛС обеспечивает:

- определение МП истребителя либо путем сопоставления РЛИ местности с реальной или запомненной цифровой картой местности, либо путем коррекции данных инерциальной навигационной системы по измеренным координатам выбранных ориентиров, либо методом счисления пути на основе измерения навигационных параметров (путевой скорости, угла сноса, высоты полета);
- полет на малых высотах с облетом препятствий для преодоления зоны ПВО противника, с измерением параметров рельефа местности перед истребителем в требуемом секторе обзора;
- выдачу летчику информации о метеорологической обстановке на маршруте полета.

При прицеливании МФ РЛС обеспечивает:

- обнаружение, опознавание и распознавание типа и класса обнаруженных целей;
- измерение параметров движения атакуемой цели;
- наведение истребителя в точку применения вооружения;
- измерение вектор-скорости собственного движения;
- целеуказание ОЭС самолета и ракетам;
- передачу сигналов коррекции и команд управления ракетами [30].

5.7.2. Основные характеристики и задачи, решаемые многофункциональной РЛС

Многофункциональность свойственна самолетным РЛС, к массе и габаритам которых предъявляются жесткие требования, что вынуждает максимально использовать каждый килограмм РЛ аппаратуры.

Основные характеристики многофункциональной РЛС [30]:

- дальность обнаружения целей;
- дальность захвата цели;
- зоны обзора, поиска и автосопровождения целей;
- время обзора;
- разрешающая способность по дальности, скорости и угловым координатам;
- точность измерения координат и параметров движения атакуемых целей.

Дальностью обнаружения целей РЛС называется наибольшее расстояние между РЛС и целью, при котором сигнал цели обнаруживается с заданными вероятностями ложной тревоги $P_{\text{ЛТ}}$ и правильного обнаружения $P_{\text{ПО}}$. При оценке дальности действия РЛС на этапе поиска целей эти вероятности выбирают равными $P_{\text{ЛТ}} = 10^{-4}...10^{-6}$ и $P_{\text{ПО}} = 0{,}5$.

Дальностью захвата цели называется максимальное расстояние, требуемое для перехода РЛС в режим автоматического сопровождения цели по дальности, скорости и угловым координатам с заданными точностными характеристиками. Обычно дальность захвата цели оценивается с вероятностью 0,9.

Область пространства, в пределах которой обеспечивается обнаружение цели с помощью БРЛС, называется ***зоной обзора***. В идеальном случае зона обзора в горизонтальной плоскости должна быть равна 360°. Однако, учитывая условия размещения МФ РЛС в носовом отсеке истребителя, она обычно составляет $\pm\, 60...90^{\text{O}}$. Размер зоны обзора в вертикальной плоскости определяется из условия обеспечения обнаружения целей во всем диапазоне высот их полета и обычно составляет $\pm\, 60...70^{\text{O}}$.

Область пространства, в пределах которой МФ РЛС осуществляет поиск целей в каждой конкретной тактической ситуации, называется ***зоной поиска***. Как и зона обзора, она определяется максимальной R_{max} и минимальной R_{min} дальностями действия и секторами поиска в горизонтальной $\Delta\alpha$ и вертикальной $\Delta\beta$ плоскостях. Размер секторов поиска зависит от применяемого метода наведения и способа ведения боевых действий истребителя [30].

Периодом обзора $T_{ОБЗ}$ называется время, необходимое для однократного просмотра всей зоны поиска.

Зоной автосопровождения МФ РЛС называется область пространства, в пределах которой обеспечивается автоматическое сопровождение цели по направлению. Как правило, она определяется предельными углами сканирования антенны МФ РЛС в соответствующей зоне обзора ($\pm$ 60...70° в вертикальной и $\pm$ 60...90° в горизонтальной плоскостях).

Под разрешающей способностью МФ РЛС понимают способность раздельного наблюдения целей, находящихся в зоне обзора РЛС. ***Разрешающей способностью РЛС по дальности*** называется минимальное расстояние δR между двумя целями (имеющими одинаковые угловые координаты и радиальные составляющие скорости движения относительно РЛС), при котором обеспечивается их раздельное наблюдение на индикаторе РЛС.

Разрешающей способностью РЛС по скорости называется минимальное различие радиальных составляющих скоростей $\delta V_{СБ}$ двух целей, расположенных в одной точке пространства, при котором обеспечивается их раздельное наблюдение на индикаторе РЛС.

Разрешающей способностью РЛС по направлению называется минимальное различие $\delta\alpha$, $\delta\beta$ в направлениях на две цели (в горизонтальной и вертикальной плоскостях), удаленных от РЛС на одинаковое расстояние и имеющих равные радиальные составляющие скорости относительно РЛС, обеспечивающие их раздельное наблюдение на индикаторе РЛС.

Основные требования к разрешающей способности в режимах обнаружения и прицеливания – обеспечение раздельного наблюдения целей в группе. Учитывая реальные размеры воздушных целей, боевые порядки и условия применения в режиме «воздух – воздух», МФ РЛС должна обеспечивать разрешение по дальности 15…50 м, по скорости 2…10 м/с, по угловым координатам $20...30'$.

Точность измерения координат и параметров движения МФ РЛС определяется характеристиками и видом применяемого оружия. При использовании авиационной пушки требуется наиболее высокая точность измерения координат и параметров движения цели. Ошибки измерения координат не должны превышать технического рассеяния снарядов пушки, ко-

торое составляет тысячные доли дальности стрельбы. Требуемая точность измерения навигационных параметров (скорости, угла сноса) БРЛС обычно соответствует требованиям, предъявляемым к современным доплеровским измерителям скорости и угла сноса. Среднеквадратичная ошибка измерения скорости не должна превышать 0,1…0,2 м/с, угла сноса – 6...12′.

Объем задач по завоеванию превосходства в воздухе и нанесению ударов по наземным целям, решаемых истребителями, постоянно увеличивается, поэтому к бортовым многофункциональным РЛС предъявляются все более высокие тактико-технические требования. Это приводит к дальнейшему совершенствованию существующих и разработке новых МФ РЛС, обеспечивающих обнаружение целей на больших дальностях, вывод истребителя в район цели с высокой точностью на малых высотах и управление различными видами бортового вооружения. При использовании АФАР в МФ РЛС возможно одновременное решение нескольких задач: совмещение режимов обзора воздушного пространства с режимом обеспечения полета на малой высоте при прорыве ПВО противника и др.

Многофункциональная РЛС (МФ РЛС) истребителя обычно обеспечивает ***решение следующих задач***:

1) поиск, обнаружение и опознавание (совместно с СО) обнаруженных воздушных и наземных целей;

2) распознавание, измерение координат и параметров движения обнаруженных воздушных целей и прицеливание по ним;

3) прицеливание по наземным целям при бомбометании и пуске ракет;

4) формирование и выдача сигналов ЦУ, подсвета и коррекции для УР, подготовки их к пуску и наведение на уничтожаемые цели;

5) измерение дальности до наземных и воздушных целей по сигналам ЦУ от других информационных систем СУВ;

6) самолетовождение при отсутствии визуальной видимости земной поверхности (определение МП ВС по РЛИ местности визуально с использованием карты либо путем коррекции данных навигационной системы по измеренным координатам выбранных ориентиров);

7) картографирование местности при ведении воздушной разведки;

8) предупреждение экипажа о метеорологической обстановке на трассе полета;

9) следование рельефу местности при полете на малых и предельно малых высотах (облет и обход препятствий);

10) измерение навигационных параметров (скорости и угла сноса, высоты);

11) управления подсистемами вооружения [30].

В состав МФ РЛС входят три основные подсистемы: АФАР, приемное устройство со стабилизированным гетеродином и универсальный про-

цессор сигналов. Вариант структурной схемы МФ РЛС приведен на рисунке 5.22 [37].

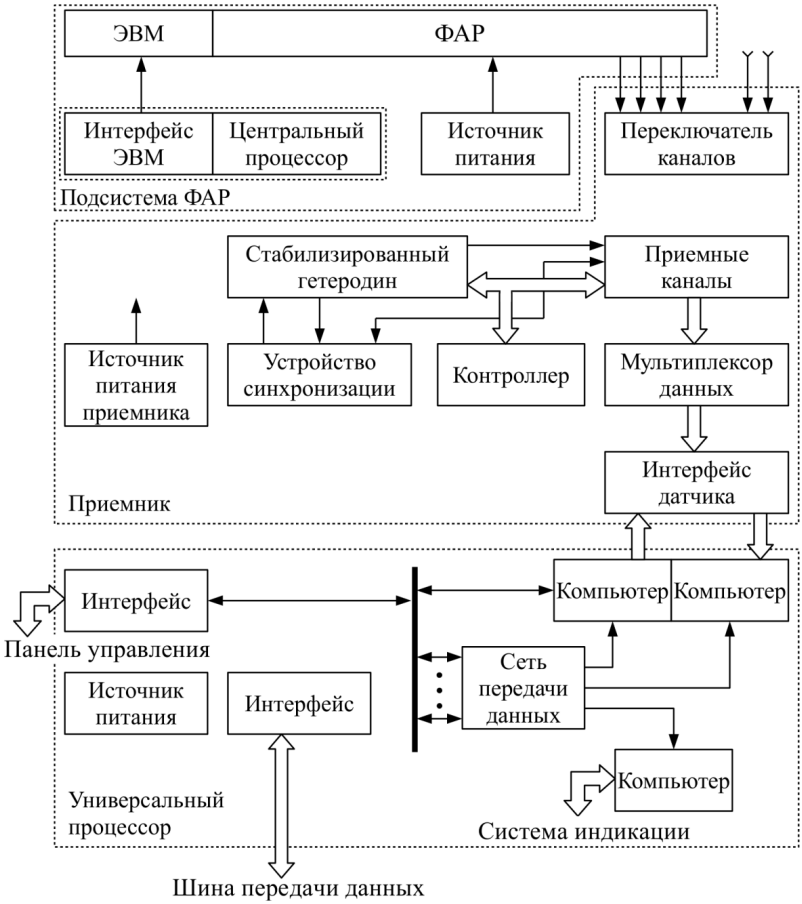


Рис. 5.22. Структурная схема многофункциональной РЛС

Режимы работы МФ РЛС.

1. ***При действии по воздушным целям***.

1.1. *Режим поиска:*

- поиск по скорости;
- поиск с измерением дальности: на встречных курсах, всеракурсный, в верхней полусфере, в полном секторе обзора;

- режим воздушного боя;
- пассивный прием.

1.2. *Режим сопровождения:*

- сопровождение «на проходе» – нормальное, с высокой точностью на больших дальностях;
- сопровождение одиночной цели;
- предупреждение о приближение ракет и сопровождение ракет;
- сопровождение заданной цели.

1.3. *Режим опознавания целей:*

- определение национальных признаков целей по их РЛ признакам;
- распознавание целей в групповом строю;
- опознавание на большой дальности.

2. *При действии по наземным целям.*

2.1. *Режим получения изображения земной поверхности:*

- с помощью обычного луча;
- с доплеровским сужением луча;
- обнаружение метеообразований;
- режим маяка.

2.2. *Режим когерентного обзора земной поверхности:*

- синтезирование апертуры;
- селекция движущихся наземных целей;
- выделение тактических целей.

2.3. *Навигационные режимы:*

- следование рельефу местности;
- облет препятствий;
- измерение скорости;
- определение местоположения самолета.

АФАР состоит из 1980 приемопередающих модулей и имеет диаметр 81,3 см. Приемопередающие модули выполнены на арсенид-галлиевых пластинах диаметром 7,5 см, содержащих по 16 интегральных схем (ИС). В состав каждой ИС входят усилители, фазовращатели, аттенюатор, переключатели. Общее управление формированием луча осуществляется с помощью четырех автономных ЭВМ, основанных на микропроцессорах, каждая из которых управляет одним квадрантом ФАР. В состав премного устройства входят 43 модуля. Основой модулей являются цифровые сверхскоростные интегральные схемы и аналоговые СВЧ-интегральные схемы.

В приемном устройстве реализовано 8 каналов с тройным согласованным понижением частоты и два широкополосных приемника. Четыре канала непосредственно связаны с ФАР, а оставшиеся четыре предусмотрены для обеспечения избыточности и выполнения вспомогательных функ-

ций. В случае отказа каждый из четырех выходных сигналов ФАР может подаваться на любой широкополосный усилитель.

Процессор сигналов МФ РЛС состоит из ряда стандартных модулей, в числе которых 32-разрядный процессор с быстродействием 3,85 млн. опер./с, с памятью емкостью 1 Мбайт. Используется волоконно-оптическая линия обмена данными с быстродействием 50 Мбит/с [37].

Структурная схема МФ РЛС истребителя показана на рисунке 5.23, где обозначено: СО – система опознавания; АС – антенная система; ППС – программируемый процессор сигналов; ЗГ (СЧ) – задающий генератор (синтезатор частот); ЦВМ УОД – ЦВМ управления и обработки данных; КБО – комплекс бортового оборудования.

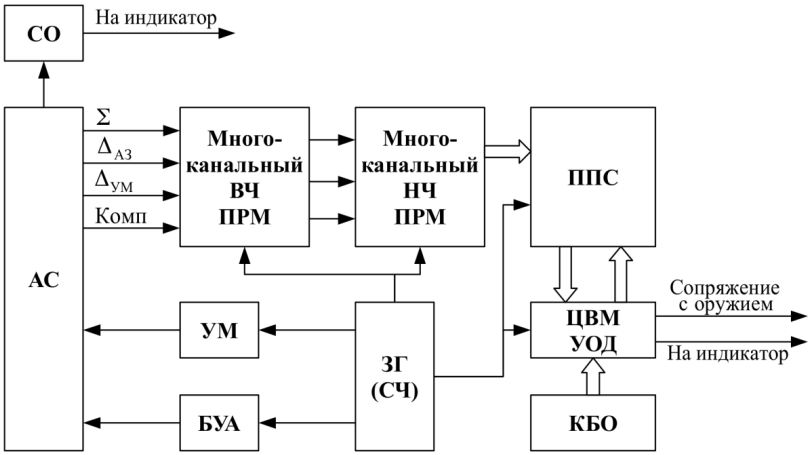


Рис. 5.23. Структурная схема многофункциональной РЛС

Типовая структурная схема МФ РЛС истребителя (рис. 5.23) состоит из антенны, преобразователя (приемопередатчика) и вычислительного устройства. ***Преобразователь*** (приемопередатчик) осуществляет излучение мощных зондирующих сигналов, их когерентный прием и преобразование данных в цифровую форму или в цифровые коды.

В ***вычислительном устройстве*** ППС обеспечивает требуемый алгоритм обработки, а процессор данных (ЦВМ УОД) выделяет информацию об окружающей обстановке, отображает ее на индикаторе, выполняет боевые алгоритмы и формирует сигналы управления самолетом. Также вычислительное устройство (ППС и ЦВМ УОД) совместно с пультом управления определяет режимы работы РЛС, обеспечивая заданные параметры излучаемого сигнала, требуемые каналы обработки (суммарный Σ, разностный по

азимуту $\Delta_{АЗ}$, разностный по углу места $\Delta_{УМ}$ и компенсационный КОМП, а также полосу пропускания приемников, частоту выборок и разрядность АЦП. Приемопередатчик содержит антенну (в системе с обтекателем и приводом), антенный переключатель «прием – передача» (АП), передатчик с УМ, синхронизатор с ЗГ и приемником с АЦП.

Процессор обработки сигналов представляет собой быстродействующую ЦВМ и в зависимости от режима работы РЛС осуществляет доплеровскую фильтрацию принимаемых сигналов, обеспечивает алгоритмы помехозащиты, измеряет координаты целей и т.п.

Процессор обработки данных представляет собой универсальную ЦВМ, с помощью которой решаются следующие задачи:

- сопровождение целей;
- определение численного состава группы;
- измерение собственной скорости носителя;
- обход и облет препятствий;
- боевые алгоритмы наведения самолета и оружия и т.п.

Индикатор современной МФ РЛС входит в состав СЕИ самолета и имеет цифровую память для формирования текущего изображения и экран большой яркости телевизионного или ЖК типа. Отображение информации на экране индикатора определяется режимами работы МФ РЛС и боевыми режимами истребителя.

Основными режимами функционирования МФ РЛС при перехвате воздушных целей (при решении задач «воздух–воздух») являются режимы:

- поиска и обнаружения цели;
- распознавания и опознавания цели;
- захвата и автоматического сопровождения обнаруженных целей;
- указание на применение оружия [30].

Выполнение всех указанных режимов удобно разделить на два этапа: поиск и обнаружения цели, а также захват и автоматическое сопровождение цели.

Основными режимами функционирования МФ РЛС уничтожении наземных целей (при решении задач «воздух–поверхность») являются режимы:

- картографирование с низкой, средней и высокой разрешающей способностью, обеспечивающей получение РЛ изображения местности;
- обнаружение наземных (морских) целей и ориентиров, измерение их координат, необходимых для применения оружия;
- селекция движущихся целей и измерение их координат;
- маловысотный полет;
- измерение навигационных параметров;
- метеорежим;

- измерение дальности до земли в заданном направлении.

Рассмотрим ***основные характеристики и их типовые значения*** [30] на примере МФ РЛС самолетов F-18, Су-30, Су-35 в режимах наблюдения земной поверхности.

1. *Дальность обнаружения наземных целей* существенно зависит от ЭПО цели и вида подстилающей поверхности. Дальность обнаружения крупноразмерных целей составляет 300…400 км, малоразмерных – порядка 50…150 км (зависит во многом от типа подстилающей поверхности).

2. *Дальность картографирования*, как правило, существенно ниже дальности обнаружения целей. При картографировании с высоким пространственным разрешением (1…5 м) она составляет 50…150 км, а с низким (более 200 м) – 300 км.

3. *Зона обзора* определяется как участок земной поверхности, в котором решается та или иная тактическая задача. Выделяют зону обзора по дальности и зону обзора по азимуту. Размер *зоны обзора по дальности* исчисляется в элементах разрешения и составляет 500…1000 элементов разрешения по дальности: $\Delta R = (500...1000)\delta r$. Размер *зоны обзора по азимуту* определяется решаемой тактической задачей.

На этапах навигации и обнаружения района поиска цели используется режим низкого разрешения с размером зоны $90...120^{\circ}$. Для обнаружения цели используется режим среднего разрешения с размером $10...30^{\circ}$, а на этапе прицеливания – режим высокого разрешения с размером зоны обзора $2...3^{\circ}$. В режимах маловысотного полета также выделяют размер зоны обзора по углу места.

4. *Время обзора зоны* в режимах низкого разрешения составляет 1…3 с, среднего – 3…6 с и высокого – 2…10 с, в режиме облета препятствий – 0,1…0,2 с.

5. *Углы наблюдения* определяют возможное положение зоны обзора в пространстве относительно самолета. Как правило, углы наблюдения по азимуту варьируются в диапазоне $\pm 60^{\circ}$, по углу места в диапазоне $-40...+20^{\circ}$.

6. *Разрешающая способность* определяет качество РЛ изображения при картографировании. Типовые значения требуемой разрешающей способности (м) для решения различных задач представлены в таблице 5.1.

7. *Точность измерения координат и параметров взаимного движения* задается допустимыми ошибками (погрешностями). Точность измерения угловых координат наземных целей истребителями достигает 10…20 угл. минут, дальности 1…10 м, скорости движения 0,1…0,5 м/с.

8. *Количество сопровождаемых наземных целей*. Как правило, количество одновременно сопровождаемых целей в режимах наблюдения зем-

ной поверхности составляет 2…8 и ограничивается количеством и номенклатурой применяемого управляемого и неуправляемого оружия.

9. *Помехозащищенность*. Возможность работы РЛС в условиях РЭБ характеризуется *скрытностью* и *помехоустойчивостью*. Скрытность работы РЛС задается максимальной дальностью, на которой противник может обнаружить сигналы РЛС и определить их параметры. Помехоустойчивость определяет работоспособность РЛС в конкретной помеховой обстановке, которая задается в виде набора методов и средств РЭБ.

10. *Технические характеристики РЛС*. Технические решения, принимаемые в процессе проектирования РЛС, обеспечивают выполнение тактических требований.

Таблица 5.1 – Типовые значения требуемой разрешающей способности

Объекты	***Обнаружение***	***Распознавание***	
		Класс	***Тип***
Населенные пункты	60	30	5
Ж/д узлы	30	15	6
Дороги	9	6	1,8
Морские суда средние	7,5	4,5	0,6
Мосты	6	4,5	1,5
Скопления войск	6	2,1	1,2
Аэропорты	6	4,5	3
Самолеты	4,5	1,5	0,9
Командные пункты	3	1,5	0,9
ЗРК	3	1,5	0,6
РЛС	3	0,9	0,3
Автотранспорт	1,5	0,6	0,3
Артиллерия	0,9	0,6	0,15

Основными режимами наблюдения земной поверхности МФ РЛС являются:

- режим обзора реальным лучом;
- режим обзора со средним разрешением;
- режим обзора с высоким разрешением;
- режим селекции движущихся целей (СДЦ);
- режим уточнения скорости полета носителя;
- режим измерения дальности до земли в заданном направлении [30].

Способы аппаратурной реализации РЛС определяются различными факторами, важнейшими из которых являются:

1) назначение, решаемые тактические задачи и тактико-технические требования к РЛС, тип используемого оружия (ТТХ ракет, тип ГСН и т.д.);

2) требования к массогабаритным параметрам РЛС и ее стоимости;

3) достигнутый уровень технологии в создании элементной базы [30].

Для учета перечисленных факторов разрабатываются МФ РЛС, существенно отличающиеся режимами работы, методами и устройствами обработки сигналов.

ГЛАВА 6
АВИАЦИОННЫЕ СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ

6.1. Задачи авиационных средств РЭБ. Классификация авиационных средств РЭБ

В локальных войнах и конфликтах в Корее, во Вьетнаме и на Ближнем Востоке РЭБ велась всеми видами вооруженных сил воюющих стран, но наиболее интенсивно ВВС и ПВО (в США до 70 % материальных ресурсов, предназначенных для развития и совершенствования РЭБ, поступают в авиацию). В ходе ряда конфликтов в дальнем зарубежье («Буря в пустыне», «Лиса в пустыне», «Шок и трепет», «Рассвет Одиссеи») авиация решала ***задачи*** по:

- дезорганизации системы государственного и военного управления стран и их вооруженных сил;
- деморализации и слому воли армии и народа к сопротивлению;
- нанесению существенного ущерба военно-экономическому потенциалу стран и разрушению их инфраструктуры;
- нанесению значительного урона группировкам вооруженных сил и созданию условий для гарантированного успеха планируемых операций наземных сил с минимальными потерями [17].

