

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	6
1. Классификация радионавигационных устройств и систем.....	7
2. Угломерные бортовые РНС.....	11
2.1. Общие сведения об АРК и их основные характеристики.....	12
2.2. Принцип действия гониометрической антенной системы.....	13
2.3. Принципы построения АРК.....	16
2.4. АРК с внутренней АМ.....	19
2.5. АРК с внутренней ФМ.....	20
2.6. АРК разомкнутой схемы.....	21
2.7. Автоматический радиокompас АРК-22.....	23
2.8. Принцип действия угломерного канала РСБН.....	26
3. Дальномерные РНС и радиовысотомеры.....	29
3.1. Принципы построения частотных РВ.....	29
3.2. Радиовысотомер РВ-85.....	32
3.3. Общие сведения о самолетных радиодальномерах.....	35
3.4. Самолетный дальномер СД-75.....	37
4. Основные характеристики и схемное построение бортовой аппаратуры инструментальных систем посадки.....	40
4.1. Общие сведения об инструментальных системах посадки.....	40
4.2. Основные требования системам посадки и их характеристики.....	41
4.3. Бортовая аппаратура посадки ILS-85	43
4.3.1. Назначение и основные характеристики.....	43
4.3.2. Структурная схема аппаратуры посадки ILS-85.....	44
5. Основные характеристики и схемное построение доплеровских измерителей скорости и угла сноса.....	48
5.1. Доплеровский метод измерения скорости и угла сноса.....	48
5.2. Классификация ДИСС.....	49
5.3. Обобщенная структурная схема и принцип работы ДИСС.....	51
5.4. Спектр доплеровского сигнала.....	55
5.5. Доплеровский измеритель ДИСС-32.....	57
6. Системы предупреждения столкновений.....	60
6.1. Общие сведения о системах предупреждения столкновений.....	60
6.2. Принципы построения СПС.....	61
6.3. Система предупреждения столкновений TCAS-II.....	63
7. Перспективы развития бортовых средств радионавигации.....	65
Литература.....	70

Перечень основных сокращений

АД	амплитудный детектор
АИ	азимутальный импульс
АМ	амплитудная модуляция
АРУ	автоматическая регулировка усиления
АСУ	антенное согласующее устройство
БМ	балансный модулятор
БРА	блок рамочных антенн
БС	балансный смеситель
ВСК	встроенная система контроля
Г	гониометр
ГНЧ	генератор низкой частоты
ГРМ	глиссадный радиомаяк
ГРП	глиссадный радиоприемник
ГСВЧ	генератор сверхвысоких частот
ДН	диаграмма направленности
ЗГ	звуковой генератор
ИК	искательная катушка
РНС	радионавигационная система
РНУ	радионавигационное устройство
ПРС	приводная радиостанция
КРМ	курсовой радиомаяк
КРП	курсовой радиоприемник
КП РТС	комплексный пульт радиотехнических средств
КС	контур сложения
КС ЦПНО	комплекс стандартного цифрового пилотажно-навигационного обо-
рудования	
КУР	курсовой угол радиостанции
М	модулятор
ННА	ненаправленная антенна
ПВК	преобразователь время-код
ПКК	преобразователь код-код
ПГ	перестраиваемый генератор
ПМ	периодомер
ПНК	пилотажно-навигационный комплекс
ПНП	плановый навигационный прибор
ППН	пульт предварительной настройки
ПУ	пульт управления
ПУТ	приемоусилительный тракт
РА	рамочная антенна
РГМ	разность глубин модуляции

РМ	радиомаяк
РСБН	радиотехническая система ближней навигации
РСУ	рамочное согласующее устройство
САУ	система автоматического управления
СМ	смеситель
СП	система посадки
СПС	система предупреждения столкновений
СЧ	синтезатор частот
УВД	управление воздушным движением
УВЧ	усилитель высокой частоты
УНЧ	усилитель низкой частоты
УПТ	усилитель постоянного тока
УРЧ	усилитель разностной частоты
УФИ	устройство формирования импульсов
ФД	фазовый детектор
ФМ	фазовая модуляция
ЧД	частотный дискриминатор