Группа задач РЭБ, решаемых авиационными РЭК современных ЛА военной авиации, состоит из следующих ***частных задач***:

- индивидуальная и групповая защита ЛА от поражения средствами ПВО противника путем создания активных и пассивных радиопомех и помех лазерным, тепловизионным (ИК) бортовым и наземным системам и ГСН УР;
- контроль ЭМ обстановки, обеспечение адаптации РЭС и электронных систем АРЭК к ее изменениям;
- оценка степени угрозы ЛА со стороны воздушных и наземных средств поражения противника, оповещение летчика (экипажа) об облучении ЭМИ различных диапазонов волн;
- определение приоритета угрозы;
- обнаружение и определение местоположения ИИ (РЛС, средств навигации и связи, СУ);
- выбор оптимальных режимов РЭ и оптико-электронного подавления;
- автоматическое подавление РЭС противника;
- определение воздушных целей, подлежащих уничтожению;
- адаптивное управление мощностью создаваемых помех САП [17, 38].

Выбор рациональных вариантов использования сил и средств РЭБ производится авиационными командирами на основании предложений начальников РЭБ. В АСУ РЭБ широко используются ЭВМ, решающие информационные или расчетные задачи по определению потребного наряда сил и средств РЭП для прикрытия боевых порядков групп и обороны ЛА.

На рисунке 6.1 приведена ***классификация средств РЭБ ВВС*** (вариант).

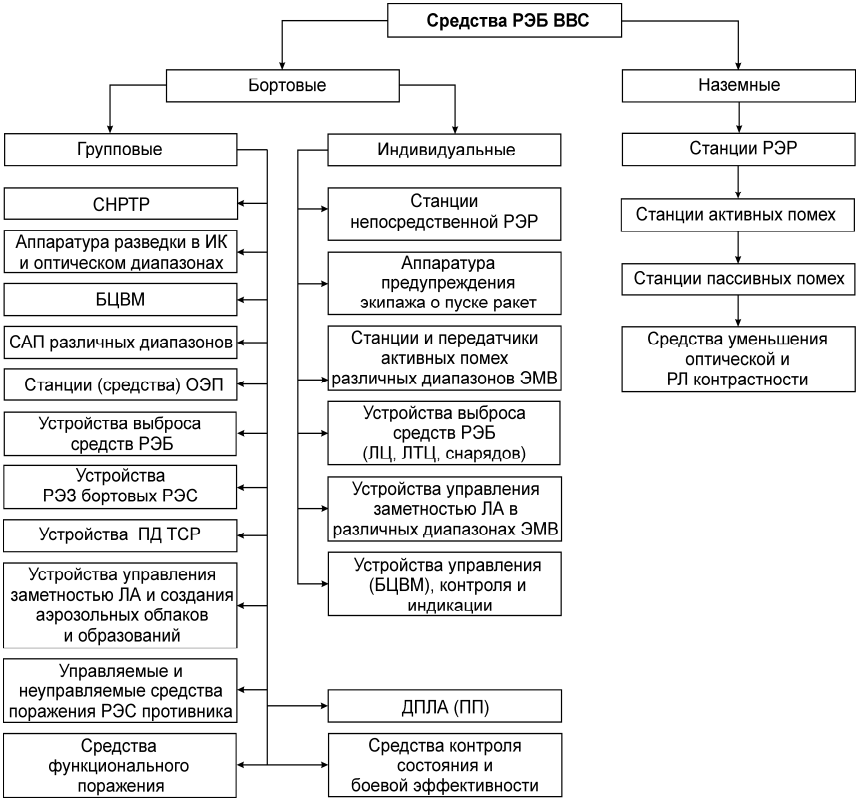


Рис. 6.1. Классификация средств РЭБ ВВС

Основными задачами РЭБ в боевых действиях авиационных частей и соединений являются:

1) срыв или затруднение обнаружения, опознавания и сопровождения РЛС противника боевых порядков самолетов, ракет и своевременного принятия правильного решения на применение сил и средств ПВО;

2) снижение эффективности применения ЗРК, УР и ЗА противника;

3) снижение вероятности наведения истребителей противника и эффективность применения ими бортового оружия;

4) затруднение разведки и наведения авиации и других средств поражения противника на наземные объекты и прицеливания по ним с помощью бортовых РЭС;

5) обеспечение устойчивого управления своими войсками и оружием в условиях двусторонней РЭБ [17, 39].

Применительно к части, подразделению и экипажу цели РЭБ конкретизируются с учетом ряда факторов, основными из которых могут быть: решаемые задачи; состояние и возможности сил и средств ПВО противника, его средств разведки и РЭБ; состав и возможности своих сил и средств РЭБ, СУ своими силами и оружием и др.

РЭБ организуется в соответствии с решением командующего (командира), указаниями начальника штаба и распоряжением по РЭБ вышестоящего штаба. РЭБ в ВВС по своему содержанию, месту и роли в подготовке и ведении боевых действий охватывает деятельность всех отделов и служб штабов, командиров частей и соединений.

К ***основным задачам системы защиты авиации*** необходимо отнести:

- разведку РЛС противостоящей системы ПВО;
- формирование единых для всех элементов системы картин радиоэлектронной и тактической обстановки;
- оценку степени угрозы элементов системы ПВО и определение атакуемых ЛА из состава боевого порядка;
- определение оптимальных (рациональных) способов РЭП и огневого поражения РЛС с использованием СНИО (противорадиолокационных ракет);
- управление параметрами создаваемых помех;
- выработку рекомендаций по изменению параметров боевого порядка и реализация защитного маневрирования [17, 38, 39].

6.2. Общая характеристика бортовых комплексов обороны воздушных судов военного назначения

В зависимости от степени интеграции отдельных элементов аппаратуры РЭБ в различные группы можно выделить несколько категорий таких групп: устройства, средства, комплексы и системы РЭБ. ***Устройством*** называется совокупность элементов (модулей), решающих простейшие задачи. Примером устройства служат схема запоминания и воспроизведения частоты в САП, антенна станции РТР и др. ***Радиоэлектронное устройство***

– РЭС, представляющее собой совокупность функционально и конструктивно законченных сборочных единиц и используемое для решения технической задачи в соответствии с его назначением.

Система РЭБ – совокупность функционально связанных комплексов РЭБ, средств РЭБ и средств, обеспечивающих их применение, объединенных единой организацией функционирования и общим управлением для выполнения задач РЭБ. ***Комплекс РЭБ*** – комплекс военной техники, представляющий собой совокупность функционально связанных средств РЭБ и средств, обеспечивающих их применение, объединенных единой организацией функционирования и общим управлением для выполнения задач РЭБ. ***Средство РЭБ*** – образец военной техники, предназначенный для выполнения определенной задачи РЭБ [15]. Средством РЭБ является САП.

В соответствии с ***Федеральными авиационными правилами инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации*** (приказ МО РФ № 44 от 09.09.2004 г.) комплексы и средства РЭБ включают:

- аппаратуру непосредственной РЭР, предупреждения экипажа об облучении и пуске ракет, управления средствами РЭП;
- РЭ, ИК и лазерные системы и САП для индивидуальной и групповой обороны;
- аппаратуру обнаружения и ЦУ для ракет «воздух–РЛС»;
- радиоаппаратуру помех разового применения;
- аппаратуру создания помех РЭС.

В Федеральных авиационных правилах инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации приводятся следующие определения.

Бортовое устройство РЭБ – законченная сборочная единица, включающая блоки, приборы, агрегаты и реализующая какие-либо частные технические задачи. ***Бортовая система РЭБ*** – функционально связанные устройства, блоки, агрегаты, предназначенные для решения одной или нескольких частных задач РЭБ. ***Бортовой комплекс РЭБ (БК РЭБ)*** – функционально связанные бортовые системы и устройства, объединенные общими алгоритмами и централизованными вычислительными системами, предназначенные для решения одной или нескольких частных задач РЭБ различными способами. Назначение и состав БК РЭБ определяется боевыми задачами, способами боевых действий и боевыми возможностями ЛА, на которых БК РЭБ размещен. Под понятием бортового комплекса обороны (БКО) понимается совокупность БК РЭБ и средств огневого поражения противника [38].

Средства РЭБ могут быть ***автономными*** и ***неавтономными***. Автономные средства РЭБ предназначены для решения самостоятельных задач (забрасываемые ППОД), неавтономные – для решения простых задач в составе БК РЭБ (устройство выброса средств РЭП). Средства РЭБ, находящи-

еся на вооружении, в зависимости от решаемых задач подразделяются на индивидуальные, групповые и индивидуально-взаимные.

Индивидуальные средства РЭБ предназначены для защиты самолетов, вертолетов и других ЛА, на которые они установлены, от обнаружения и поражения огневыми средствами ПВО противника путем нарушения работы (снижения эффективности функционирования) РЭС управления оружием. С высокой степенью достоверности на основе многочисленных исследований по оценке эффективности применения средств РЭБ можно утверждать – средства индивидуальной и индивидуально-взаимной защиты снижают вероятность поражения до 0,2…0,3 [17].

Объектами РЭП индивидуальными средствами РЭБ являются:

- РЛС УО ЗРК большой, средней и малой дальности и ЗАК;
- БРЛС самолетов и вертолетов;
- ИК и лазерные прицелы зенитных средств и бортового оружия;
- РЛГСН и ИК ГСН управляемых ракет;
- РВ и оптические взрыватели средств поражения [15, 38].

Групповые средства РЭБ предназначены для обеспечения прорыва (преодоления) ПВО противника боевыми порядками авиационных соединений и частей путем радиоэлектронного подавления РЭС управления войсками и оружием ПВО и авиации противника, а также его средств РЭБ и разведки. Групповые средства РЭБ устанавливаются на специальных самолетах, вертолетах РЭБ дальней, фронтовой, армейской, морской и военно-транспортной авиации, на боевых самолетах ДА, ДПЛА, автоматических аэростатах, а также на объектах наземного и морского базирования. Групповые средства РЭП, нарушающие целераспределение, уменьшают число атак средств поражения на 30 … 40 % [17].

Объектами РЭП групповыми средствами РЭБ являются:

- РЛС и средства связи управления оружием ПВО;
- средства связи в составе РЭО СУ общевойсковыми объединениями, соединениями и частями противника;
- РЛС обнаружения, определения высоты, опознавания, наведения истребителей и целеуказания ЗРК и ЗАК;
- радиолинии органов управления системы ПВО и радиоизлучающие средства связи и локации в составе РЭО СУ авиацией противника;
- РЛ ГСН и ИК ГСН управляемых ракет;
- пассивные РЭС обнаружения и сопровождения постановщиков активных помех;
- РВ средств поражения, средства РЭР и РЭБ;
- РЭС разведывательно-ударных комплексов (РУК) [15, 38].

Индивидуально-взаимные средства РЭБ имеют такое же назначение, как и индивидуальные средства. В состав индивидуально-взаимных

средств РЭБ входят индивидуальные средства, дополненные аппаратурой информационного обмена между защищаемыми ЛА. Индивидуально-взаимную защиту может реализовать пара ударных самолетов посредством совместной постановки мерцающей помехи (помеха создается путем поочередного включения ПП).

Назначение и состав самолетного или вертолетного БКО определяются боевыми задачами, способами боевых действий и боевыми возможностями ЛА, на котором размещен комплекс. При создании современных БКО используют базовый и модульный принципы построения, а также принцип унификации. Сущность ***базового принципа*** заключается в использовании при разработке ряда комплексов РЭБ базовой конструкции и постоянной составляющей (стационарной части) в составе базового комплекса РЭБ, решающего определенный минимум задач РЭБ, характерных для назначения ЛА. Комплексы индивидуальных средств РЭБ, разработанные для размещения на определенных типах ЛА, получили название *базовых бортовых комплексов обороны* (ББКО). Состав ББКО определяется типом ЛА и его назначением. ***Модульный принцип*** позволяет осуществить построение БКО методом проектирования с использованием базового набора аппаратных и программных модулей, что дает возможность создавать оптимальную по составу и интеллекту структуру комплекса.

БКО может наращиваться за счет включения в его состав различных устройств РЭБ (САП другого диапазона волн, отдельных модулей станций разведки, устройств выброса средств РЭП и др.). Как стационарная, так и наращиваемая части комплекса могут размещаться в контейнере или внутри фюзеляжа самолета [20]. Согласно американским источникам на боевых самолетах нового поколения исключается любая внешняя подвеска оборудования. Наращивание БКО позволяет значительно расширить задачи, решаемые комплексом, и увеличить его эффективность. Однако следует иметь в виду, что усиление БКО может происходить только за счет сокращения топлива и вооружения на борту ЛА. Поэтому в каждом конкретном случае необходимо проводить оптимизацию удельного веса БКО в общей системе вооружения с учетом огневой мощи ЛА, расхода топлива и массогабаритных характеристик вооружения и средств РЭБ.

Базовый и модульный принципы построения БКО, а также внедрение цифровой техники, значительно сокращают объем работ по их модернизации, отвечают требованиям стандартизации и унификации АРЭО, позволяют оперативно реагировать на изменение вооружения и тактики противника (модернизация логики управления производится сменой алгоритмов БЦВМ, введением новых команд и связей).

БКО ударных самолетов и самолетов-постановщиков помех отличаются как по составу средств РЭБ, так и по решаемым задачам. БКО ударных самолетов ФА включает, как правило, индивидуальные средства РЭБ, кото-

рые устанавливаются на каждом самолете. В некоторых случаях на ударных самолетах могут размещаться групповые средства РЭБ, решающие задачи коллективно-групповой зашиты (подавление РЭС управления оружием и войсками). Тяжелые самолеты (ВТА, ДА) вооружаются комплексами индивидуальных и групповых средств РЭБ. Это объясняется спецификой выполнения задач этими типами самолетов на большом удалении от линии фронта [17].

Специальные вертолеты и самолеты-постановщики помех оснащаются комплексами групповых и индивидуальных средств РЭБ. Групповые средства РЭБ этих ЛА решают задачи коллективно-групповой защиты при борьбе с РЭС управления войсками и оружием противника. Индивидуальные средства РЭБ в основном подавляют РЭС управления оружием. Однако они могут быть использованы и для борьбы с РЭС управления войсками.

Современный КБО ВС военного назначения выполняет ***следующие функции***:

- осуществляет сбор информации о РЭ обстановке на маршруте полета и в районе удара, а также о состоянии собственных средств РЭБ;
- производит анализ и оценку информации, распознает РЭС ПВО и отображает на индикаторах результаты анализа;
- производит оценку степени угрозы выявленных РЭС и выбирает РЭС для огневого поражения или РЭП, определяет целесообразные виды маневра и способы применения средств РЭБ;
- управляет средствами РЭБ;
- контролирует эффективность и работоспособность КБО [38].

В соответствии с выполняемыми задачами БКО имеет четыре функционально связанные подсистемы [15, 17]:

1) *подсистему информационного обеспечения (ПИО)*, представляющую собой совокупность средств РЭР (средства обнаружения и пеленгации: РЛ, лазерного, ИК и ультрафиолетового излучения);

2) *подсистему управления (ПУ)*, основу которой составляют ЭВМ, устройства управления и индикации во взаимодействии с бортовым РЭО и системой управления вооружением;

3) *подсистему контроля (ПК)*, состоящую из устройств контроля технического состояния и боевой эффективности БКО;

4) *подсистему исполнительных устройств (ПИУ)*, состоящую из совокупности средств РЭП и УУ заметностью и включающую:

- станцию активных РЛ помех на основе цифровой радиочастотной памяти (digital radio frequency memory – DRFM);
- устройство отстреливания активных РТ ловушек, патронов с ложными тепловыми целями и ДО;

- устройство формирования искусственных пространственно распределенных поглощающих образований;
- устройство выброса активных буксируемых РЛ и ИК ловушек;
- авиационные ЛЦ на основе реактивных авиационных ракет и ракет с РЛ ГСН;
- передатчик активных РЛ помех для обеспечения ГЗ в контейнерном варианте;
- контейнеры с передатчиком дополнительных диапазонов, включая миллиметровый;
- контейнер с ОЭК подавления в ИК и лазерном диапазонах длин волн и обеспечения ультрафиолетовой маскировки;
- лазерное оружие, оружие функционального поражения, выводящее из строя радиоаппаратуру атакующих средств перехвата (АСП).

Состав и назначение различных подсистем зависят от назначения и от области применения БКО. Для БКО различают несколько способов интеграции устройств и средств. Наиболее прогрессивными являются построения БКО на основе централизованной, иерархической или гибридной интеграции различных систем и устройств [15].

Современный многофункциональный интегрированный БКО представлен на рисунке 6.2 (МФПИ – многофункциональный пульт-индикатор, ЛСП – лазерная станция подавления, УВ ЛТЦ – устройство выброса ЛТЦ).

Рис. 6.2. Многофункциональный интегрированный БКО

БКО (рис. 6.2) включает в себя информационную подсистему (аппаратуру РТР, аппаратуру обнаружения лазерного облучения (АОЛО), УФ и ИК обнаружители факта пуска УР) и исполнительную подсистему (станцию активных РЛ помех, устройство выброса перспективных авиационных расходуемых средств – тепловых ловушек и РЛ отражателей, когерентные и некогерентные станции оптоэлектронных помех). Особое место в составе комплекса занимает система направленного противодействия средствам наведения ракет – лазерная станция подавления. Обе подсистемы объединяются в интегрированный БКО под управлением единого устройства

управления, выполняющего функции вычислителя и реализующего специальный алгоритм функционирования комплекса с учетом оценки и анализа степени реальных угроз. Интегрированный комплекс строится на базе отдельных современных средств и имеет открытую архитектуру [38].

На рисунке 6.3 представлен состав БКО и его связи с другими системами [38].

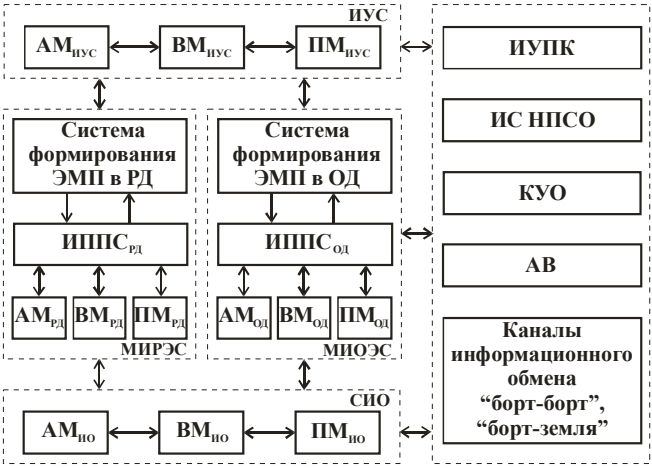


Рис. 6.3. Состав БКО и его связи с другими системами

На рисунке 6.3 введены обозначения: ИУС – информационно-управляющая система; СИО – система информационного обмена; МИРЭС, МИОЭС – многофункциональная интегрированная РЭС (ОЭС); РД – радиодиапазон; ОД – оптический диапазон; $АМ_{ИУС}$, $АМ_{РД}$, $АМ_{ОД}$, $АМ_{ИО}$ – аппаратурные модули ИУС, РД, ОД и СИО соответственно; $ВМ_{ИУС}$, $ВМ_{РД}$, $ВМ_{ОД}$, $ВМ_{ИО}$ – вычислительные модули ИУС, РД, ОД и СИО соответственно; $ПМ_{ИУС}$, $ПМ_{РД}$, $ПМ_{ОД}$, $ПМ_{ИО}$ – программные модули ИУС, РД, ОД и СИО соответственно; $ИППС_{РД}$ ($ИППС_{ОД}$) – интегрированная приемопередающая система РД (ОД); ИУПК – информационно-управляющее поле кабины; ИС ПНСО – интегрированная система навигации, посадки, связи и опознавания; КУО – комплекс управления оружием; АВ – авиационное вооружение.

Примерный состав комплекса ИЗ современного тактического истребителя США приведен на рисунке 6.4.

На рис. 6.4 обозначено: БУ – блок управления; МФИ – многофункциональный индикатор; ЦП – центральный процессор; $ППО_С$, $ППО_М$ – приемники предупреждения об облучении в см и мм диапазонах длин волн; ЦМШ – цифровая мультиплексорная шина; УВ – устройство выброса ПРЛО, ИК-

ловушек и ППОД; $ПРМ_{ИК}$ – ИК-приемник; $РЛС_{Д}$ – доплеровская РЛС; ПЛИ – приемник лазерного излучения; СОЭП – станция ОЭП; СРЭП – станция РЭП [17].

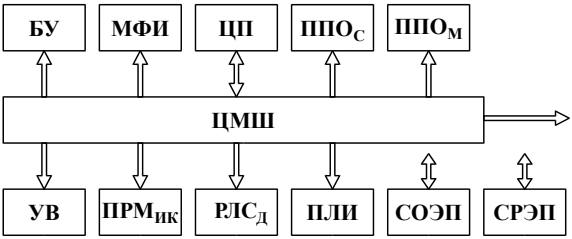


Рис. 6.4. Состав комплекса современного тактического истребителя

Структурная схема многофункционального КРЭП современного отечественного истребителя представлена на рисунке 6.5.

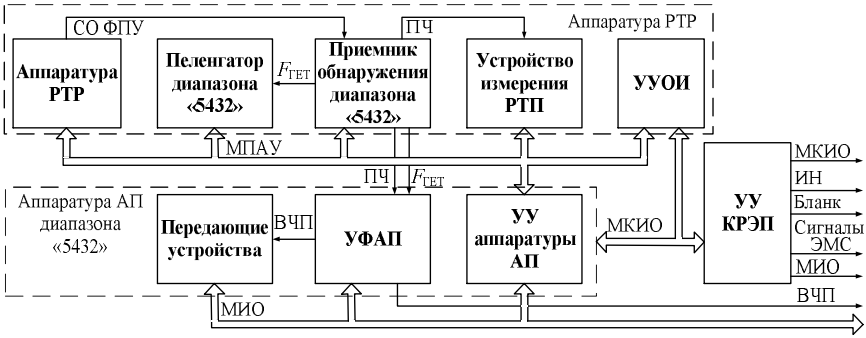


Рис. 6.5. Структурная схема многофункционального КРЭП современного истребителя

На рис. 6.5 введены обозначения: СО – сигнал обнаружения изделия ФПУ; РТП – радиотехнические параметры; УУОИ – устройство управления и обработки информации; МПАУ – магистраль приемно-анализирующих устройств; УФАП – устройство формирования активных помех (АП); МКИО – мультиплексорный канал информационного обмена; ИН – импульс настройки; МИО – магистраль информационного обмена; ВЧП – СВЧ помеха [17].

Схема сопряжения КС РЭП и его средств с системами БРЭО самолета Су-30МКИ приведена на рисунке 6.6 [38].

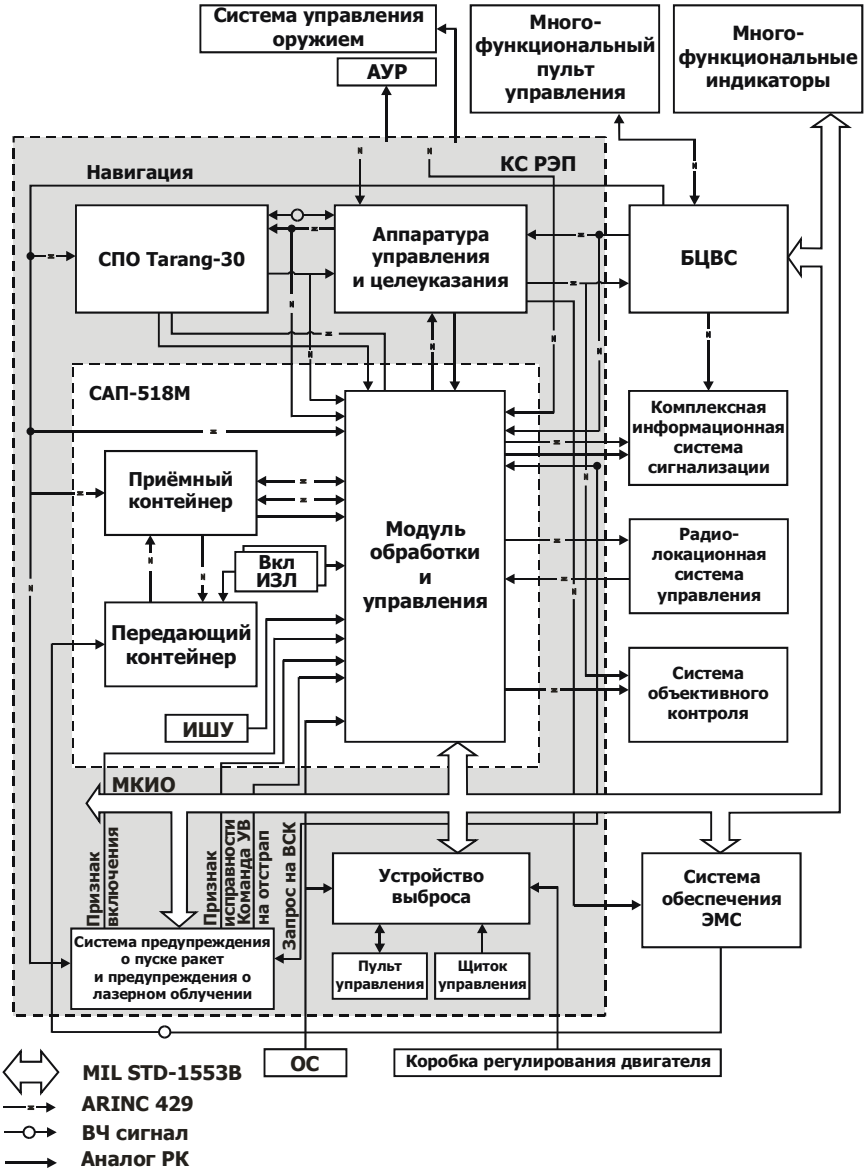


Рис. 6.6. Схема сопряжения КС РЭП и БРЭО самолета Су-30МКИ

6.3. Классификация радиоэлектронных помех

Радиоэлектронная помеха – это ЭМ или акустическое излучение в виде отражающего, рассеивающего или модулирующего образования, которое, воздействуя на элементы радио-, оптико- или акустоэлектронного средства или на среду распространения ЭМ и/или акустических волн, снижают эффективность его функционирования. Под действием помех РЭС могут перестать быть источниками информации, несмотря на их полную исправность и работоспособность.

Преднамеренная (организованная) РЭ помеха создается источником искусственного происхождения. ***Активная преднамеренная РЭ помеха*** создается непосредственно источником искусственного происхождения. ***Пассивная преднамеренная РЭ помеха*** создается отражением излучения подавляемого РЭС или формированием в среде распространения этого излучения отражающих, поглощающих, рассеивающих или модулирующих образований [15]. РЭ помехи классифицируют по различным признакам. Так как подавить разнообразные РЭС помехами одного вида невозможно, то применяют специальные их виды, предназначенные для подавления РЛС, систем радионавигации, радиосвязи, лазерной, инфракрасной техники и т.д. Более того, для подавления средств одного и того же класса, но использующих различные виды сигналов и способы их обработки, применяются отличающиеся друг от друга виды помех.

В [17] приведена классификация помех, полученная путем обобщения и развития известных в литературе классификаций и отражающая все основные аспекты возникновения, формирования и применения помех.

1. ***Вид используемых волн***: ЭМ и гидроакустические помехи.

2. ***Диапазоны частот (длин волн)***:

2.1. Радиопомехи различных стандартизованных диапазонов частот.

2.2. Оптические помехи: ИК ближнего и дальнего диапазона волн; видимого диапазона; УФ диапазона.

2.3. Рентгеновского диапазона.

3. ***Происхождение***:

3.1. Естественные помехи:

- собственные шумы антенн и приемников, излучения окружающей среды и космических объектов;
- отражения рабочего излучения РЭС от земной поверхности, местных предметов, метеообразований;
- поглощающие (экранирующие) образования на трассе распространения излучения РЭС;
- рассеивающие образования;
- преломляющие образования;

- деполяризующие образования.

3.2. Искусственные помехи: *преднамеренные* (от специальных средств и мер создания); *непреднамеренные* (от других РЭС, взаимные помехи).

3.3. Индустриальные (от электрооборудования).

4. *Путь проникновения в приемник РЭС*: наводимые в приемной антенне; наводимые в цепях приемника через кожух, минуя антенну; наводимые в цепях питания.

5. *Радиофизическая основа*:

5.1. Помехи-излучения, дополнительные к рабочему излучению РЭС:

- генерированные, в том числе естественными источниками;
- ретранслированные с усилением (с помощью активных ретрансляторов и ответчиков);
- отраженные (ретранслированные пассивными ретрансляторами).

5.2. Помехи ухудшения рабочего излучения РЭС за счет воздействия на среду распространения излучения (применение поглощающих, рассеивающих, преломляющих и модулирующих структур).

5.3. Помехи ухудшения отражательных характеристик объектов активной локации:

- придание объектам малоотражающей формы;
- применение поглощающих материалов и покрытий;
- применение импедансных структур;
- применение модулирующих управляемых структур.

5.4. Помехи изменения излучений объектов пассивной локации и разведки:

- применение мер и средств, ослабляющих излучение;
- применение мер и средств, модулирующих излучение (с целью придания им повышенной скрытности).

5.5. Помехи – специальные воздействия на приемники РЭС:

- вибрационные помехи;
- помехи функционального подавления (обратимого функционального поражения).

6. *Энергия, затрачиваемая на создание помехового излучения*: активные помехи; пассивные помехи и активно-пассивные (комбинированные) помехи.

7. *Объекты и задачи воздействия*:

7.1. Помехи средствам локации и навигации в различных режимах функционирования:

- помехи обнаружению;
- помехи захвату на сопровождение (системам АСН, АСД, АСС);
- помехи следящему измерению (сопровождению) и неследящему (разовому) измерению с физическими и алгоритмическими стробами;
- помехи распознаванию объектов;

- помехи наведению средств поражения;
- помехи пуску средств поражения;
- помехи прицеливанию средств поражения;
- помехи подрыву средств поражения воздействием на РЛС наведения;
- помехи картографированию;
- помехи высотомерам;
- помехи доплеровскому измерению скорости.

7.2. Помехи линиям связи в различных режимах функционирования (помехи передаче служебных сообщений; помехи вхождению в связь; помехи синхронизации связи).

7.3. Помехи РЭ взрывателям (средствам подрыва БЧ средств поражения).

7.4. Помехи командным радиолиниям наведения.

7.5. Помехи средствам РЭ опознавания государственной принадлежности объектов.

7.6. Помехи средствам разведки излучения РЭС.

8. *Виды защиты объектов*:

- помехи для индивидуальной защиты (помехи самоприкрытия);
- помехи для взаимной (коллективной) защиты;
- помехи для групповой защиты (ГЗ) из боевого порядка;
- помехи для зонной защиты (ГЗ из удаленных от боевых порядков зон).

9. *Характер взаимодействия с рабочим излучением РЭС*: *аддитивные помехи*; *мультипликативные* (модулирующие) *помехи*; *аппликативные* (аддитивно-мультипликативные помехи).

10. *Эффекты воздействия*:

10.1. Помехи, скрывающие (маскирующие) сигнал.

10.2. Помехи, ослабляющие сигнал.

10.3. Помехи, имитирующие сигнал:

- размножающие корреляционные пики (отметки целей) на выходе приемника РЭС;
- смещающие отметки в пределах элемента разрешения;
- уводящие (перенацеливающие) стробы слежения (с раздвоением и многократным ветвлением отметок).

10.4. Искажающие характеристики тракта приема и обработки сигналов (аберрационные помехи).

11. *Вид модулируемого параметра помехового или рабочего излучения (при создании помех пассивной локации и разведке)*:

- амплитудно-модулированные, в т.ч. импульсно-модулированные и прерывистые;
- частотно-модулированные;
- фазомодулированные;

- поляризационно-модулированные;
- модулированные по направлению излучения;
- модулированные по положению фазового центра излучения (направлению прихода излучения).

12. ***Статистическая структура помехового излучения***:

12.1. Помехи в виде случайных процессов (прямошумовые помехи; модулированные шумом по одному или нескольким параметрам; хаотические импульсные помехи (ХИП)).

12.2. Помехи в виде колебаний со случайными параметрами.

12.3. Детерминированные помехи.

13. ***Число точек излучения***: одноточечные и многоточечные помехи.

14. ***Пространственные положения источников помех относительно защищаемых объектов***:

- создаваемые с объекта (помехи самоприкрытия);
- отделяемые от объекта;
- вынесенные сопровождающие защищаемые объекты и отличающиеся направлением выноса;
- несопровождающие защищаемые объекты, вынесенные в специальную зону (в зону недосягаемости оружия, действующего по защищаемым объектам).

15. ***Степень пространственной когерентности***: некогерентные, частично когерентные и когерентные.

16. ***Степень прицельности по направлению, частоте, поляризации, времени***:

16.1. *Прицельные помехи* (со следящей (запаздывающей) погоней за параметрами; с программной (упреждающей) погоней за параметрами).

16.2. *Заградительные помехи* (параллельно-заградительные; последовательно-заградительные (скользящие или сканирующие)).

16.3. *Прицельно-заградительные помехи*.

17. ***Степень статистической связи с сигналом***: независимые от сигнала; коррелированные с сигналом; жестко связанные с сигналом.

18. ***Способ формирования***:

18.1. Генерируемые по априорным данным о сигнале.

18.2. Ответственно-генерируемые по данным непосредственной разведки излучений подавляемых РЭС.

18.3. Формируемые из рабочего излучения РЭС с использованием ретрансляторов (помехи-копии сигнала, помехи-преобразованные копии сигнала).

19. ***Вид используемого канала приема излучений в подавляемых РЭС***: помехи по основным каналам приема излучений; помехи по побочным каналам приема.

20. ***Пропускная способность (количество одновременно обслуживаемых разночастотных РЭС)***:

- создаваемые одному РЭС;
- создаваемые ограниченному ряду РЭС;
- создаваемые неограниченному ряду РЭС.

21. ***Вид уплотнения в многоканальных по частоте средствах создания активных помех***: с временным уплотнением (частотно-дискретизированные помехи); с частотным уплотнением (излучаемые одновременно на разных частотах).

22. ***Вид запретов излучений помех в интересах обеспечения ЭМС с собственной подсистемой разведки и другими РЭС***:

22.1. Помехи без запретов излучения.

22.2. Помехи с временными запретами излучения:

- с быстрыми запретами с периодом повторения сигнала РЭС;
- с медленными запретами в общем цикле разведки-подавления.

22.3. Помехи с частотными запретами.

23. ***Характер трассы распространения помехового излучения***:

- помехи класса «воздух-поверхность»;
- помехи класса «воздух-воздух»;
- помехи класса «поверхность-воздух»;
- помехи класса «поверхность-поверхность»;
- помехи класса «космос-поверхность»;
- помехи класса «поверхность-космос»;
- помехи класса «космос-космос».

24. ***Наблюдаемость помехи***: легко обнаруживаемые (видимые помехи); трудно обнаруживаемые (невидимые помехи).

25. ***Тип помехового ресурса***: с неограниченным ресурсом (нерасходуемые помехи или помехи многоразового использования); с ограниченным ресурсом (расходуемые помехи или помехи одноразового использования).

26. ***Характер функции эффективности***: помехи с неограниченной энергетической эффективностью; помехи с ограниченной энергетической эффективностью.

27. ***Стойкость источника помехи к поражению по излучению***: помехи, уничтожаемые по излучению; помехи, неуничтожаемые по излучению.

28. ***Степень статистической взаимосвязи отсчетов***: коррелированные, некоррелированные.

29. ***Время создания***: упреждающие, синхронные, ответные.

Смысл помех в основном ясен из их названия. Поясним лишь некоторые из них. ***Аддитивные помехи*** создаются передатчиками помех. Сигнал на входе приемного устройства имеет вид $U_{\Sigma}(t) = U_{\text{АП}}(t) + U_{\text{С}}(t)$.

Мультипликативные помехи возникают, как правило, при случайных изменениях показателя преломления среды, в которой распространяются ЭМВ [17]. Сигнал на входе приемного устройства имеет вид $U_{\Sigma}(t) = U_{\text{МП}}(t) \cdot U_{\text{С}}(t)$.

Аппликативные помехи содержат в себе как аддитивную, так и мультипликативную компоненты. Примером могут служить оптические помехи в виде полупрозрачных масок, накладываемых на прикрываемые объекты.

Прицельная помеха – помеха, ширина спектра которой $\Delta F_{\text{П}}$ соизмерима с полосой пропускания $\Delta f_{\text{ПРМ}}$ приемника подавляемого РЭС. Обычно $\Delta F_{\text{П}}$ в несколько раз больше $\Delta f_{\text{ПРМ}}$. ***Заградительная помеха*** имеет ширину спектра, значительно превышающую полосу частот, занимаемую полезным сигналом. ***Скользящие помехи*** имеют спектр заградительной или прицельной помехи, который «скользит» в заданном интервале частот. К ***прицельно-заградительным помехам*** относятся, например, помехи РЭС с программной перестройкой рабочей частоты при известной сетке частот: помеха является прицельной по каждой из частот сетки, а в целом является заградительной, имеющей многополосный спектр в широком диапазоне частот.

Под ***видимыми помехами*** понимаются помехи, наблюдаемые непосредственно на выходе приемника РЭС (например, непрерывные шумовые маскирующие помехи РЛС). К ***«невидимым» (скрытным) помехам*** относятся имитирующие помехи с высокой степенью подобия истинным целям по сигнальным и траекторным характеристикам. Для обнаружения «невидимых» помех требуется принимать специальные меры.

6.4. Станции радиотехнической разведки

Станции РТР предназначены для обнаружения излучения РЛС и предупреждения экипажа об облучении самолета РЛС обнаружения и управления оружием и выполняют следующие функции [38]:

- обнаружения и определения направления на зенитно-ракетный комплекс (ЗРК), зенитно-артиллерийский комплекс (ЗАК), авиационно-ракетный комплекс (АРК) по радиоизлучению их РЛС с импульсными, квазинепрерывными и непрерывными видами излучения, работающих в режиме поиска, сопровождения, подсвета ракет (в том числе и на проходе);
- определения вида излучения, режима работы, радиотехнических параметров, распознавания типов РЛС и типов комплексов, в которые они входят;
- ранжирования обнаруженных РЛС по степени их опасности;
- управления средствами РЭП;

- управления наведением шести головок противорадиолокационных ракет (ПРР) и выдачи им данных ЦУ;
- выдачи экипажу информации на индикатор о наиболее опасных РЛС и об управлении пуском ракет на всех этапах наведения и ЦУ ПРР;
- выдачи сигналов звуковой сигнализации экипажу об облучении самолета радиолокационной станцией.

При всем многообразии схем средств воздушной РТР [3, 15, 38] можно отметить ряд обязательных блоков, которые могут быть раздельными либо конструктивно объединенными друг с другом. Типовая ***станция ВРТР*** [17], представленная на рисунке 6.7, состоит из: приемной антенной системы; приемника; пеленгатора; селектора; устройства обработки принимаемого сигнала; измерителя параметров сигнала; запоминающего устройства; линии передачи данных (телеметрического устройства).

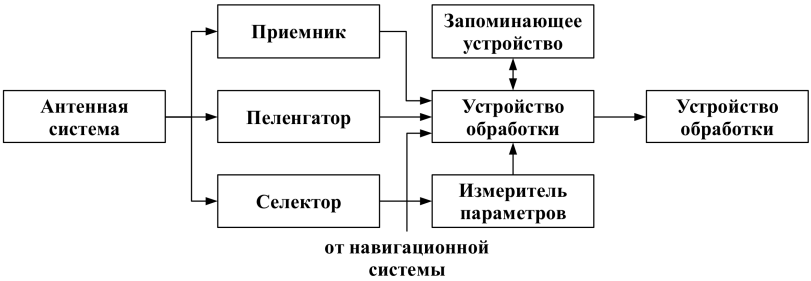


Рис. 6.7. Обобщенная структурная схема станции ВРТР

Антенная система должна удовлетворять требованиям: быть широкополосной (применение нескольких антенн); обеспечивать пеленгацию РЭС с необходимой точностью во всем разведываемом диапазоне частот; иметь минимальные БЛ и обеспечивать хорошую ЭМС с другими РЭС, чтобы исключить ложное определение направления на пеленгуемый источник. Удовлетворить всем требованиям с помощью одной антенны просто невозможно, поэтому обычно применяют несколько антенн, перекрывающих весь разведываемый частотный диапазон: рупорные, диэлектрические, линзовые, параболические, спиральные и другие.

Приемник характеризуется следующими параметрами: разведываемым диапазоном частот; временем перестройки; коэффициентом шума и чувствительностью; разрешающей способностью по частоте; способом поиска сигнала объекта разведки по несущей частоте; вероятностью его обнаружения; шириной полосы пропускания; точностью определения параметров принимаемых сигналов; динамическим диапазоном; величиной пере-

крестных искажений; фазовыми шумами, стабильностью и скоростью перестройки синтезатора; массой и габаритными размерами; сложностью в производстве и эксплуатации, стоимостью [17].

Пеленгатор служит для определения угла прихода радиоволн и местоположения разведываемого РЭС. Наиболее важными показателями качества пеленгатора (амплитудного, фазового или комбинированного) являются: точность пеленгации и быстродействие; чувствительность и помехоустойчивость; разрешающая способность и диапазон рабочих частот; вид пеленгуемого сигнала; масса и габаритные размеры; сложность в производстве и эксплуатации, стоимость.

Устройство обработки принимаемого сигнала (УО) служит для обнаружения и опознавания разведываемого РЭС. УО оценивает параметры разведываемых сигналов: временные (частоты и длительности сигналов, интервалы между импульсами, параметры модулирующей функции); пространственные (координаты точки излучения, характеристики его ДН); поляризационные (ориентация вектора электрического поля объекта разведки); спектральные (ВЧ спектр и спектр огибающей сигнала); энергетические (мощность и спектральная плотность). УО также демодулирует сигнал, определяет вид и индекс модуляции, характеристики модулирующей функции. УО характеризуются количеством учитываемых при обработке параметров сигналов, а также количеством обрабатываемых сигналов за единицу времени (пропускной способностью).

ЗУ обеспечивает автоматическое запоминание параметров разведанных сигналов. Для запоминания параметров сигналов могут использоваться: электронно-лучевые трубки, магнитные ленты, фотографирование индикаторов, специальные индикаторы и запоминание в памяти БЦВМ, магнитные и другие носители, используемые в современной вычислительной технике. ***Линия передачи данных (телеметрическое устройство)*** служит для передачи разведывательной информации на землю в реальном масштабе времени.

Основными характеристиками станций воздушной РТР являются: диапазон разведываемых частот и сектор разведки; разрешающая способность; вид используемого приемника; пропускная способность и время разведки; вероятность правильного распознавания типа РЭС; сложность в производстве и эксплуатации, стоимость [15, 17].

Анализ технических характеристик систем воздушной РТР как существующих, так и проектируемых, позволяет определить основные параметры, главным образом определяющие их эффективность, а также массу: диапазон волн ($\lambda_{max}/\lambda_{min}$); среднее значение длины волны диапазона $\lambda_{СР}$; суммарный сектор приема $\gamma_{СР}$; погрешности пеленгации в каждом из *n* секто-

ров и m поддиапазонов; средняя по секторам и поддиапазонам погрешность пеленгации $\sigma_{СР}$; чувствительность приемников, приемный потенциал.

Структурная схема станции РТР приведена на рисунке 6.8 [17].