ВВЕДЕНИЕ

Развитие авиационной техники вызывает необходимость непрерывного совершенствования навигационных средств, обеспечивающих вождение воздушных судов (ВС) в условиях повышенной интенсивности воздушного движения, увеличения скорости и высотности полетов. Использование радиотехнических систем является одним из основных методов осуществления точной навигации ВС, особенно в сложных метеорологических условиях и ночью. Важнейшая роль в решении проблемы обеспечения безопасности полетов принадлежит бортовым средствам радионавигационного оборудования, отличающимся высокой степенью сложности и совершенства в зависимости от типа и класса ВС.

Одной из важнейших задач, решаемых радионавигационными средствами ВС, является обеспечение регулярности, т.е. обеспечение полетов в любую погоду, время года и суток путем получения и выдачи экипажу радионавигационной информации о пространственном положении и параметрах движения ВС. При этом должен обеспечиваться требуемый уровень безопасности полета.

Широко применявшиеся еще несколько лет назад радионавигационные системы (РНС) и устройства (РНУ) уже не в полной мере удовлетворяют возрастающим требованиям к точности и надёжности навигационного обеспечения полетов, современным требованиям к массогабаритным показателям, степени унификации и стандартизации функциональных узлов и блоков.

В последние десятилетия отечественная и зарубежная авиационная промышленность проводила интенсивные работы, направленные на создание и ввод в эксплуатацию самолетов и вертолетов с летно-техническими характеристиками, соответствующими перспективным направлениям развития и применения авиации. При этом произошел качественный скачок в оснащении современных ВС новейшими радиоэлектронными системами, обеспечивающими решение стоящих перед гражданской авиацией задач с еще большей эффективностью. Вместе с этим сохраняется актуальность не только разработка, но и модернизация существующей бортовой аппаратуры с целью повышения точности и надежности измерения навигационных параметров.

При разработке бортовых РНУ и РНС нового поколения широко применяется современная микроэлектронная элементная база, позволяющая повысить надёжность оборудования при существенном снижении его массы и габаритов. Осуществляется переход к цифровым методам обработки сигналов на основе специализированных процессоров, в том числе к оптимальной статистической фильтрации измеряемых навигационных параметров. Такие меры способствуют повышению точности и надежности определения навигационных и полетных параметров ВС и, таким образом, приводят к повышению регулярности и безопасности воздушного движения.

Учебное пособие раскрывает отдельные дидактические единицы, предусмотренные государственным образовательным стандартом (направление под-

готовки дипломированного специалиста 658100 – Аэронавигация) по дисциплине «Радионавигационные системы», давая студентам представление о теоретических основах построения, основных характеристиках, структурных схемах наиболее современных или широко применяемых в ГА навигационных систем и устройств и перспективах развития бортового радионавигационного оборудования ВС. Учебное пособие подготовлено на основании рабочего учебного плана специальности 201300, утвержденного Советом УМО МГТУ ГА.

1. КЛАССИФИКАЦИЯ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВ И СИСТЕМ

Воздушная навигация – это наука о методах и средствах получения информации о положении и параметрах движения ВС, а так же методах и средствах их вождения при наличии неопределенности текущих координат и траекторий движения в пространстве.

Основной задачей воздушной навигации является вывод ВС по оптимальной траектории в заданную точку или область пространства в заданный момент времени. Решение этой общей задачи подразделяется на ряд частных задач, разнообразных по характеру и методам решения. К частным задачам навигации относятся:

- выбор и расчет оптимальной траектории и параметров полета ВС (при подготовке к полету и в процессе полета с учетом изменения условий полета);
- измерение основных навигационных параметров движения ВС, т.е. величин, характеризующих текущие координаты, направление и скорость его перемещения;
- сравнение результатов определения навигационных параметров с заданными или расчетными значениями и выработка корректирующих сигналов (команд), обеспечивающих движение ВС по заданной траектории.