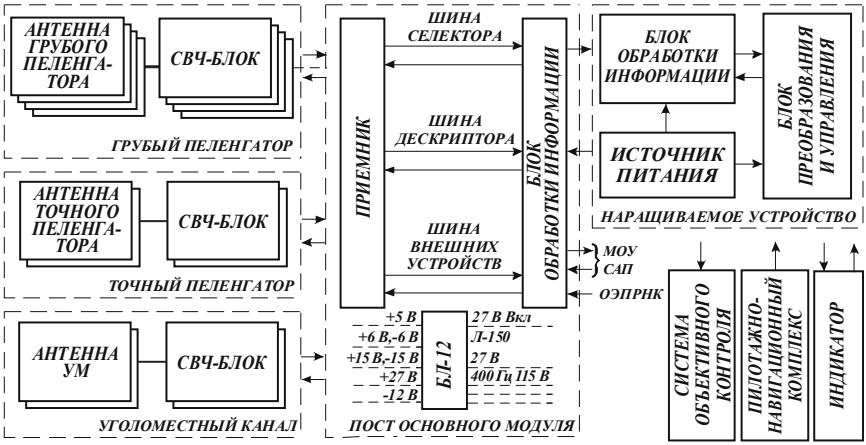


Рис. 6.8. Структурная схема станции РТР

Основной модуль состоит из: азимутальных антенн точного пеленгатора (2-4 шт., в зависимости от требуемого сектора обзора), азимутальных антенн грубого пеленгатора (4 шт.), угломестных антенн (2 шт.), СВЧ-блоков точного пеленгатора (2-4 шт.), СВЧ-блоков грубого пеленгатора (4 шт.), СВЧ-блоков угломестного канала (2 шт.). Центральный пост ОМ конструктивно объединяет: блок приемника, блок обработки информации и блок питания [38].

Функционально ОМ можно разделить на: 2 независимых пеленгатора в азимутальной плоскости (грубый и точный), являющиеся амплитудными пеленгаторами; угломестный пеленгатор; обнаружитель непрерывных и квазинепрерывных сигналов; схему контроля; вычислитель и источник вторичных питающих напряжений.

Аппаратура построена по модульному принципу, дополнительно могут быть включены мгновенный измеритель частоты и точный пеленгатор в передней полусфере. Антенны и СВЧ-блоки грубого и точного пеленгаторов размещаются для обзора в передней полусфере (ППС) в законцовках крыла, антенны и СВЧ-блоки грубого пеленгатора для обзора в задней полусфере (ЗПС) – в киле самолета. Антенны и СВЧ-блок угломестного канала размещаются на крыле самолета, посты ОМ и наращиваемого устройства – в закабинных отсеках.

Суммарная ДНА точного пеленгатора по азимуту показана на рисунке 6.9; суммарная ДНА грубого пеленгатора по азимуту – на рисунке 6.10.

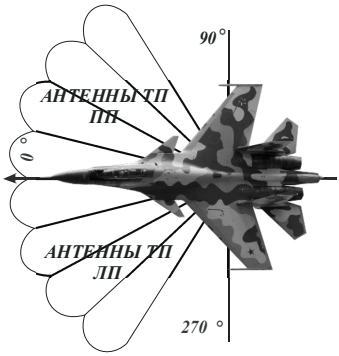


Рис. 6.9. Суммарная ДНА точного пеленгатора по азимуту

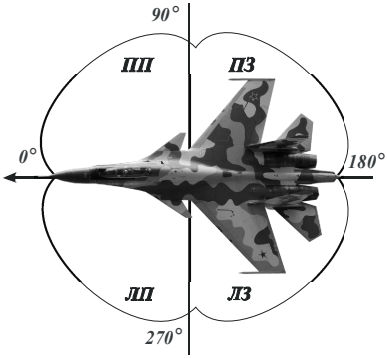


Рис. 6.10. Суммарная ДНА грубого пеленгатора по азимуту

Сечение суммарной ДНА угломестного канала в вертикальной плоскости показано на рисунке 6.11.

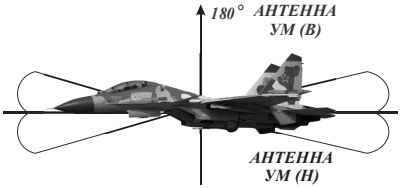


Рис. 6.11. Сечение суммарной ДНА угломестного канала в вертикальной плоскости

Сопряжение станции РТР с внешними системами самолета (системой навигации, бортовой автоматизированной системой контроля, аппаратурой управления средствами РЭП, БРЛС, аппаратурой управления и ЦУ противорадиолокационными ракетами) осуществляется по линиям связи двухполярным последовательным кодом.

Схема разведывательного приемника САП ИЗ показана на рисунке 6.12. На рис. 6.12 введены обозначения: АС – антенная система; БП – блок питания; АК – авиационный комплекс; ЭК – электронный коммутатор; 1 – супергетеродинный тюнер; 2 – приемник верхнего диапазона; 3 – сигнал ответвителя передатчика помех САП; 4 – приемник нижнего диапазона; 5 – сигнал обнаружения облучения РЛС; УПЧ – усилитель промежуточной частоты; ЭЛИ – электронно-лучевой индикатор обстановки; 6 – сигналы ко-

манд управления; 7 – сигнал логарифмического усилителя; 8 – сигнал линейного усилителя; ПСП – предварительный сигнальный процессор; ЦП – центральный процессор; 9 – сигнал автономного управления; 10 – сигналы кодов режимов постановки помех; БУ – блок управления; 11 – бланкирование излучения самолетной РЛС; 12 – бланкирование излучения аппаратуры опознавания и радионавигационной системы; 13 – цифровые данные; 14 – опорные сигналы времени; 15 – схема бланкирования мешающих сигналов; 16 – сигналы внешнего управления; ЭВМ – бортовая ЭВМ; 17 – данные о положении антенны РЛС.

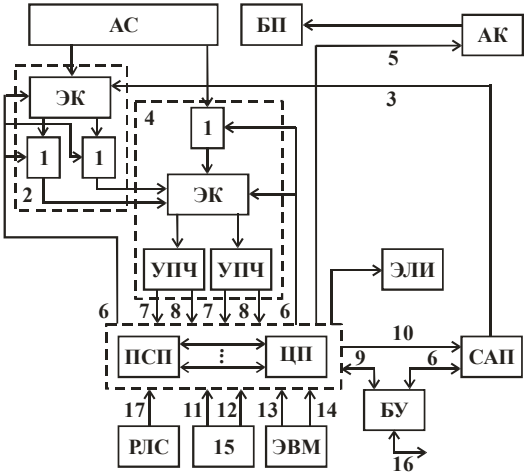


Рис. 6.12. Блок-схема разведывательного приемника САП ИЗ

Разведывательный приемник (рис. 6.12) состоит из трех основных блоков: *приемника верхнего диапазона*, *приемник нижнего диапазона* и *процессорного*. Управление блоками, полосой перестройки и выбором центральной частоты осуществляет процессорный блок, состоящий из ПСП и универсальной перепрограммируемой ЭВМ. ПСП обрабатывает видеосигналы приемных каналов для распознавания вида угрозы и пеленгования ее источника. Цифровые данные о временных и энергетических параметрах этих сигналов поступают в ЭВМ, которая управляет работой САП [17].

Вариант структурной схемы вертолетной станции РТР с расширенными функциональными возможностями (измерение несущей частоты, распознавание и селекция сложных сигналов) показан на рисунке 6.13.

Приемник содержит приемную антенну ($А_{ПР}$), 1-й смеситель (СМ1), второй вход которого через первый гетеродин (Г1) соединен с выходом блока перестройки (БП), усилитель первой промежуточной частоты

(УПЧ1), обнаружитель (ОБН), второй вход которого через первую линию задержки (ЛЗ1) соединен с его выходом, ключи (Кл1…Кл5), СМ2, второй вход которого соединен с выходом Г2, УПЧ2, удвоитель фазы (УФ), первый и второй измерители ширины спектра (ИШМ1, ИШС2), блок сравнения ширины спектра (БСШС), частотный детектор (ЧД), выход которого подключен к входу анализатора параметров принимаемого сигнала (А), второй фазовый детектор (ФД2), узкополосные фильтры (Ф4, Ф5), делитель фазы на 2 (ДФ), измеритель частоты (ИЧ), блок сравнения кодов (БСК) и запоминающий блок (ЗБ). К выходу А последовательно подключены устройство запоминания и обработки информации (УЗОИ) и телеметрическое устройство (ТУ), выход которого является выходом станции [38].

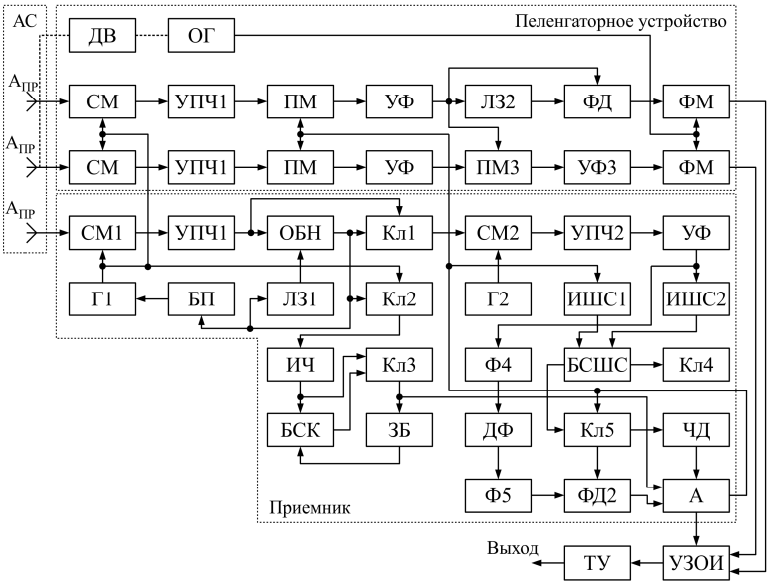


Рис. 6.13. Вариант построения вертолетной станции РТР

Пеленгаторное устройство включает два пеленгаторных канала, каждый из которых содержит $А_{ПР}$, СМ, УПЧ1, перемножитель (ПМ), узкополосный фильтр (УФ). К выходу первого УФ подключены третий перемножитель (П3), третий узкополосный фильтр (УФ3) и первый фазометр (ФМ). К выходу второго узкополосного фильтра подключены ЛЗ2, фазовый детектор (ФД) и второй ФМ. Вторые входы фазометров (ФМ) соединены с выходом опорного генератора (ОГ), а выходы подключены к УЗОИ.

6.5. Станции активных помех

Определяющим элементом современного авиационного КРЭП являются автоматические САП с системой информационного обеспечения, позволяющей осуществлять управление в динамике РЭБ как средствами активных и пассивных помех, так и средствами ОЭП. Основными объектами подавления самолетных (вертолетных) САП являются РЛС системы ПВО различного назначения (управления войсками, оружием и др.) [15, 37].

На рисунке 6.14 приведен вариант структурной схемы автоматической САП. Приведенный вариант построения станции позволяет формировать помеховые сигналы как для подавления РЛС СУ войсками ПВО, так и РЛС СУ оружием [17].

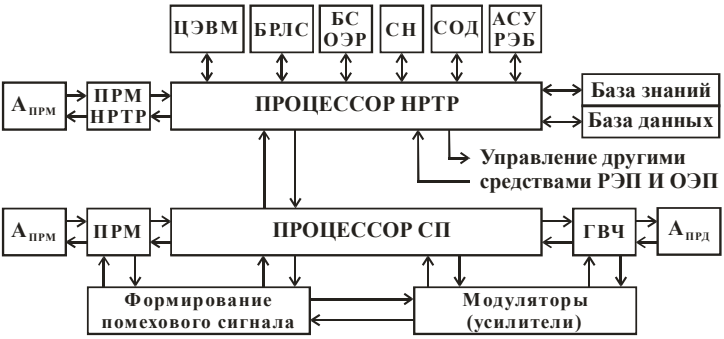


Рис. 6.14. Вариант структурной схемы автоматической САП

На рис. 6.14 обозначено: $А_{ПРМ}$, $А_{ПРД}$ – приемные и передающие антенны; ПРМ НРТР – приемник станции непосредственной РТР; ГВЧ – генераторы (усилители) высокой частоты; ЦЭВМ – центральная ЭВМ; БС ОЭР – бортовые средства ОЭР; СН – средства навигации; СОД – система обмена данными.

На приемные антенны СНРТР и САП поступает поток сигналов от РЛС, являющихся в данном случае объектами действий. Число РЛС (например, в АСУ войсками ПВО) достаточно велико, режимы их работы, во многом, независимы. Бортовую автоматическую САП отдельно взятого самолета, осуществляющую подавление РЛС АСУ войсками ПВО, можно рассматривать как одноканальную СМО с отказами.

Подсистема исполнительных устройств БКО может включать САП, создающие помехи РЛС различного назначения, ГСН ракет, линиям радиоуправления и связи, СО, радионавигационным системам [17]. В САП БКО применяется широкий набор маскирующих, имитирующих и комбиниро-

ванных помех. *Станции заградительных помех* создают помехи с шириной спектра $\Delta f_{\text{П}}$, превышающей полосу пропускания приемника $\Delta f_{\text{ПР}}$ примерно в 10 раз,

$$\Delta f_{\text{П}} \approx 10 \Delta f_{\text{ПР}}. \tag{6.1}$$

В режиме создания *прицельных помех* ширина спектра помехи согласована с полосой пропускания приемника $\Delta f_{\text{П}} \approx \Delta f_{\text{ПР}}$. Прицельно-заградительную помеху обычно реализуют в режиме скользящей по частоте помехи, средняя частота которой изменяется в заданном рабочем диапазоне.

На рисунке 6.15 представлена структурная схема САП с управляемой мощностью излучения ($A_{\text{ПРМ}}$, $A_{\text{ПРД}}$ – приемное и передающее антенное устройство; ВУУ – входное усилительное устройство; ИП – источник питания; ВхУПЧ, ВУПЧ – входное и выходное устройство преобразования частоты соответственно; ЦФС – цифровой формирователь сигналов: УАФС – устройство адаптивного формирования сигнала; КП – квадратурный преобразователь; УМ – усилитель мощности; УКУ – устройство контроля и управления параметрами излучения) [38].

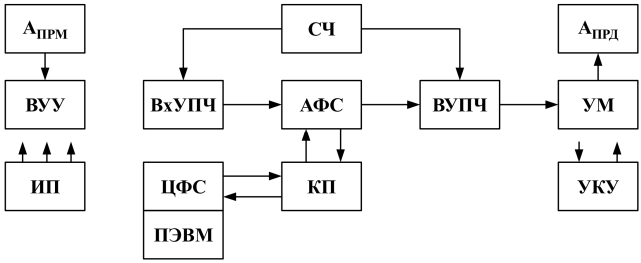


Рис. 6.15. Структурная схема САП с управляемой мощностью излучения

На рисунке 6.16 показана схема САП на сопряженных МААР для создания шумовых (генераторных и ответных) и имитационных помех.

Схема адаптивная (по количеству формируемых лучей, по энергетике в каждом луче, по типу помех, излучаемых в каждом луче). МААР имеет по 20 лучей в секторе 120° (один комплект) с параметрами $\Delta\Theta_0 = 10^{\text{O}}...12^{\text{O}}$, $G_{\text{П}} = 15...20$ дБ. Верхняя цепь с ГПФ и модуляторами создает в каждом луче заранее выбранную модуляционную ответную шумовую или имитирующую помеху. Нижняя по схеме цепь предназначена для создания модуляционной шумовой помехи генераторного типа. Схема управления с ЦВМ просто включает *n*-канальный задающий генератор (ЗГ) и устанавливает код несущей частоты для каждого луча [15, 17].

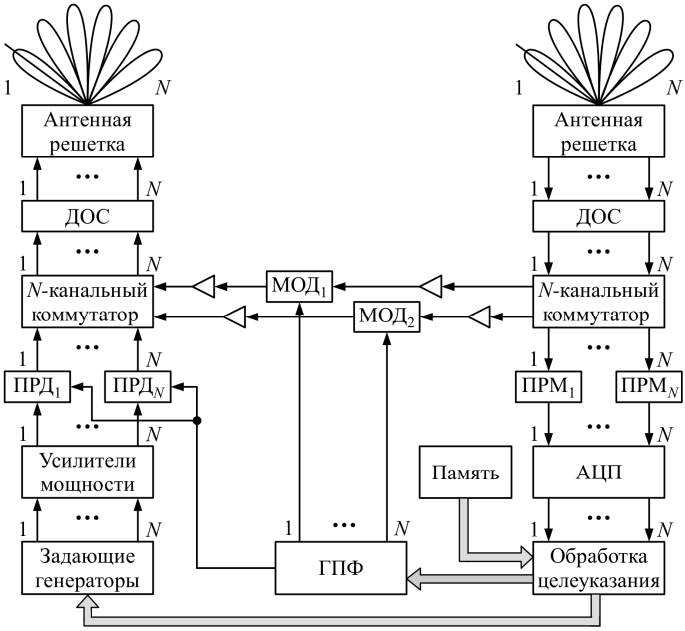


Рис. 6.16. САП для создания шумовых и имитационных помех

Полоса оперативной РТР должна составлять $\Delta f_{\text{р}} = 1$ ГГц, эта полоса разбивается на n полос по $\Delta f_{\text{ШП}} = 50$ МГц. Приемники прямого усиления выполняются в единой конструкции с элементами МААР и имеют чувствительность (– 55…– 65) дБ, динамический диапазон (– 50…– 60) дБ. ГПФ выполняются как цифровые синтезаторы модулирующих колебаний, управляемые от ЦВМ. Время задержки ответной помехи относительно момента обнаружения факта облучения должно составлять $\Delta t = 1$ мкс [38].

Структурная схема САП ИЗ (САП «Гардения») показана на рисунке 6.17. На рис. 6.17 введены обозначения: $\text{А}_{\text{ПРМ}}$ – приемные антенны (4 шт. – 2 установлены у основания килей (ЗПС) и 2 в наплывах левой и правой плоскости); УА – усилитель-анализатор; БДВЧ – блок долговременного воспроизведения частоты; БПУАМ – блок предварительного усиления, анализа и модуляции; БКЗЧ – блок кратковременного запоминания частоты; УМод – усилитель-модулятор; БУП – блок управления и программирования; ПУ – пульт управления; УМ – выходной усилитель мощности; $\text{А}_{\text{ПРД}}$ – передающие антенны (4 шт. – установлены в законцовках левой и правой плоскости: 2 для ППС, 2 для ЗПС).

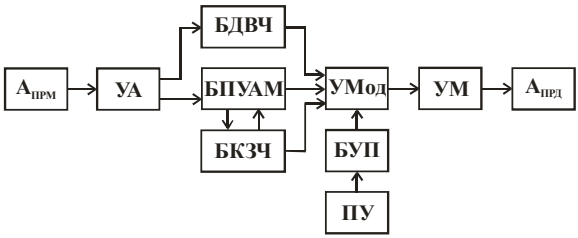


Рис. 6.17. Структурная схема САП индивидуальной защиты

По принципу действия САП является ретранслятором, принимает сигналы от облучающих самолет РЛС и ГСН, анализирует и запоминает их, наделяет данные сигналы соответствующим видом модуляции и излучает в направлении РЛС (ГСН) помеховые сигналы [17, 38].

На рисунке 6.18 показана блок-схема цифрового устройства создания помех (ЦУСАП), позволяющая формировать адекватные помеховые сигналы (каналам обнаружения и АС по дальности скорости и угловым координатам) для подавления РЛС обнаружения и сопровождения [17].

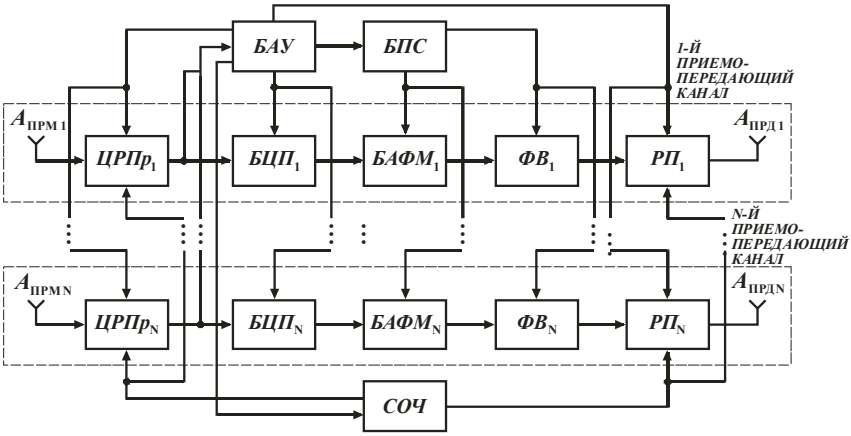


Рис. 6.18. Блок-схема цифрового устройства создания помех

На рисунке 6.18 обозначено: $А_{ПРМ}$ – приемная антенна (ФАР); ЦРПр – цифровой радиоприемник; БЦП – блок цифровой памяти; БАФМ – блок амплитудно-фазового модулятора; ФВ – фазовращатель; РП – радиопередатчик; $А_{ПРД}$ – передающая антенна (ФАР); БАУ – блок анализа и управления; БПС – блок вычисления параметров модуляций помеховых сигналов; СОЧ – синтезатор опорных частот.

ЦУСАП содержит N одинаковых приемо-передающих каналов, в каждый из которых входят излучатель приемной ФАР ($А_{ПРМ\,i}$), ЦРПр, БЦП, БАФМ, ФВ. РП и излучатель передающей ФАР ($А_{ПРД\,i}$). ЦРПр выполнены управляемыми по усилению и имеют три входа: 1 – для радиосигнала; 2 – для управления усиления сигнала ПЧ; 3 – для сигналов опорных гетеродинов СОЧ. БЦП предназначены для запоминания цифровых копий радиосигналов.

БПС имеет 2 выхода: первый для сигнала модулирующей функции по амплитуде и фазе и модуляция по дальности; второй для передачи сигнала модулирующей функции по фазе преобразованного излучаемого радиосигнала (поворот фронта его волны). БАФМ предназначено для амплитудной и фазовой модуляции сигналов с целью введения требуемых функциональных помеховых модуляций в цифровые копии сигналов. БЦП выполнены на микросхемах памяти типа триггерной ячейки с адресацией записи и считывания по запросу.

Устройство (рис. 6.18) создает помехи каналам обнаружения и сопровождения РЛС по дальности, скорости, угловым координатам (азимуту и углу места). В запоминающее устройство ЭВМ вводится библиотека параметров всех известных РЛС и режимов их работы (библиотека угроз). Эта ЭВМ выявляет тип и степень угрозы, определяет приоритеты и стратегию радиоэлектронного подавления, вид и мощность помехи на каждую цель в порядке снижающейся приоритетности.

Формирование помех полностью цифровым способом посредством коммутируемой матричной логической структуры позволяет перепрограммировать весь процесс РЭП, включая пространственно-временную модуляцию помеховых сигналов, настройку по частоте, калибровку по мощности и момент излучения помехи. А это значит, что по мере совершенствования средств ПВО и авиации потенциального противника нет необходимости создавать новую аппаратуру РЭП; достаточно изменять (обновлять) её математическое (программное) обеспечение.

При наличии одних и тех же средств индивидуальной и групповой защиты выбор рациональной тактики РЭБ может существенно повысить эффективность этой борьбы. Реализация же разработанных тактических приемов ведения РЭБ невозможна без использования самых современных принципов и технологий построения цифровых комплексов и систем РЭП.

6.6. Активные радиолокационные ловушки

Ловушка представляет собой техническое средство, имитирующее объект (цель) для РЭС управления (наведения) оружием и используемое для увода от целей управляемых боеприпасов или срыва автосопровождения цели РЛС. Сигнал, создаваемый ловушкой, должен быть аналогичен сигна-

лу, образуемому защищаемым объектом по различным характеристикам (амплитудным, энергетическим, временным и др.).

Ловушки по способу применения могут быть управляемыми, буксирующими и сбрасываемыми. ***Управляемые ловушки*** представляют собой ракеты с пассивными или активными переизлучателями ЭМ энергии. На них могут устанавливаться как стартовые, так и маршевые двигатели, которые обеспечивают управляемый полет по программе в течение нескольких минут. Такие ловушки обеспечивают срыв наведения ракеты за счет перенацеливания на себя атакующей ракеты. Для ловушек разработаны сверхминиатюрные ЛБВ, обеспечивающие уровень выходной мощности 100…200 Вт и полосу частот 3 ГГц и при этом имеющие малые массу и размеры. Возможным источником питания ловушки служит батарея термоэлементов, способных обеспечить мощность 1 кВт в течение 5 мин.

Цель ***буксируемой ловушки*** (пассивной, активной) – создание излучения сигналов, аналогичных по структуре сигналам, отраженным от защищаемого самолета, и превосходящих их по мощности. В этих условиях ГСН атакующей ракеты, принимая оба указанных сигнала, наводится на энергетический центр. Поскольку мощность сигнала ловушки существенно превосходит мощность отраженного от самолета сигнала, атакующая ракета практически наводится на ловушку, поражение самолета ракетой исключается [15, 17]. Трос-буксир удерживает ловушку на определенном расстоянии от самолета. Если существующие тенденции сохранятся, то буксируемые активные ловушки могут стать чуть ли не единственным методом самозащиты самолетов от современных и перспективных средств поражения.

Сбрасываемые ловушки представляют собой активный излучатель или пассивный переизлучатель ЭМ (акустической) энергии. ППОД, будучи доставленными в зону непосредственных боевых действий, выполняют роль маяка для оружия противника с самонаведением на ИИ и средств ПВО, управляемых с помощью РЛС. Кроме обеспечения перенасыщения, они также могут создавать эффективные дезинформирующие помехи на рабочих частотах РЛС и нарушать нормальную работу системы ПВО. *Достоинствами* ППОД являются: возможность доставки на близкие расстояния к подавляемым РЛС; сравнительно низкая энергетика; простота конструкции. *Важнейшими характеристиками* ППОД являются: габариты, масса и потребляемая мощность.

Активные буксируемые радиолокационные ловушки (АБРЛ) могут быть использованы для защиты ЛА различных типов. По мнению зарубежных военных специалистов, буксируемые ЛЦ с активными излучателями могут стать единственным средством ИЗ самолетов от ЗУР и ракет «воздух-воздух» [17]. Наиболее широкое применение АБРЛ предусматривается для защиты самолетов ФА. Они также с успехом могут быть использованы

для защиты больших самолетов типа ДА, ВТА и малогабаритных объектов типа ДПЛА.

Основной задачей АБРЛ является защита ЛА путем перенацеливания атакующей УР на завершающем этапе работы комплекса перехвата (на этапе наведения оружия). Объектами противодействия для АБРЛ будут системы и каналы наведения оружия средств ПВО противника. АБРЛ должна обеспечивать сектора защиты ±60° по азимуту и ±30° по углу места в передней (ППС) и задней (ЗПС) полусферах. Излучение должно осуществляться поочередно либо в ППС, либо в ЗПС в зависимости от направления атаки по команде с борта ЛА.

Структурная схема автономной АБРЛ представлена на рисунке 6.19.

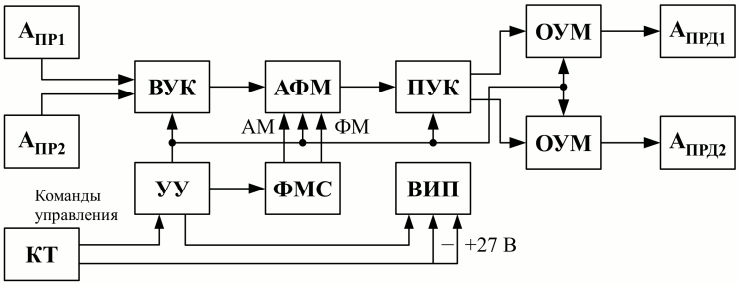


Рис. 6.19. Структурная схема автономной АБРЛ

На рис. 6.19 обозначено: ВУК, ПУК – входной и предварительный усилители-коммутаторы, АФМ – амплитудно-фазовый модулятор, ОУМ – оконечный усилитель мощности, ФМС – формирователь модулирующих сигналов, ВИП – вторичный источник питания, КТ – кабель-тросс [40].

Применительно к защите ФА автомат выброса должен обеспечивать выпуск АБРЛ на полную длину буксировочного троса (около 100 м) и выход ее аппаратуры на рабочий режим за время не более 5 с. В случае необходимости трос с буксируемой ловушкой должен быть немедленно отделен от ЛА по команде экипажа, что позволяет отнести АБРЛ к устройствам одноразового использования. Максимальное время непрерывной работы АБРЛ одноразового использования по предварительным оценкам не должно превышать 30 мин.

Для других типов ЛА, например, для самолетов ДА и ВТА, требования к оперативности (быстродействию) применения АБРЛ могут быть снижены, но при этом возрастают требования к продолжительности ее работы. В связи с этим целесообразно наряду с разработкой одноразовых АБРЛ разрабатывать также АБРЛ многоразового использования.

Структурная схема АБРЛ с радиочастотной связью с бортом ЛА показана на рисунке 6.20 (ОПУ – оптического приемное устройство, ВУ – входной СВЧ-усилитель, ОКТ – оптический кабель-трос) [17, 40].

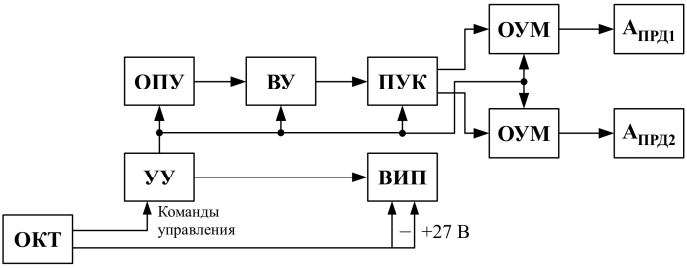


Рис. 6.20. Структурная схема АБРЛ с радиочастотной связью с бортом ЛА

В состав устройства индивидуальной защиты на основе АБРЛ входят: 1) собственно АБРЛ; 2) автомат выброса АБРЛ; 3) блок управления.

Как показали исследования [40], с точки зрения аппаратурного построения целесообразна разработка АБРЛ двух типов:

1) автономной АБРЛ, осуществляющей прием, обработку и переизлучение сигналов РЭС УО, при этом с борта ЛА на АБРЛ должны подаваться по кабель-тросу электропитание и команды управления режимами работы аппаратуры АБРЛ (зарубежным аналогом является буксируемая ловушка типа AN/ALE-50 компании Raytheon Systems);

2) АБРЛ с радиочастотной связью бортов ЛА и ловушки, при этом АБРЛ усиливает и излучает сигнал, сформированный на борту ЛА и передаваемый на борт ловушки посредством волоконно-оптической системы передачи СВЧ-сигнала (ВОСП–СВЧ) по электрооптическому кабель-тросу; по этому же кабелю должны подаваться электропитание и команды управления на АБРЛ (зарубежным аналогом является буксируемая ловушка типа FOTD (AN/ALE-55), входящая в состав интегрированной системы РЭП IDECM/RFCM).

Для применения автономной АБРЛ требуется минимальный состав средств РЭБ защищаемого ЛА, вследствие чего она может быть использована как в составе разрабатываемых КРЭП, так и при модернизации средств РЭБ самолетов без существенной доработки их бортов. АБРЛ с радиочастотной связью с бортом ЛА потенциально позволяют обеспечить более высокую эффективность их применения и существенно расширить функциональные возможности КРЭП ЛА. В основу построения аппаратуры АБРЛ положен принцип использования базовых унифицированных СВЧ-модулей, применяемых в разных типах АБРЛ.

В общем случае для функционирования АБРЛ требуется следующее информационное обеспечение: 1) ракурс атаки РЭС УО (для выбора сектора защиты и принятия решения о необходимости совершения маневра ЛА); 2) фазу атаки РЭС УО (сопровождение цели, наведение УР) для принятия решения о выпуске АБРЛ; 3) тип РЭС УО (для выбора вида формируемого сигнала).

Для оснащения самолетов типа ФА рекомендуется использовать от двух до четырех АБРЛ. По мнению ряда специалистов, активные ложные РЛ цели (ЛРЛЦ) с повышенным энергопотенциалом и с имитацией ЭПР-цели имеют большую эффективность. Для этого используют автоматическое переключение с режима работы ЛРЛЦ с временной развязкой («прием/передача») в режим работы ловушки с пространственной развязкой и непрерывным излучением, благодаря чему повышается энергетический потенциал на завершающем этапе наведения.

На рисунке 6.21 представлена структурная схема ЛРЛЦ.

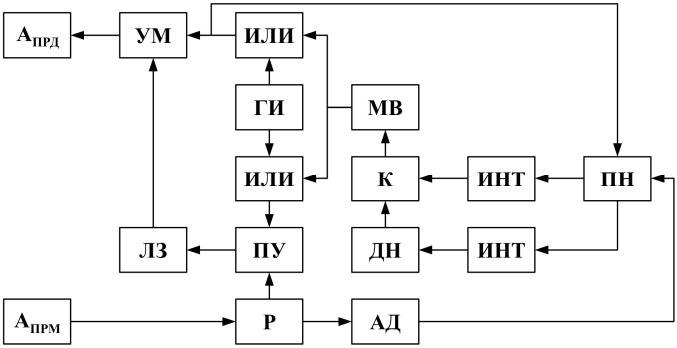


Рис. 6.21. Структурная схема активной ЛРЛЦ

На рис. 6.21 введены обозначения: $А_{ПРД}$, $А_{ПРМ}$ – передающая и приемная антенны; УМ – усилитель мощности; ИЛИ – элемент ИЛИ; ГИ – генератор импульсов; Р – разветвитель; ПУ – предварительный усилитель; ЛЗ – линия задержки; МВ – мультивибратор; АД – амплитудный детектор; ПН – переключатель напряжения; ИНТ – интегратор; ДН – делитель напряжения; К – компаратор).

На время запоминания сигнала в ЛЗ (в режиме «прием») стробирующий импульс с выхода ГИ через элемент ИЛИ поступает на стробирующий вход ПУ и открывает его. Сигнал от РЛ ГСН, атакующей самолет ракеты, с выхода $А_{ПРМ}$ через Р и открытый ПУ поступает на вход ЛЗ. На время запоминания сигнала стробирующий импульс в передающем канале отсутствует

и УМ закрыт. По окончании времени запоминания стробирующий импульс со второго выхода ГИ через элемент ИЛИ поступает на стробирующий вход УМ и открываемого на время переизлучения запомненного сигнала (режим «передача»). Поскольку стробирующие импульсы режимов приема и передачи являются противофазными, ПУ на время передачи закрывается. Период процесса «прием/передача» $T = (2,2...2,5)T_{\text{ЗАП}}$ ($T_{\text{ЗАП}}$ – время запоминания сигнала в ЛЗ).

С выхода $А_{\text{ПРМ}}$ часть суммарного сигнала от ГСН и $А_{\text{ПРД}}$ (в режиме «передача») ответвляется Р на АД, детектируется и поступает на вход ПН, который передает сигнал на вход ИНТ синхронно с открыванием УМ. С выхода ИНТ сигнал в виде постоянного напряжения с амплитудой, соответствующей суммарной мощности двух сигналов – сигнала от РЛ ГСН и сигнала от $А_{\text{ПРД}}$, через ДН с коэффициентом деления $N < 2$ поступает на инвертирующий вход К.

В режиме «прием» со входа ПН сигнал, соответствующий только сигналу ГСН, через нормально замкнутый канал переключателя и ИНТ в виде постоянного напряжения с амплитудой, соответствующей мощности принятого сигнала от ГСН, поступает на неинвертирующий вход К. В усилительном тракте ретранслируемый сигнал наделяют амплитудной и/или фазовой модуляцией для имитации флуктуации ЭПР реальной цели.

6.7. Радиоэлектронная защита бортовых РЭС

Среди проблем ***радиоэлектронной защиты*** (РЭЗ) авиационных РЭК следует отметить [1]:

- обеспечение РЭЗ РЭС и ЭМС РЭС в составе авиационных РЭК;
- обеспечение информационной безопасности авиационных РЭК;
- организация взаимодействия экипажа (летчика) с авиационным РЭК;
- осуществление индикации и отображения информации (в реальном масштабе времени) большого объема разнообразной и динамичной информации.

Радиоэлектронная защита РЭС авиационных РЭК должна осуществляться комплексно и непрерывно. *Непрерывность* заключается в постоянном проведении мероприятий по РЭЗ РЭС на этапах разработки (модернизации), испытаний, эксплуатации и боевом применении авиации в любых условиях. *Комплексность* РЭЗ состоит в определенном сочетании технических, организационных и других видов мероприятий.

Технические мероприятия по РЭЗ РЭС АРЭК реализуются на этапах разработки РЭС и обеспечиваются экипажами ЛА в процессе боевого применения, а также при эксплуатации РЭС путем использования специальных схем и устройств защиты от помех.

Технические мероприятия по РЭЗ РЭС включают в себя:

- рациональный выбор полосы рабочих частот разрабатываемых (модернизируемых) РЭС;
- обоснованный выбор вариантов построения приемных и передающих устройств, видов используемых сигналов, методов и способов их обработки;
- комплексирование устройств приема, обработки и передачи информации, использующих различные физические принципы;
- применение устройств изменения частоты, мощности ПРД, направлений излучения и приема;
- реализацию требований к характеристикам излучения и приема в широкой полосе частот;
- внедрение новых технических решений по обеспечению эффективной работы РЭС в условиях ведения противником РЭБ, а также непреднамеренных (взаимных) помех РЭС.

Организационные мероприятия по РЭЗ РЭС АРЭК (как в составе отдельных комплексов, так и группировок):

- рациональное построение СУ ЛА, оптимальный выбор способов боевого применения РЭС;
- строгое соблюдение временных, частотных, пространственно-поляризационных и энергетических ограничений на работу РЭС;
- согласованное применение РЭС различных принципов действия и в различных диапазонах длин волн;
- оптимальное распределение и назначение рабочих частот РЭС;
- установление и соблюдение порядка использования специальных средств и устройств РЭЗ;
- резервирование РЭС, устройств и блоков РЭС, подверженных воздействию мощных ЭМИ;
- рациональное размещение РЭС на ЛА;
- соблюдение установленного порядка работы, условий, приоритета и запросов при работе РЭС;
- своевременное выявление и исключение (уменьшение) влияния источников непреднамеренных (взаимных) помех;
- организация подготовки экипажей ЛА к работе с РЭС авиационных РЭК в условиях ведения РЭБ противником и воздействия непреднамеренных (взаимных) помех РЭС.

Предотвращение или значительное снижение степени воздействия помех на РЭС авиационных РЭК при одиночных или групповых действиях ЛА должно достигаться в результате выполнения совокупности вышеуказанных организационных и технических мероприятий [1, 17].

Защита от средств радиоэлектронного поражения (РЭПр) противника – РЭЗ, заключающаяся в снижении эффективности воздействия на свои РЭС средств функционального поражения, радиоэлектронного подавления (РЭП) и самонаводящегося на излучение оружия (СНИО) противника. Радиосистемы, реализующие принципы и методы указанной зашиты, называются ***системами радиоэлектронной защиты*** (СРЭЗ). К числу основных мероприятий, осуществляемых СРЭЗ, относятся следующие виды селекции (выделения) полезных сигналов на фоне помех, вырабатываемых РЭС противника: *пространственная селекция*; *частотная селекция*; *временная селекция*; *амплитудная селекция*; *поляризационная селекция*. Системы РЭЗ, осуществляющие указанные виды селекции, достаточно подробно описаны в [3, 17].

ГЛАВА 7
АВИАЦИОННЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

7.1. Назначение, решаемые задачи и классификация авиационных РЭК

Боевые возможности современных ВС военного назначения определяются не только их летно-техническими характеристиками и вооружением, но в большей степени функциональными возможностями БРЭО по управлению вооружением, информационному обеспечению боевых действий и защите ВС.

Совокупность отдельных компонентов БРЭО объединены в единое целое – в многофункциональный бортовой комплекс (БК), осуществляющий управление самолетом на всех этапах боевого полета и обеспечивающий применение всех видов его вооружения и средств подавления. Этот БК в зависимости от назначения самолета, решаемых комплексом задач и состава называют по-разному: системой управления вооружением (СУВ), прицельно-навигационным комплексом (ПрНК), РЛ прицельным комплексом (РЛПК), оптико-электронным прицельно-навигационным комплексом (ОЭПрНК), бортовым комплексом управления вооружением и т.д. [1, 2].

Поскольку определяющую роль в выполнении заданной группы боевых и навигационных задач БК рассматриваемого типа играет РЭО, то такие БК выделяют в отдельную группу и определяют как ***авиационные РЭК***. При этом в понятие «АРЭК» вписываются все характерные особенности, присущие вышеуказанным и другим типам комплексов и систем.

Авиационные РЭК – это такие БК, которые предназначены:

- для передачи, приема, преобразования, обработки радиосигналов и сигналов других диапазонов ЭМВ;
- обработки данных, знаний, хранения и отображения используемых при боевом применении различных видов информации;
- формирования сигналов управления ЛА, авиационными средствами поражения (АСП), бортовыми комплексами, системами и устройствами;
- создания помех РЭС противника;
- ведения воздушной разведки и для выполнения других функций [1].

Совокупность задач, решаемых АРЭК современных ЛА военной авиации, можно разделить на следующие группы:

1) навигации и управления полетом;
2) связи, обмена данными и управления боевыми действиями;
3) поражения воздушных, космических, наземных и надводных целей;
4) воздушной разведки;

5) радиоэлектронной борьбы;

6) контроля и диагностирования технического состояния устройств, средств, систем и комплексов АРЭК;

7) десантирования личного состава, боевой техники и грузов [1, 2].

Каждая группа задач, в свою очередь, включает в себя целый ряд отдельных (частных) задач, которые могут иметь определенную специфику. Каждой частной задаче соответствует свой объем вычислительных операций, необходимые быстродействие и объем памяти, а также требования к каналам информационного обмена.

Основу современного АРЭК составляет БВС. Под БВС понимают совокупность размещаемых на борту ВС взаимосвязанных и согласованно действующих аппаратно-программных средств передачи, хранения и обработки цифровой информации, предназначенных для преобразования входных данных в выходные в соответствии с заданными целями функционирования РЭК. Основу современной БВС составляют:

- средства хранения и обработки информации (БЦВМ, специализированные процессоры, ЗУ);
- средства информационного обмена, обеспечивающие в процессе функционирования РЭК обмен информации элементов БВС между собой и с бортовым оборудованием;
- программное обеспечение (бортовые программы, средства их создания, отладки и документирования);
- система функционального контроля БВС [1].

В настоящее время ***задачи***, *решаемые бортовой вычислительной системой (БВС) и авиационным РЭК в целом*, можно разделить на следующие группы:

- обработки сигналов различных диапазонов ЭМВ, осуществляемой предварительными процессорами и программируемыми процессорами сигналов, а также обработки сигналов иной физической природы с помощью специализированных процессоров;
- обработки данных и комплексной обработки информации, реализуемой многофункциональными процессорами данных;
- обработки знаний, выполняемой символьными процессорами или традиционными вычислительными средствами, ориентированными на обработку знаний.

В составе вышеуказанных групп задач, решаемых БВС, можно выделить следующие ***основные классы***, представленные на рисунке 7.1 [1].

Задачи, связанные с обработкой сигналов, весьма разнообразны и специфичны, для получения сигналов используются различные по виду и способу формирования физические поля: поля радиолокационного, тепло-

вого, лазерного и оптического контрастов, радионавигационные поля, поле рельефа и т.д.

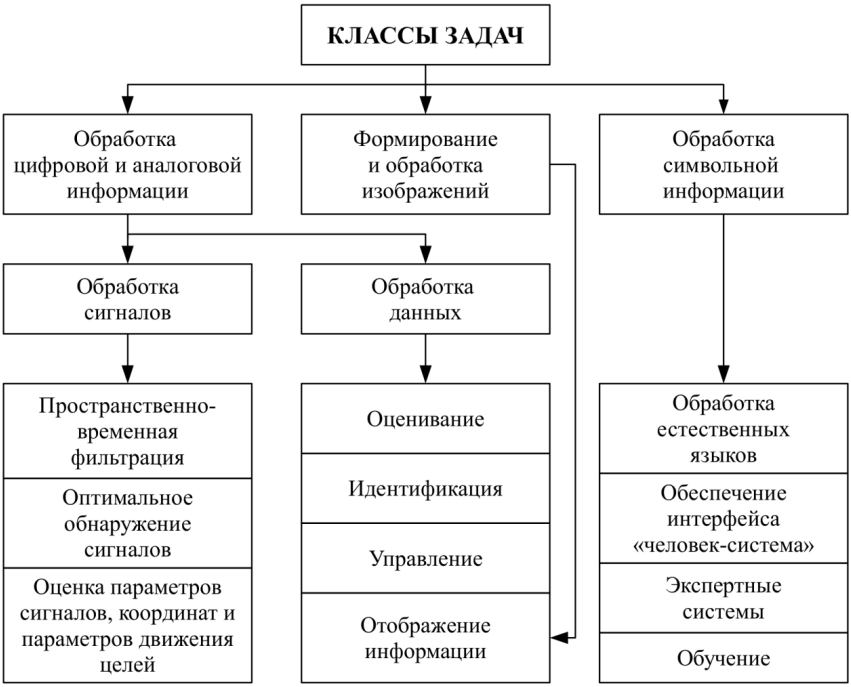


Рис. 7.1. Основные классы задач, решаемых БВС

Состав, структурная схема, принципы построения и функционирования авиационного РЭК прежде всего определяются его целевым назначением. На рисунке 7.2 представлена обобщенная структурная схема АРЭК, которая включает в себя элементы, характерные для комплексов различного назначения.

Классификация авиационных РЭК наиболее часто осуществляется по характеру решаемых комплексом задач. Авиационные РЭК делятся на следующие ***основные классы***:

1. Авиационные РЭК навигации, прицеливания и управления вооружением, предназначенные для решения заданных групп задач навигации и поражения определенных типов целей (воздушных, наземных и т.п.). В ряде случаев выделяют АРЭК прицеливания и управления вооружением.

2. Авиационные РЭК связи и управления, предназначенные для решения группы задач по ведению двухсторонней радиосвязи, обмену данными и управления.

3. Авиационные РЭК обороны, предназначенные для решения заданной группы задач по РЭБ (комплексы РЭБ, БКО).

4. Авиационные РЭК воздушной разведки, предназначенные для решения задач по ведению соответствующих видов воздушной разведки.

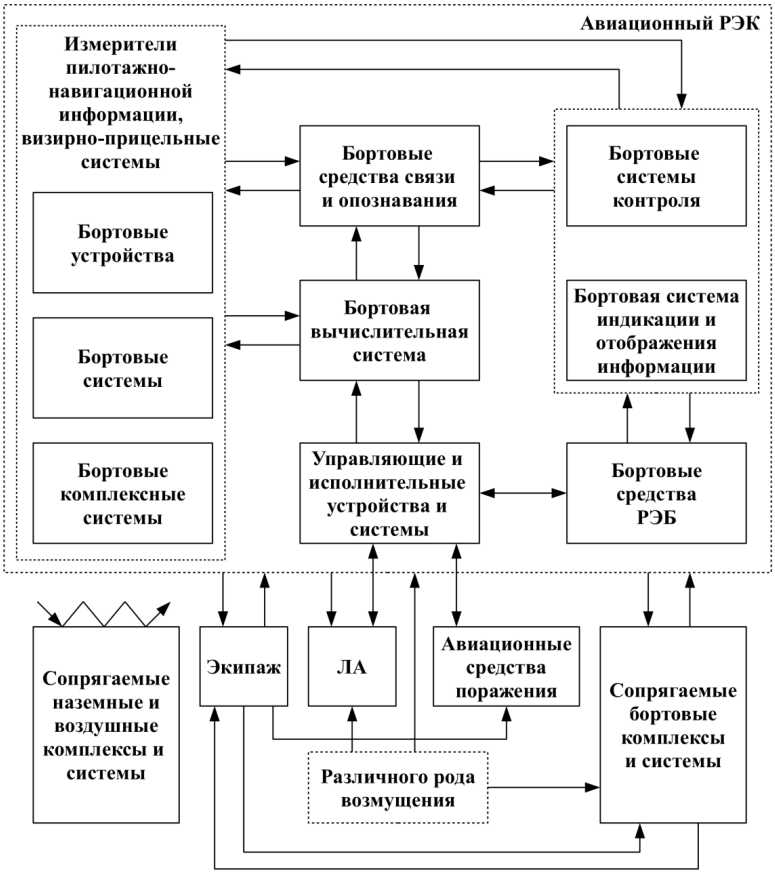


Рис. 7.2. Обобщенная структурная схема АРЭК

Широко применяется также классификация АРЭК ***по тактическому назначению ЛА***, на которых они установлены.

Выделяют следующие АРЭК:

- истребителей,
- истребителей-бомбардировщиков,
- бомбардировщиков,
- транспортных самолетов,
- самолетов дальней авиации,
- разведывательных самолетов,
- вертолетов и др. [1].

Отдельно уместно выделить АРЭК специальных самолетов, например, авиационный комплекс радиолокационного дозора и наведения (АК РЛДН) типа AWACS самолета Е-3А в ВВС США, типа Hawkeye самолета Е-2С в ВМФ США и «Шмель» самолета А-50, на вертолете «Sea King» ВМС Великобритании, аэростатные комплексы ВМС США (привязной аэростат длиной 67 м, диаметром 18 м, объемом 11500 м^3), комплекс на дирижабле для ВМС США по проекту «Sentinel» (длина дирижабля 129 м, диаметр 41,5 м, объем 70775 м^3) [42].

7.2. Принципы построения АРЭК

Построение АРЭК охватывает решение задач различных уровней: *концептуального*, *теоретического*, *методологического*, *технологического*. Базой для решения задач, прежде всего концептуального и теоретического уровней, служат принципы построения АРЭК, которые включают в себя принципы системного исследования и проектирования комплексов как сложных технических систем. Развитие АРЭК основывается на улучшении характеристик отдельных элементов, устройств и систем комплексов, использования устройств и систем, работающих на новых физических принципах, а также за счет повышения *степени интеграции* устройств и систем в составе АРЭК.

Одной из сторон процесса развития любой сложной технической системы является ***интеграция***, которая связана с объединением в целое ранее разнородных частей и элементов. Существует ***два основных направления интеграции бортового оборудования ВС***:

1) ***аппаратурная интеграция*** автономных систем в единый базовый комплекс бортового оборудования типа ICNIA (*Integrated Communication, Navigation and Identification*);

2) ***функциональная интеграция***, т.е. создание объединенных систем, использующих единые диапазоны частот, сигналы, аппаратные и программные средства для решения различных задач. Примером такого подхода служит система MFBARS (*Multifunction Multiband Airborne Radio System*).

Функциональная интеграция более радикальна и позволяет заменить большинство эксплуатирующихся отдельных систем единым бортовым комплексом. Аппаратурная интеграция решает проблему переходного периода развития новых систем и значительно упрощает создание единых БКО [16].

Применительно к авиационным РЭК под *интеграцией* понимают информационное, функциональное, программное и конструктивно-технологическое (аппаратурное) объединение в единое целое базовых элементов комплекса (бортовых устройств, систем, комплексов, мультиплексорных магистралей (шин), контроллеров, интерфейсов, программируемых процессоров сигналов, многофункциональных процессоров, ВЧ модулей и т.д.).

Комплексирование радиолокационных, радионавигационных, радиосвязных и других РЭ, а также нерадиоэлектронных устройств и систем представляет собой функциональное, информационное и аппаратное объединение (интеграцию) в составе АРЭК. При интеграции благодаря избыточности информации появляется возможность расширения круга решаемых с помощью объединяемых устройств и систем задач и улучшения качества их выполнения [1].

Избыточность информации присуща всем комплексам и обусловлена применением в АРЭК различных видов *резервирования*. Применительно к АРЭК резервирование представляет собой метод повышения их эффективности, живучести и надежности за счет введения избыточности. Под *избыточностью* понимают дополнительные средства или возможности сверх минимально необходимых для выполнения объектом заданных функций.

В авиационных РЭК навигации, прицеливания и управления вооружением ВС используются следующие ***основные виды резервирования***:

- структурное,
- информационное,
- функциональное,
- временное,
- нагрузочное,
- программное [2].

Структурное резервирование является методом повышения эффективности, живучести и надежности АРЭК, предусматривающим использование избыточных элементов структуры (применение однотипных блоков, устройств, систем). *Информационное резервирование* предусматривает использование избыточной информации за счет применения в АРЭК устройств и систем, работающих на различных физических принципах и определяющих одни и те же функционально связанные параметры.

Функциональное резервирование заключается в использовании способности элементов выполнять дополнительные функции. *Временное резервирование* предусматривает использование избыточного времени. Резерв времени может обуславливаться, например, временной структурой сигна-

лов, наличием внутренних запасов производительности, использованием функциональной инерционности устройств и т.п.

Нагрузочное резервирование предусматривает способности АРЭК или его элементов воспринимать дополнительные нагрузки. Программное резервирование предусматривает использование избыточных программ или их элементов, входящих в состав программного обеспечения АРЭК (например, последовательное, параллельное или последовательно-параллельное применение в БЦВМ однотипных фрагментов программ или программ в целом для обнаружения и устранения ошибок в ходе вычислительного процесса) [1].

Структурная схема *комплекса прицельно-навигационного оборудования (КПрНО) самолета Су-35* представлена на рисунке 7.3.

Комплекс состоит из датчиков информации и функционального программного обеспечения (ФПО). Датчики информации осуществляют измерение и первичную обработку исходных данных. ФПО решает общие задачи интегральной обработки. ФПО комплекса является составной частью программного обеспечения ИУС самолета и размещается в БЦВС и индикаторах комплекса МАК-35. Электрические связи между системами комплекса и КБО осуществляются: по каналам интерфейса магистрального последовательной системы электронных модулей; цифровым последовательным кодом; разовыми командами.

Для резервирования измерения и выдачи потребителям пилотажно-навигационных параметров в комплексе применены две бесплатформенные инерциальные системы БИНС-СП-2.

Система БИНС-СП-2 № 1 является основным датчиком, а система БИНС-СП-2 № 2 – резервным. Информация БИНС-СП-2 № 2 используется в комплексе при отказе системы БИНС-СП-2 № 1. Номер системы задается перемычками на контактах соединителя системы (по цепи адреса МКИО).

Радиовысотомер А-075-02 измеряет и выдает потребителям истинную высоту. ФПО комплекса использует этот параметр для решения задач комплекса. Бортовая аппаратура радиотехнической системы ближней навигации, посадки, встречи РСБН-85В измеряет азимут и дальность относительно радиомаяка, взаимные координаты самолетов. Эти параметры ФПО комплекса использует для решения задач навигации, посадки, коррекции координат местоположения и для обеспечения режима «Встреча».

Аппаратура навигации и посадки VIM-95-14 измеряет и выдает потребителям посадочные сигналы и азимут наземного РМ VOR для обеспечения режима «Полет на/от РМ VOR». Самолетный дальномер ВНД-94 измеряет наклонную дальность между самолетом и наземными радиомаяками DME/N, DME/P. Автоматический радиокомпас АРК-25 измеряет и выдает потребителям курсовой угол радиостанции (КУР).

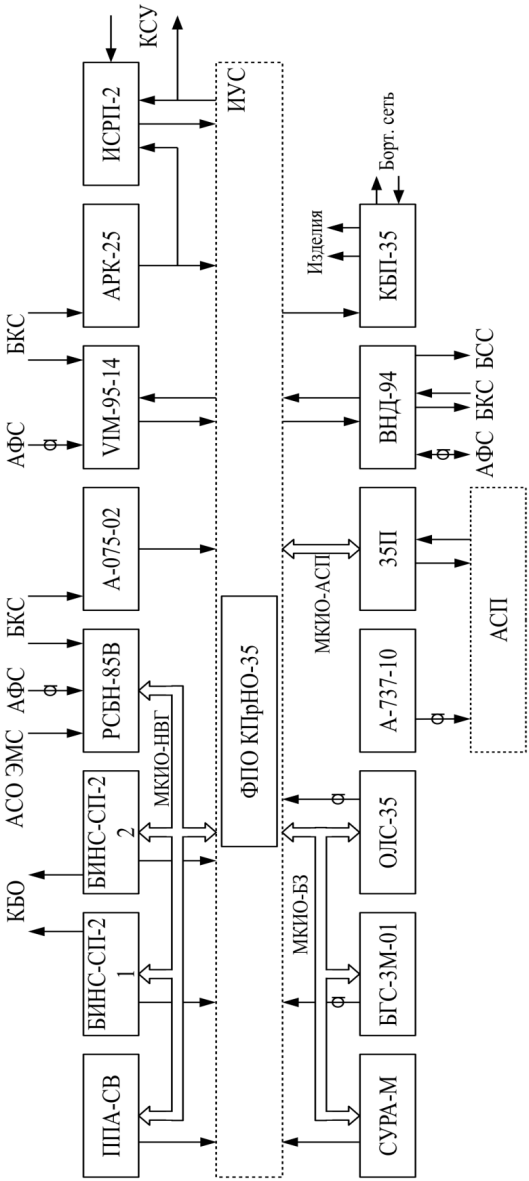


Рис. 7.3. Структурная схема КПрНО самолета Су-35

Транслятор сигналов ТС КНС А-737-10 обеспечивает параллельное поступление радиосигналов навигационных спутников космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS, принятых единой антенной самолета-носителя, на приемные устройства спутникового канала БИНС-СП-2. Бортовая графическая станция БГС-3М формирует и выдает на индикацию картографическую информацию местности.

Блок КБП-35 осуществляет включение систем и блоков комплекса по сигналам от органов управления самолета и обеспечивает их электропитанием. Для обеспечения режимов резервной навигации и посадки используется интегрированная система резервных приборов ИСРП-2. В автономном режиме (при отказе ИУС) система ИСРП-2 измеряет и индицирует гиромагнитный курс, углы крена и тангажа, а также индицирует КУР от АРК-25 и параметры бортовой системы КСУ.

Приемоиндикатор помехоустойчивый авиационный ППА-С/В-05 обеспечивает определение навигационно-временных параметров по сигналам СРНС ГЛОНАСС и GPS с автоматическим подавлением помех. Для обеспечения управления самолетом комплекс выдает навигационно-пилотажные параметры в систему КСУ. Для обеспечения документирования результатов работы комплекс на борту самолета взаимодействует с регистратором аварийной полетной информации КАРП-Р, бортовым регистратором УБР-П.

При рассмотрении принципов построения и особенностей технической реализации современных и перспективных АРЭК выделяют следующие ***уровни иерархии***:

- АРЭК интегрального типа;
- АРЭК определенного целевого назначения;
- комплексная РЭ (РТ) система;
- РЭ (нерадиоэлектронная) система;
- РЭ (нерадиоэлектронное) устройство.

На рисунке 7.4 показан КРЭП и его связи с другими системами бортового *аппаратурно-интегрированного комплекса современного истребителя* [43].

На рис. 7.4 введены обозначения: ИУС – информационно-управляющая система; СИО – система информационного обмена; МИРЭС, МИОЭС – многофункциональная интегрированная РЭС (ОЭС); РД – радиодиапазон; ОД – оптический диапазон; $АМ_{ИУС}$, $АМ_{РД}$, $АМ_{ОД}$, $АМ_{ИО}$ – аппаратурные модули ИУС, РД, ОД и СИО соответственно; $ВМ_{ИУС}$, $ВМ_{РД}$, $ВМ_{ОД}$, $ВМ_{ИО}$ – вычислительные модули ИУС, РД, ОД и СИО соответственно; $ПМ_{ИУС}$, $ПМ_{РД}$, $ПМ_{ОД}$, $ПМ_{ИО}$ – программные модули ИУС, РД, ОД и СИО соответственно; $ИППС_{РД}$ ($ИППС_{ОД}$) – интегрированная приемопередающая система РД (ОД); ИУПК – информационно-управляющее поле кабины; ИС

ПНСО – интегрированная система навигации, посадки, связи и опознавания; КУО – комплекс управления оружием; АВ – авиационное вооружение.

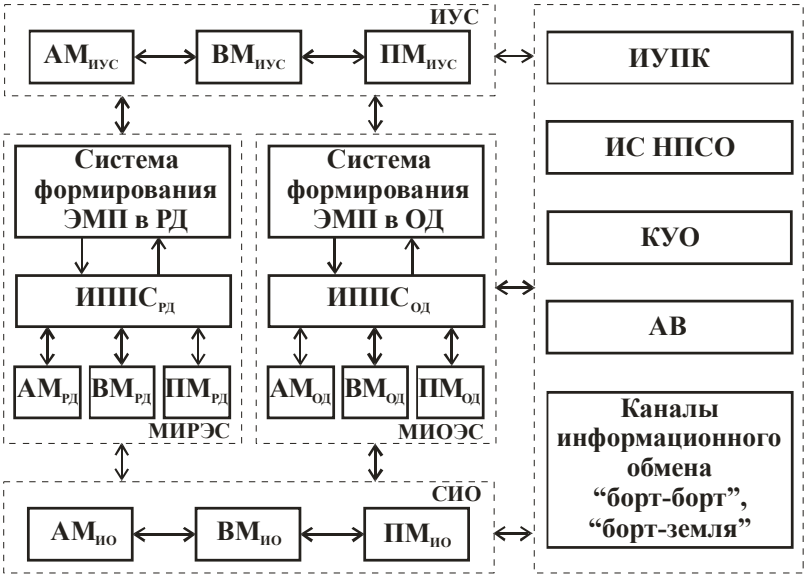


Рис. 7.4. Состав КРЭП и его связи с другими системами

Повышение уровня и глубины интеграции устройств и систем в составе АРЭК достигается на основе реализации следующих ***принципов комплексирования*** [1, 2]:

1. Принципа совмещения функций различных радиотехнических и нерадиотехнических систем, приводящее к появлению совмещенных систем и многофункциональных комплексов ***(функционально-техническое комплексирование)***.

2. Принципа функционального и структурного объединения технических устройств и систем, измеряющих одни и те же или функционально связанные параметры (***информационное комплексирование)***.

На современном этапе развития АРЭК к основным ***принципам*** построения также следует отнести:

1. Комплексное использование средств получения, обработки и отображения информации, а также средств информационного обмена.

2. Автоматизация процессов обработки информации и управления в комплексе на основе средств цифровой вычислительной техники и алгоритмов цифровой обработки информации.

3. Применение многоуровневой иерархической структуры комплекса, координация управления между различными уровнями иерархии с возможностью изменения режимов работы комплекса.

4. Единство программного обеспечения БК в АРЭК интегрального типа.

5. Создание единого информационно-управляющего поля экипажа (летчика) в кабине ВС на базе системы единой индикации, многофункциональных и многорежимных органов управления самолетом, двигателем, бортовым оборудованием и вооружением.

6. Широкое применение модульности аппаратных и программных средств на информационном, функциональном, программном и конструктивном уровнях.

7. Формирование и получение оптимальных значений интегральных показателей качества решения БЗ АРЭК на основе частных показателей.

8. Обеспечение высоких показателей надежности, живучести и контролепригодности АРЭК.

9. Совершенствование ТТХ АРЭК за счет реализации в его устройствах и системах новых физических принципов и передовых технологий.

10. Применение стандартизации и унификации элементной базы и структурных элементов АРЭК.

11. Сокращение расходов на разработку АРЭК, минимизация времени, необходимого на подготовку АРЭК к боевому применению.

12. Улучшение массогабаритных характеристик комплекса за счет применения более совершенной элементной базы.

Применительно к АРЭК комплексирование (и особенно оптимальное) устройств и систем *на уровне первичной обработки информации* позволяет:

- компенсировать в той или иной степени влияние движения ВС на работу РТИ;
- сократить время поиска сигналов РТИ;
- устранить или уменьшить методические погрешность РТИ;
- уменьшить (исключить) вероятность ложных захватов следящих измерителей;
- уменьшить вероятность срыва слежения за соответствующими параметрами сигналов;
- повысить характеристики точности и помехоустойчивости РТИ в режиме слежения;
- обеспечить режимы квазикогерентного приема и обработки радиосигналов, что не представляется возможным в соответствующих некомплексных измерителях, тем самым значительно повысить их точностные характеристики [1].

7.3. Авиационные РЭК интегрального типа

Современный этап развития АРЭК характеризуется широким распространением *РЭК интегрального типа*, которые имеют сложную иерархическую архитектуру и соответственно структуру, представляющую собой сочетание двух типов структур – централизованной и децентрализованной с несколькими уровнями иерархии управления обработки информации и информационного обмена. Характерными признаками АРЭК интегрального типа обладают, например, бортовые комплексы истребителя Су-27 и его модификаций [1].

Под ***АРЭК интегрального типа*** понимают совокупность электронных и других типов комплексов, взаимосвязанных между собой на основе единых бортовых вычислительных систем (БВС) и системы индикации и отображения информации, управления и контроля (СИУК – система индикации, управления и контроля).

Структурная и функциональная организации АРЭК интегрального типа могут быть определены на основе анализа задач, решаемых современными ЛА и соответствующими БК, принципов их построения и функционирования, состава, особенностей информационного, функционального и структурного исполнения, а также их программного обеспечения.

Обобщенная структурная схема *АРЭК интегрального типа* многоцелевого самолета изображена на рисунке 7.5.

АРЭК интегрального типа представляет собой совокупность структурно, функционально, информационно и программно взаимосвязанных БК, бортовых комплексных систем (БКС), бортовых систем (БС) и устройств (БУ) на основе единых БВС и СИУК [1].

В составе авиационного РЭК (рисунок 7.5) можно выделить следующие бортовые комплексы (БК):

- *РЭК навигации, прицеливания и управления вооружением* (РЭК НПУВ), в который входят прицельный и пилотажно-навигационный комплекс (ПрК и ПНК): ПШ – переключатель шин, ОПС – обзорно-прицельная система, СУО – система управления оружием, АСП – автоматизированные средства поражения, МШ – магистральная шина, СН – система навигации, СОБП – система обеспечения безопасности полета;
- *комплекс связи и управления* (КСиУ): ТКС – типовой комплекс связи, СГИО – система государственного и индивидуального опознавания, ОА ОСРТИ – оконечная бортовая аппаратура объединенной системы распределения тактической информации, ОА ВКП – оконечная бортовая аппаратура воздушного командного пункта;

- *бортовой комплекс обороны* (БКО): ТП – теплопеленгатор, СПОб – станция предупреждения об облучении, САП – станция активных помех, АВТ – автоматы отстрела дипольных отражателей и ИК-ловушек.

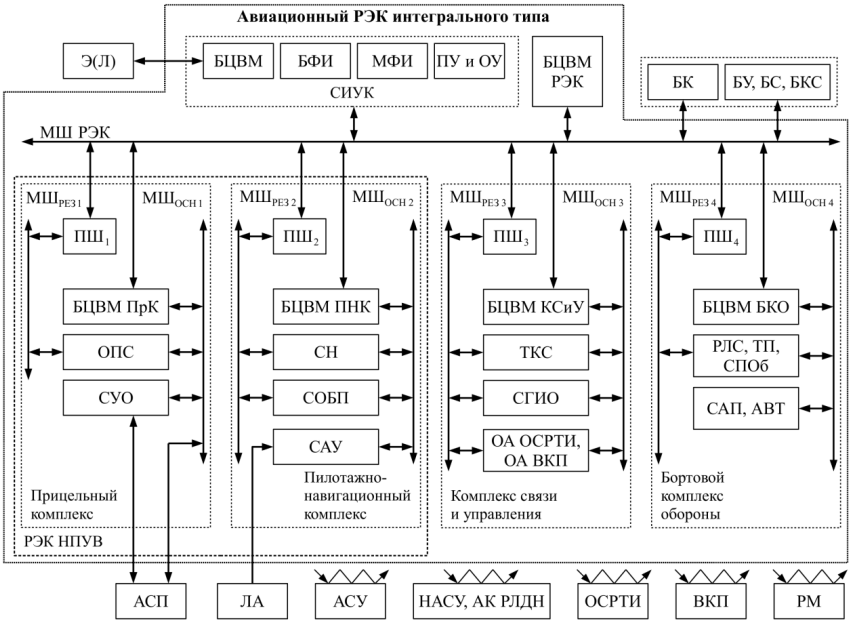


Рис. 7.5. Обобщенная структурная схема АРЭК интегрального типа многоцелевого самолета

На рисунке 7.5 обозначено: Э(Л) – экипаж (летчик); ПУиОУ – пульты управления БК и органов управления; БФИ – цифровой блок формирования изображений; БСК – бортовая система контроля; МФИ – многофункциональный индикатор.

Анализ принципов построения и структурной схемы АРЭК интегрального типа показывает, что в БК такого класса достигнут высокий уровень как автоматизации обработки информации на всех уровнях иерархии, так и управления процессами, протекающими в комплексе на всех этапах выполнения боевых задач и в различных режимах его работы. Это достигается благодаря наличию АСУ РЭК. Под *АСУ РЭК* понимают человеко-машинную систему, обеспечивающую автоматизированные сбор, обработку информации и формирование сигналов управления ЛА, АСП, БЦВМ, бор-

товыми комплексными системами (БКС) и устройствами (БУ) в процессе выполнения РЭК заданной группы боевых и навигационных задач [1].

К ***типовым задачам***, решаемым АСУ РЭК интегрального типа, относятся следующие:

- принятие решений высокого уровня приоритетности по задачам, включая задачи, связанные с групповыми действиями ЛА;
- обеспечение взаимодействия с другими БК ЛА, с АСУ более высокого уровня иерархии;
- реконфигурация структуры РЭК, адаптивное управление ресурсами комплекса;
- управление информационным обменом между БК, БКС, БС и БУ;
- управление индикацией и отображением информации;
- управление ЛА, средствами РЭБ, режимами работы БКС, БС и БУ различного назначения;
- выбор источников информации;
- управление средствами и видами связи с АСУ более высокого уровня иерархии, НКП, ВКП, ПН и т.д.;
- формирование рекомендаций экипажу;
- управлением контролем работоспособности и диагностированием технического состояния БЦВМ, БКС, БС и БУ [1].

Многие из рассмотренных принципов построения АРЭК интегрального типа уже нашли полную или частичную реализацию в БК, стоящих на вооружении отечественных и зарубежных ВС различного назначения.

Целевая функция для синтеза состава ИРЭК и выбора технических параметров его устройств может быть представлена в виде

$$P_{\text{ИРЭК}} = \beta_0 P_{\text{БКО}} + \sum_{i=1}^{n} \beta_i P_i , \tag{7.1}$$

где $P_{\text{ИРЭК}}$ – эффективность выполнения комплексом возложенных на него задач; $P_{\text{БКО}}$ – вероятность непоражения самолета атакующим средством перехвата (АСП) при защите его БКО, входящим в состав ИРЭК; β_0, β_i $(i = \overline{1,n})$ – коэффициенты значимости (могут быть нормированы относительно единицы) задач, решаемых отдельными устройствами ИРЭК; n – число устройств ИРЭК; P_i – вероятность выполнения поставленных задач i-м устройством ИРЭК [44].

Базовый ИРЭК для самолетов ДА (рисунок 7.6), как правило, должен иметь три составные части [44]: БКО, БРЛС и аппаратуру детального или оперативного РЭ контроля (РК). Тогда выражение (7.1) принимает вид

$$P_{\text{ИРЭК}} = \beta_0 P_{\text{БКО}} + \beta_1 P_{\text{БРЛС}} + \beta_2 P_{\text{РК}} , \tag{7.2}$$

где $P_{\text{БРЛС}}$ и $P_{\text{РК}}$ – вероятность выполнения задач БРЛС и аппаратурой РК в составе ИРЭК; β_1 и β_2 – коэффициенты значимости задач, решаемых БРЛС и аппаратурой РК. Коэффициенты значимости ориентировочно равны $\beta_0 = 0,7$; $\beta_1 = 0,2$ и $\beta_2 = 0,1$ [17].

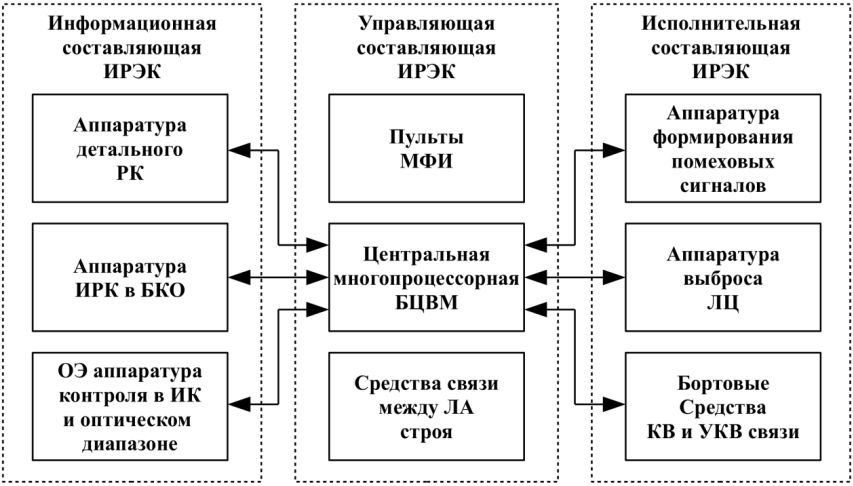


Рис. 7.6. Минимальный состав ИРЭК для защиты самолета ДА

Для получения высоких показателей вероятности функционирования ИРЭК ($P_{\text{ИРЭК}} \geq 0,9$) необходимо обеспечить выполнение условия $P_{\text{БКО}} = P_{\text{БРЛС}} = P_{\text{РК}} \geq 0,9$. Это означает, что атаки средств перехвата системы ПВО должны отражаться с вероятностью $\geq 0,95$ (при трех-пяти атаках за вылет по самолету ДА), а вероятность выполнения этапов функционирования БРЛС и аппаратуры РК должна лежать в интервале 0,95…0,99 [44].

Необходимо отметить, что любой перспективный ИРЭК должен иметь в своем составе устройства, показанные на схеме (рис. 7.6), при этом можно гарантировать максимальную информативность ИРЭК о системе ПВО и наиболее эффективное помеховое воздействие на АСП на основе аппаратуры первого и третьего каналов ИРЭК соответственно.

Наиболее эффективную защиту ЛА обеспечивает максимальный состав ИРЭК (рисунок 7.7) [44].

ИРЭК (рис. 7.7) включает в себя: буксируемые или отстреливаемые в ППС ловушки для перенацеливания на них ракет; ДПЛА-постановщики помех для преодоления системы ПВО; ОЭС для разведки АСП и подавления оптических ГСН ракет; САП со сверхширокополосными (СШП) сигна-

лами; возможность реализации коллективного и группового методов защиты ЛА [17].

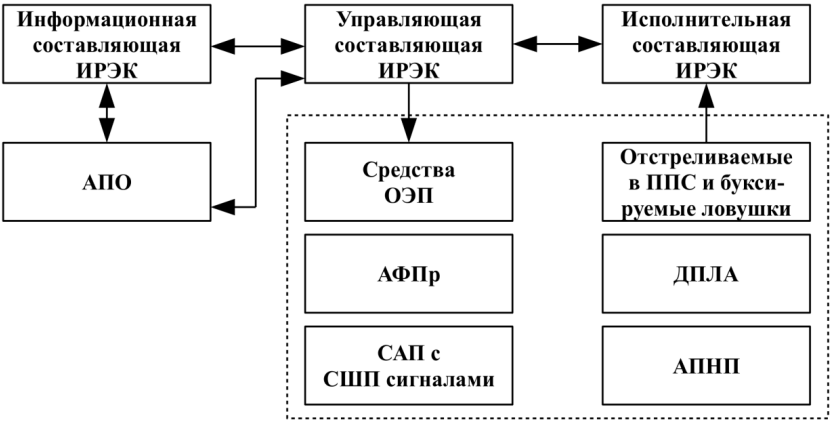


Рис. 7.7. Максимальный состав ИРЭК для защиты самолета ДА

На рис. 7.7 обозначено: АПО – алгоритмическое и программное обеспечение для реализации методов коллективной и групповой защиты в части применения разностно-дальномерных способов мгновенного местоопределения АСП; АФПр – аппаратура формирования ЭМИ для функционального поражения (блокировки срабатывания) РЭС управления оружием (УО) АСП; АПНП – аппаратура постановки негативных помех.

Введение в состав ИРЭК стратегических самолетов ДПЛА-постановщиков помех позволяет преодолеть систему ПВО без предварительного использования ударной авиации: сначала запускаются ДПЛА – постановщики помех для активизации системы ПВО и создания многоточечных помех, а затем с самолетов «второй волны» атакуются цели без захода в зону ПВО [44].

Минимально-необходимый базовый состав перспективного ИРЭК самолета ДА представлен на рисунке 7.8 [45].

В таблице 7.1 приведены ТТХ аппаратуры РТК перспективного ИРЭК.

Таблица 7.1 – ТТХ аппаратуры РТК перспективного ИРЭК

Перекрытие диапазона контролируемых частот	100…200
КНД антенн в секторах ППС $\alpha = \pm 90^{\circ}$ и $\beta = \pm 60^{\circ}$ при $\lambda \le 30$ см	10…100
Приемный потенциал, дБ/Вт	95…150
Динамический диапазон, дБ	50…70

Точность пеленгации (СКО) за 1…2 импульса (в ДВ диапазоне), град	1,0…3,0
Точность измерения несущей частоты, МГц	1…10
Точность измерения амплитуды сигнала, дБ	0,5…1,0
Диапазон измерения длительности импульсов, мкс	0,1…200
Диапазон измерения периода повторения импульсов, мкс	2…10
Разрешающая способность по несущей частоте, МГц	3…6
Разрешающая способность по длительности, периоду повторения импульсов, МГц	0,1
Число одновременно контролируемых ИИ при вероятности распознавания $\geq 0,9$	256…512
Точность измерения координат (СКО) при $D \leq 400$ км	≤ 10 км
Масса аппаратуры, кг	60…200

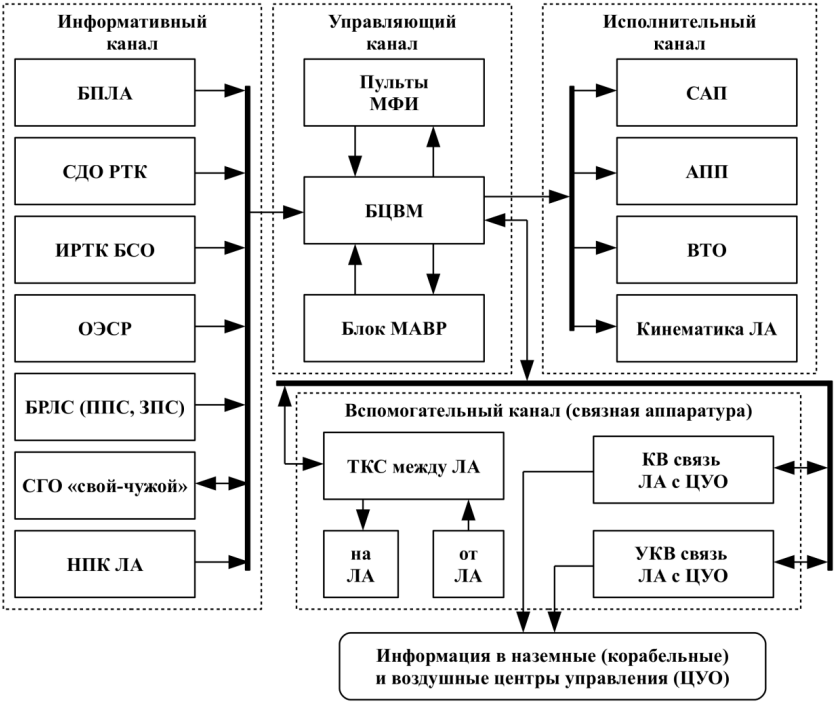


Рис. 7.8. Минимально-необходимый базовый состав перспективного ИРЭК самолета ДА

В таблице 7.2 приведены ТТХ цифрового твердотельного локатора (ЦТЛ) перспективного ИРЭК [45].

Таблица 7.2 – ТТХ цифрового твердотельного локатора

Длина волны, мм	8,6…20
Нестабильность несущей частоты / время	10^{-8} за 150 мкс
Импульсная мощность, МВт	10…500
Чувствительность приемника, дБ/Вт	–174
Сложный КНИ ФМ с большой базой ($>10^6$) и М-последовательностью	$M = 2^{20} - 1$
Дальность действия, км (разрешение по дальности, м)	5…100 (<2)
Глубина цифровой обработки, % (надежность, час/отказ)	100 (10^4)
Увеличение импульсной мощности за счет оптимальной обработки, дБ	60
Формирователь зондирующего сигнала	параметрон
Потребляемая мощность, Вт	<150
Масса, кг (объем, дм^3)	20 (20)

Комплексирование информации, полученной от аппаратуры РТК и ТП, с информацией от БРЛС позволяет с высокой точностью определять местоположение атакующих средств перехвата и обеспечивать их сопровождение, а также определять число ИИ в групповых целях для организации эффективной защиты ВС.

Концептуальные алгоритмы работы каналов перспективного ИРЭК самолета ДА приведены в работе [45]. Оценка эффективности перспективного ИРЭК с учетом концептуальных алгоритмов его работы показала, что перспективный комплекс отражает в 2 раза большее число атак при одинаковом запасе расходуемых средств по сравнению с существующими КРЭП. При этом вероятность непоражения самолета ДА в одной атаке повышается до 1,5 раз. Расчеты показали, что дальнейшее повышение вероятности непоражения самолета ДА в одной атаке до 1,7 раз по сравнению с существующими КРЭП возможно при переходе на многопозиционные комплексы (МП ИРЭК), размещаемые на группе защищаемых самолетов, при реализации режима мерцания.

7.4. Направления развития авиационных РЭК

Развитие авиационных РЭК непосредственно связано с практической реализацией при их разработке перспективных концепций и технологий. Примером может служить разрабатываемая для перспективных истребителей комплексная СУ обзорно-прицельной системой (ОПС), АСП, средствами РЭБ и ЛА, которая позволит добиваться соотношения потерь в воздушном бою 1:10 при численном превосходстве противника 4:1. В целях повышения эффективности решения задач уничтожения воздушных и поражения наземных и надводных целей ***при разработке АРЭК ставятся задачи***:

- снизить уровень нагрузки летчика;

- улучшить возможности по одновременному сопровождению нескольких целей и уменьшить период обновления данных о целях;
- снизить влияние на эффективность РЭК потери информации от любого датчика (БУ, БС, БКС);
- улучшить опознавание целей [1, 2].

В перспективных АРЭК интеграция будет выполняться на уровне стандартных модулей с использованием *концепции интегрального высокочастотного датчика*, а в более отдаленной перспективе – на уровне конформных антенн (конформных антенных решеток (АР)) и конформных модулей в соответствии с *концепцией умной обшивки*.

Сущность ***концепции интегрального высокочастотного датчика*** состоит в следующем. На самолетах и вертолетах военной авиации используется много ВЧ РЭ устройств и систем (обобщенно называемых ВЧ-датчиками), которые обычно разрабатываются по отдельности, а затем комплексируются в составе АРЭК. В рамках программы Pave Pace было показано, что стоимость и масса систем бортовой авионики уменьшаются двое, а надежность возрастает втрое, если эти системы разрабатываются не по отдельности, а в составе комплекса унифицированных датчиков. При этом они строятся на основе стандартных электронных модулей, совместного использования ресурсов по обработке сигналов и данных, выполнения реконфигурации в случае появления отказов, боевых повреждений и действий помех.

Построение интегрального ВЧ-датчика основано на принципах интегральной модульной авионики (IMA), сформулированных в процессе выполнения программы Pave Pace, а также по результатам исследований в рамках программ ISS (Integrated Sensor Systems – комплекс интегральных датчиков) и MIRFS (Multiple Integrated RF Sensors – разнообразные интегральные ВЧ-датчики). Программы ISS и MIRFS были направлены на создание комплекса авионики самолета пятого поколения F-35 в соответствии с программой ISF (США) [1].

По ***частотному признаку*** бортовые РЭ устройства и системы могут быть разделены на 6 групп, каждая из которых включает в себя до 10 и более устройств и систем:

1) широкополосные системы РЭБ (2…18 ГГц с возможностью расширения до 35 и 94 ГГц);

2) РЛС с относительно узкой шириной спектра (диапазоны 5,2…10,9 ГГц и 12,4…18 ГГц);

3) линии передачи данных для УР класса «воздух-воздух» диапазонов 0,5…1,0 ГГц, 5,2…10,9 ГГц и 12,4…18 ГГц;

4) радиовысотомеры (несущая частота около 4 ГГц);

5) системы диапазона 0,39…0,53 ГГц: СО «свой-чужой» IFF, объединенная система распределения тактической информации JTIDS, СРНС GPS;

6) средства связи и навигации метрового (30…300 МГц) и дециметрового (300…3000 МГц) диапазонов [1].

ВЧ-датчик будет состоять из ***трех основных систем***:

1) системы (диапазонов 0,5…1,0 ГГц, 5,2…10,9 ГГц, 12,4…18 ГГц), реализующей функции РЛС, средств РЭБ, линии передачи данных и радиовысотомера;

2) широкополосной системы РЭБ;

3) комплексной радиочастотной системы связи – навигации – опознавания CNI.

Дальнейшее повышение уровня и степени интеграции в АРЭК связано с внедрением в бортовую авионику ***концепции умной обшивки***. При ее реализации распределенная антенная система будет представлять собой конформную АР, элементы которой встроены в обшивку ЛА вместе с конформными электронными модулями. В конструкции обшивки ЛА будут использованы так называемые «умные» материалы. Создание таких материалов базируется на использовании волоконно-оптических датчиков и сплавов с памятью исходной формы, сопрягаемых с микропроцессором.

Датчики должны реагировать на определенный уровень напряжений и движений обшивки в результате расширения или сжатия материала при экстремальных температурах. Данные датчиков передаются на встроенный МП или внешний процессор, после анализа и обработки данных МП выдает электрический сигнал в сплав с памятью исходной формы. В результате происходит нагрев волокон, который изменяет форму с целью компенсации расширения или сжатия материала.

Конформный электронный модуль будет объединять в единое целое элементы конструкции ЛА и следующие платы:

- внешний слой обшивки ЛА;
- плату с термодатчиками и плату с тензодатчиками;
- плату с датчиками, обнаруживающими механические (боевые) повреждения обшивки ЛА;
- платы, выполняющие функции термоакустической изоляции и ЭМ экрана;
- объединительную плату с микроэлектронными и оптоэлектронными элементами, процессорами и т.д. [1].

В основе построения АРЭК ЛА нового поколения лежит переход от применения в комплексах БВС с детерминированной магистрально-модульной федеративно-централизованной структурой к *БВС, реализованных в виде открытой масштабируемой интегрированной вычислительной среды (ИВС) с сетевой архитектурой*.

Основными *особенностями* распределенных БВС являются:

- рассредоточенное размещение на борту ЛА аппаратных средств;
- разделение общей функции обработки информации и управления на ряд частных функций, реализация которых возлагается на отдельные БЦВМ (процессоры), размещаемые в узлах вычислительной сети (для эффективной организации работы всех БЦВМ, входящих в распределенную БВС, создается специальная СИО).

Информационную основу перспективных АРЭК интегрального типа при решении задач уничтожения воздушных и поражения наземных целей по-прежнему будут составлять МФРЛС с ФАР и АФАР. Однако достигнутый в настоящее время прогресс в области средств РТР и РЭП ограничивает рост эффективности бортовых МФРЛС. Поэтому перспективны интегрированные ОПС, в которых наряду с МФРЛС широко используются оптико-электронные, лазерные и телевизионные системы.

В составе РЭК навигации, прицеливания и управления (рис. 7.5) на смену платформенным ИНС приходят *бесплатформенные инерциальные навигационные системы* (БИНС) *на основе кольцевых лазерных гироскопов и высокопроизводительных БЦВМ* (процессоров). БИНС имеют следующие достоинства: большой диапазон измеряемых угловых скоростей, выдача измеряемых параметров в цифровой форме, нечувствительность к ускорениям и перегрузкам, высокая надежность, большой срок службы, малые потребляемая мощность и время готовности [1].

Следует отметить, что одно из перспективных направлений развития авионики в гражданской авиации связано с созданием комплекса средств связи, навигации и наблюдения для организации воздушного движения (Communication, Navigation and Surveillance / Air Traffic Management – CNS/ATM). Основу комплекса CNS/ATM составляет стандартизированная глобальная спутниковая навигационная система GNSS, работа которой в настоящее время обеспечивается созвездиями навигационных спутников двух СРНС: GPS и ГЛОНАСС. После создания европейской системы GALILEO появится возможность работы по трем созвездиям. С 2003 г. сертификация ВС РФ при отсутствии на них системы GNSS не производится.

Современные тенденции развития систем индикации, отображения информации и операционного поля кабины ЛА предусматривают освобождение экипажа (летчика) от элементарных операций и действий с сохранением за ним функций по принятию решений высокого уровня приоритетности по предстоящей боевой операции и управлению АРЭК в целом.

Для достижения указанных целей *предполагается*:

- использование средств ИИ для логического объединения и отбора необходимой летчику (экипажу) в данный момент времени информации;

- предоставление летчику (экипажу) вместо изображения, получаемого непосредственно с помощью РЛС, ИК, телевизионных и др. систем, «синтетического» изображения, генерируемого с помощью БЦВМ и содержащего все необходимые данные и сведения для выполнения боевого задания;
- передача решения некоторых второстепенных задач, возникающих в ходе полета, полностью средствам ИИ;
- внедрение речевых систем управления и предупреждения;
- использование системы прицеливания, основанной на фиксации взгляда летчика на цели [1].

В авиационных РЭК самолетов и вертолетов нового поколения создается интегрированная многодатчиковая среда без физического разделения на отдельные функциональные системы. В общем случае она включает в себя следующие информационно-управляющие комплексы: радиолокационный, РТР, оптико-электронный прицельно-навигационный, связи и обмена данными, индикаторно-информационный, РЭП и ОЭП, контроля и диагностирования технических средств АРЭК и др.

К характерным ***особенностям АРЭК с открытой масштабируемой расширяемой архитектурой*** относятся следующие:

- высокая степень интеграции датчиков информации, имеющих общие антенные раскрывы (апертуры) и предварительные процессоры;
- применение БУ, БС и БКС с общими интерфейсами для обеспечения быстрого автоматического управления и возможности стандартного подключения устройств и систем;
- использование предварительных процессоров, способных вырабатывать решения по нечетким критериям на основе малодостоверных данных;
- реализация с помощью многопроцессорной БВС таких возможностей, как одновременное решение нескольких задач, распределение задач предварительной обработки сигналов и объединение данных в процессорах, гибкое распределение ресурсов в целях проведения реконфигурации РЭК на информационном, функциональном, программном и аппаратном уровне.

Примером перспективных ***АРЭК с открытой масштабируемой расширяемой архитектурой*** могут служить БК, разрабатываемые для самолетов и вертолетов нового поколения в соответствии с программами Pave Pillar и Pave Pace. В таком АРЭК распределение общесистемных функций осуществляется не на уровне боевых задач, а на уровне задач управления верхнего уровня иерархии, что привело к существенным изменениям архитектуры АРЭК (рисунок 7.9), в составе которого можно выделить три системы:

1) управления выполнения боевых задач (БЗ);
2) управления бортовыми датчиками информации (БДИ);
3) управления ЛА [1].

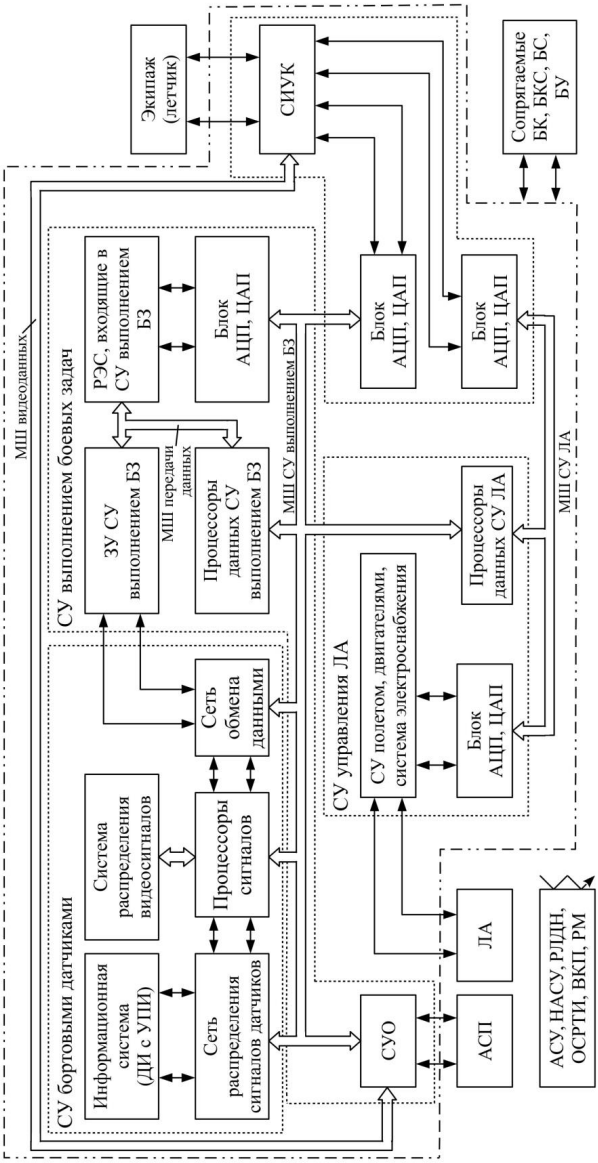


Рис. 7.9. АРЭК с открытой масштабируемой расширяемой архитектурой

На ***СУ выполнением БЗ*** возложено решение следующих *задач*: навигации (включая задачу следования рельефу местности и облета препятствий); поиска обнаружения, захвата, сопровождения, определения координат и параметров движения целей; опознавания целей; формирования ЦУ и управления АСП; управления средствами РЭБ; отображения информации и управления в кабине ЛА; контроля и диагностирования технических средств комплекса.

Система управления БДИ осуществляет обработку сигналов, выделение из сигналов необходимой информации, распределение этой информации между системами РЭК, а также ведение засекреченного обмена данными, открытой и закрытой радиосвязи. В состав СУ БДИ входят: информационная система, включающая в свой состав датчики информации (ДИ) с преобразователями информации; набор стандартных процессоров обработки сигналов; сеть распределения датчиков сигналов; сеть обмена данными с другими системами РЭК; сеть распределения видеосигналов.

Управление распределением функций между процессорами, работой сети распределения сигналов датчиков, перераспределением вычислительных ресурсов осуществляется по командам процессора данных СУ выполнением БЗ.

Система управления ЛА выполняет функции управления самолетом и силовой установкой (двигателями). В целях обеспечения живучести она физически изолирована от остальных частей комплекса и имеет четырехкратное резервирование. В состав СУ ЛА входят: процессоры обработки данных; магистральные шины (МШ) СУ ЛА; интерфейсы с органами управления и индикации, с пилотажно-навигационными приборами и рулевыми приводами, с системой электропитания; СУ полета; блок АЦП и ПАЦ; система электропитания.

Информационный обмен между рассмотренными системами управления РЭК осуществляется с помощью МШ видеоданных, МШ СУ выполнением БЗ и МШ СУ ЛА (рис. 7.9).

Рассмотренные принципы построения, перспективные концепции, основные положения таких базовых программ, как Pave Pillar, Pave Pace, CPS, ICNIA и других, нашли практическое применение в авиационных РЭК самолетов 5-го поколения F-22 и F-35 (США), Т-50 и других перспективных ВС [1].

Анализ *основных направлений развития БРЭО за рубежом* позволяет сделать следующие выводы:

- Развитие БРЭО идет по пути отказа от применения автономных систем и перехода к интегрированным системам. Разработаны принципы построения комплексов БРЭО на уровне подсистем (архитектура Pave Pillar) и комплексов БРЭО с полной интеграцией функций БРЭО (архитектура A^3).

- Основой создания интегрированных комплексов БРЭО являются вычислительные комплексы с быстродействием до миллиардов операций в секунду, функциональные модули, собранные на основе цифровых интегральных схем и аналоговых ВЧ интегральных схем, широкополосные волоконно-оптические информационные шины с быстродействием обмена более 50 Мбит/с и многофункциональные АФАР конформного типа.
- Переход к интегрированным комплексам БРЭО повышает надежность, снижает массу, габаритные размеры и энергопотребление, а также ЭПР объекта за счет уменьшения в нем количества антенн и применения конформных АФАР, позволяющих также увеличить энергетический потенциал систем РЭП.
- Самолетам и вертолетам, уже стоящим на вооружении, рекомендуется модернизация через частичную интеграцию БРЭС, например, интеграцию средств РЭБ, интеграцию систем связи, навигации и опознавания, интеграцию РЛС и средств РЭП и т.д. [37].

Среди первоочередных ***направлений развития технологии синтеза АРЭК*** можно выделить:

1) совершенствование механизма оптимизации распределения массогабаритного ресурса между интегрированными системами в составе АРЭК с учетом компоновки аппаратуры на ЛА и пересечения пространственных секторов независимого синтеза;

2) совершенствование механизма оптимизации распределения стоимостного и энергетического ресурса между интегрированными системами в составе АРЭК с учетом компоновки аппаратуры на ЛА;

3) совершенствовании технологии уточнения результатов синтеза элементов АРЭК, обслуживающих разные пространственные сектора [4].

Согласно основным положениям, сформулированным в программах создания интегрированной модульной авионики, ***авиационные РЭК самолетов 5-го поколения*** должны *иметь*:

- единую для всех РЭС (БРЛС, средств связи, опознавания, навигации, РЭБ) широкодиапазонную распределенную антенную систему (апертуру);
- интегрированную многоспектральную апертуру для оптико-электронных систем;
- интегрированную систему обработки сигналов и данных;
- многофункциональную систему индикации, отображения информации, управления режимами работы АРЭК и контроля.

Авиационные РЭК самолетов 5-го поколения в дополнение к традиционным для многофункциональных ЛА функциональным возможностям должны *обеспечивать*:

- полную ситуационную осведомленность летчику (экипажу), т.е. своевременно предоставлять ему полную и достоверную информацию о такти-

ческой, РЭ, навигационной обстановках и техническом состоянии бортовых систем;

- автоматическое управление режимами излучения БРЭС с целью обеспечения малой заметности самолета;
- оказании помощи в принятии решения о поражении или обходе наиболее опасных целей;
- автоматическое обнаружение и подавление РЭС противника;
- автоматическое ранжирование целей в соответствии с принятыми приоритетами и ряд других функций.

Выполнение вышеуказанных требований в авиационных РЭК самолетов F-22, F-35 и Т-50 будет осуществляться в объемах, которые установлены для соответствующих этапов внедрения технологий и версий программного обеспечения [1].

Каждое новое поколение авиационной техники отличается от предыдущих прежде всего тем, что в программах его создания используются все новейшие достижения науки, техники и технологий. При разработке высокоинтегрированных авиационных РЭК упор должен делаться на реализацию [27]:

- интегрированной сети сбора и распределения информации об окружающей обстановке в реальном времени от различных датчиков переднего и заднего обзора, а также для исполнительных устройств, представляющих собой интегрированные аналоговые и цифровые средства измерения, анализа и преобразования данных;
- семейства унифицированных неоднородных цифровых модулей обработки и передачи данных, образующих мультиплексорный суперкомпьютер;
- унифицированной бортовой сети внутриобъектового обмена, организуемой как открытая система;
- передовых технологий в части разработки и создания первичных и вторичных источников питания и средств охлаждения модулей;
- конструктивных решений по сопряжению с оружием;
- использования передовых технологий поддержки разработки программного обеспечения (ПО) и технического обслуживания.

Ключевым моментом архитектуры авионики является применение *высокоинтегрированной открытой масштабируемой вычислительной среды* обработки информации, реализуемой с использованием концепций открытой архитектуры на основе высокопроизводительных бортовых мультипроцессоров с динамически изменяемыми функционально-структурными характеристиками и унифицированными технологиями передачи данных на внутрисистемном и внутри объектовом уровнях, имеющих сетевую организацию.

Унифицированные соединения в составе авионики должны обеспечить высокую скорость передачи информации, малые временные задержки передаваемых сообщений, а также новую парадигму передачи информации с использованием связной коммутационной архитектуры. Система информационного обмена должна быть масштабируемой, поддерживать различные конфигурации и варианты реализации физической среды передачи информации на большие расстояния, обеспечивать вычисления в режиме реального времени и приемлемую стоимость будущих серийных изделий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ярлыков М.С., Богачев А.С., Меркулов В.И., Дрогалин В.В. Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов. Т. 1. Теоретические основы / Под ред. М.С. Ярлыкова. – М.: Радиотехника, 2012. – 504 с.

2. Ярлыков М.С., Богачев А.С. Авиационные радиоэлектронные комплексы. – М.: ВАТУ, 2000. – 615 с.

3. Карташкин А.С. Авиационные радиосистемы. – М: ИП РадиоСофт, 2007. – 304 с.

4. Мочалов С.А. Автоматизированный синтез многофункциональной интегрированной радиоэлектронной системы в составе комплекса бортового оборудования летательного аппарата ВМФ (методология исследования). – СПб.: «Любавич», 2012. – 250 с.

5. Барбашев П.М., Гаврюшин В.Н., Мощенко А.А., Пипченко И.П. Бортовое радиоэлектронное оборудование: учебное пособие. – Иркутск: ИВВАИУ (ВИ), 2007. – 246 с.

6. Антенны, СВЧ-устройства и их технологии: учеб. пособие / Ю.Б. Нечаев, В.И. Николаев и др.; под общ. ред. Ю.Б. Нечаева, В.И. Николаева. – Воронеж: ОАО «Концерн «Созвездие», 2007. – 629 с.

7. Reports of the CCIR. Annex to volume IX-part 1. Fixed service using radio-relay systems. – Geneva, 1990.

8. Антенно-фидерные устройства и распространение радиоволн: Учебник для вузов / Г.А. Ерохин, О.В. Чернышов, Н.Д. Козырев, В.Г. Кочержевский; Под ред. Г.А. Ерохина. – 3-е изд. – М.: Горячая линия-Телеком, 2007. – 492 с.

9. Перунов Ю.М., Мацукевич В.В., Васильев А.А. Зарубежные радиоэлектронные средства / Под ред. Ю.М. Перунова. В 4-х книгах. Кн. 3: Антенны. – М.: Радиотехника, 2010. – 304 с.

10. Генерирование колебаний и формирование радиосигналов: Учебное пособие / В.Н. Кулешов, Н.Н. Удалов, В.М. Богачев и др.; под ред. В.Н. Кулешова и Н.Н. Удалова. – М.: Издательский дом МЭИ, 2008. – 416 с.

11. Радиопередающие устройства: Учебник для вузов / В.В. Шахгильдян, В.Б. Козырев, А.А. Ляховкин и др.; Под ред. В.В. Шахгильдяна. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 2003. – 560 с.

12. Тихомиров Н.М., Романов С.К., Леньшин А.В. Формирование частотно-модулированных сигналов в синтезаторах с автоподстройкой. – М.: Радио и связь, 2004. – 210 с.

13. Романов С.К., Тихомиров Н.М., Леньшин А.В. Системы импульсно-фазовой автоподстройки в устройствах синтеза и стабилизации частоты. – М.: Радио и связь, 2010. – 328 с.

14. Рембовский А.М., Ашихмин А.В., Козьмин В.А. Радиомониторинг – задачи, методы, средства / Под ред. А.М. Рембовского. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Горячая линия-Телеком, 2010. – 624 с.

15. Принципы построения авиационных комплексов радиоэлектронной борьбы / Леньшин А.В. – Воронеж: ИПЦ ВГУ, 2011. – 480 с.

16. Скрыпник О.Н. Радионавигационные системы воздушных судов: Учебник. – М.: ИНФРА-М, 2014. – 348 с.

17. Леньшин А.В. Бортовые системы и комплексы радиоэлектронного подавления. – Воронеж: ИПЦ «Научная книга», 2014. – 590 с.

18. Бакулев П.А., Сосновский А.А. Радионавигационные системы. Учебник для вузов. Изд. 2-е, испр. и доп. – М.: Радиотехника, 2011. – 272 с.

19. Авиационные системы и комплексы радиосвязи: учебник для слушателей и курсантов ВУЗов ВВС / Тихонов В.И. и др. Под ред. В.И. Тихонова. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 2007. – 784 с.

20. Рудой В.М. Системы передачи информации. Учебное пособие для вузов. – М.: Радиотехника, 2007. – 280 с.

21. Войткевич К.Л., Сулима А.А., Зац П.А. Проблемы построения канала управления беспилотными летательными аппаратами на основе ДКМВ-радиолинии // Электросвязь. – 2014. – № 7. – С. 9-11.

22. Гаврюшин В.Н. Системы связи и телекоммуникаций: Авиационная аппаратура внутренней связи: Учебное пособие. – Воронеж: ВАИУ, 2012. – 144 с.

23. Гаврюшин В.Н. Системы связи и телекоммуникаций: Авиационная аппаратура звукозаписи: Учебное пособие. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2014. – 185 с.

24. Гаврюшин В.Н. Системы связи и телекоммуникаций: Авиационная бортовые МВ-, ДМВ-радиостанции: Учебное пособие. – Воронеж: ВАИУ, 2011. – 314 с.

25. Макаренко С.И., Иванов М.С., Попов С.А. Помехозащищенность систем связи с псевдослучайной перестройкой рабочей частоты. Монография. – СПб.: Свое издательство, 2013. – 166 с.

26. Лебедев В.В., Воробьев А.Н. Современное состояние и перспективы развития связи в ВВС // Научные чтения имени А.С. Попова. Сборник статей по материалам докладов региональной НПК, посвященной Дню образования войск связи. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2012. – Выпуск 1. – С. 14-15.

27. Комяков А.В. Авиационная радиосвязь и современные управляющие системы «Борт-Земля-Борт» // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2011. – № 3. – Т. 9. – С. 15-21.

28. Вдовин Л.М., Комяков А.В. Авиационные комплексы связи будущего // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2013. – № 7. – Т. 11. – С. 3-7.

29. Информационные технологии в радиотехнических системах: Учеб. пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. / В.А. Васин, И.Б. Власов, Ю.М. Егоров и др.; под ред. И.Б. Федорова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 768 с.

30. Многофункциональные радиоэлектронные комплексы истребителей: учеб. пособие для вузов / [В.Н. Антипов и др.] / под ред. В.Н. Лепина. – М.: Радиотехника, 2014. – 296 с.

31. Авиационные радиолокационные комплексы и системы / Под ред. П.И. Дудника. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. – 1112 с.

32. Леньшин А.В., Тихомиров Н.М. Проблемы и перспективы разработки устройств формирования активных помех подавления РЛС с быстрой перестройкой частоты // Теория и техника радиосвязи. – 2010. – № 1. – С. 35-42.

33. Радиоэлектронные системы. Основы построения и теория. Справочник. Изд. 2-е, перераб. и доп. / Под ред. Я.Д. Ширмана. – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.

34. Радиоэлектронные технологии России. Альманах. – М.: НО «Ассоциация «Лига содействия оборонным предприятиям», 2012. – 480 с.

35. Шатовкин Р.Р. Моделирование системы управления вооружением истребителя в режиме радиолокационного молчания. Монография. – Воронеж: ВАИУ, 2010. – 328 с.

36. Сентябов О.И., Шатовкин Р.Р. Пути повышения эффективности самонаведения истребителя на воздушную цель // Сборник научных статей по материалам Всероссийской научно-практической конференции «ВВС – 100 лет на страже неба России: история, современное состояние и перспективы развития»: в 9 ч. – Воронеж: ВАИУ, 2012. – Ч. 4. – С. 118-121.

37. Перунов Ю.М., Фомичев К.И., Юдин Л.М. Радиоэлектронное подавление информационных каналов систем управления оружием / Под ред. Ю.М. Перунова. Изд. 2-е, испр. и дополн. – М.: «Радиотехника», 2008. – 416 с.

38. Леньшин А.В., Зибров Г.В. Виноградов А.Д. Бортовые комплексы обороны воздушных судов: учебное пособие. Под ред. А.В. Леньшина. – Воронеж: ИПЦ «Научная книга», 2013. – 309 с.

39. Козлов С.В., Карпухин В.И., Лазаренков С.М. Модели конфликта авиационных систем радиоэлектронной борьбы и противовоздушной обороны / Монография. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2013. – 468 с.

40. ЦНИРТИ 65 лет / Под общ. ред. Б.С. Лобанова. – М.: ФГУП «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга», 2008. – 360 с.

41. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра / Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2004. – 816 с.

42. Перунов Ю.М., Мацукевич В.В., Васильев А.А. Зарубежные радиоэлектронные средства / Под ред. Ю.М. Перунова. В 4-х книгах. Кн. 1: Радиолокационные системы. – М.: Радиотехника, 2010. – 336 с.

43. Мочалов С.А. Основные положения методологии синтеза многофункциональных интегрированных радиоэлектронных систем в составе КБО летательных аппаратов // Материалы XV Международной научно-технической конференции «Радиолокация, навигация, связь». Том 2. – Воронеж: ОАО «Концерн «Созвездие»-ВГУ, 2009. – С. 1366-1377.

44. Бородин А.М., Лобанов Б.С., Усков Н.В. Направления развития и синтез построения интегральных радиоэлектронных комплексов обороны самолетов дальней авиации // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2012. – № 6. – Т. 10. – С. 20-27.

45. Бородин А.М., Лобанов Б.С., Усков Н.В. Концептуальные алгоритмы функционирования интегрального радиоэлектронного комплекса и его составных частей, предназначенного для защиты самолетов дальней авиации // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2013. – № 12. – Т. 11. – С. 3-12.

Учебное издание

Леньшин Андрей Валентинович,
Тихомиров Николай Михайлович,
Попов Сергей Александрович

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

Учебное пособие

Под редакцией
доктора технических наук А. В. Леньшина

Подписано в печать 06.04.2015. Формат 60×84/16.
Усл. печ. л. 18,02. Тираж 1000 экз. Заказ 75.

ООО Издательско-полиграфический центр
«Научная книга»
394030, г. Воронеж, ул. Среднемосковская, 32б, оф. 3
Тел. +7 (473) 200-81-02, 200-81-04
http://www.n-kniga.ru. E-mail: zakaz@n-kniga.ru

Отпечатано в типографии ООО ИПЦ «Научная книга»
394026, г. Воронеж, Московский пр-т, 11б
Тел. +7 (473) 220-57-15
http://www.n-kniga.ru. E-mail: typ@n-kniga.ru

А.В. Леньшин, Н.М. Тихомиров, С.А. Попов

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

Под редакцией А.В. Леньшина

Изложены принципы построения, основные функции и особенности функционирования бортовых радиоэлектронных систем воздушных судов в различных условиях. Рассмотрены основные типы бортовых радиоэлектронных средств и систем.

ISBN: 978-5-4446-0619-3
9 785444 606193

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

А.В. Леньшин,
Н.М. Тихомиров,
С.А. Попов

БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ

НК
2015