Процессы навигации применительно к конкретным типам ВС получили названия *самолетовождение* и *вертолетовождение*. При этом единый процесс обеспечения движения ВС разбивают на две взаимосвязанные задачи: собственно навигационную задачу перемещения центра масс ВС по заданной пространственно-временной траектории и пилотирование – управление угловым положением ВС в пространстве (изменение углов крена, тангажа и др.).

При характеристике самолетовождения различают *двумерную, трехмерную и четырехмерную* навигацию. Двумерная навигация предполагает задание и выдерживание только маршрута полета, для чего необходима информация о горизонтальных координатах ВС. В трехмерной навигации к этому добавляются задание и контроль высоты полета. В четырехмерной навигации, кроме знания трех пространственных координат, необходима строгая привязка траектории полета ВС к времени и контроль текущего времени прохождения точек маршрута.

Для определения навигационных параметров ВС применяют различные *технические средства навигации*. При этом в отдельную группу выделяют *радиотехнические средства навигации*.

Радиотехнические средства навигации обеспечивают достаточно высокую точность измерений навигационных параметров в любых метеоусловиях, позволяют решать разнообразные навигационные задачи, имеют большую дальность действия. Однако эти средства подвержены действию радиопомех и в ряде случаев неавтономны. К радиотехническим средствам навигации принадлежат дальномерные, разностно-дальномерные, угломерные, угломерно-дальномерные системы, доплеровские измерители скорости и угла сноса.

Технические средства радионавигации на практике реализуются в виде навигационных устройств, навигационных систем, комплексных навигационных систем и многофункциональных интегрированных систем.

Навигационное устройство – техническое средство навигации, основанное на определенном физическом принципе действия и предназначенное для измерения навигационных параметров движения ВС независимо от наземных средств. К радионавигационным устройствам относятся радиовысотомеры и доплеровские измерители скорости и угла сноса.

Навигационная система – совокупность взаимосвязанных бортовых и наземных радиотехнических средств, основанных на определенном физическом принципе действия, предназначенных для измерения навигационных параметров при совместной работе бортового и наземного оборудования. Примерами радионавигационных систем являются системы ближней и дальней навигации, радиотехнические системы посадки и радиоконпасы.

Комплексная навигационная система – совокупность бортовых технических средств навигации (обычно радиотехнические и нерадиотехнические), основанных на различных физических принципах действия и предназначенных для совместного измерения одних и тех же или взаимосвязанных навигационных параметров. Как правило, в состав комплексной навигационной системы входит аналоговое или цифровое навигационное вычислительное устройство.

Многофункциональная интегрированная система определяется как система, разделенная на подсистемы (например, навигации, посадки), имеющая гибкую архитектуру и управляемые ресурсы, прежде всего вычислительные, для более высокой эффективности решения задач на различных этапах полета ВС.

В основу работы радиотехнических средств радионавигации положены *закономерности и свойства распространения радиоволн* в околоземном пространстве. Основными из них являются:

- прямолинейность распространения радиоволн в свободном пространстве и в однородных средах;
- высокая стабильность скорости распространения радиоволн в однородных средах;
- отражение радиоволн от земной поверхности и других объектов;

- эффект сдвига частоты принимаемых сигналов относительно частоты излучаемых сигналов, возникающий при взаимном перемещении источника и приемника радиоволн (эффект Доплера).

Все радиотехнические методы определения навигационных параметров (дальности, скорости, направления на источник излучения и др.) используют функциональную зависимость между параметрами радиосигнала (амплитудой, фазой, частотой и временем распространения вдоль радиотрассы) и значениями навигационных параметров. Так, например, известно, что фазовый набег пропорционален расстоянию, пройденному радиосигналом; амплитуда сигнала на выходе антенной системы, обладающей направленными свойствами, зависит от направления на источник излучения сигнала; время распространения сигнала вдоль радиотрассы пропорционально длине этой радиотрассы.

Таким образом, радиосигналы, используемые в РНС, являются материальными носителями навигационной информации.

РНС относятся к системам извлечения информации, поскольку основной их функцией является получение количественных данных о координатах, параметрах движения и пространственно-временной ориентации подвижных объектов путем соответствующей обработки принимаемых сигналов. В общем случае радиосигналы, излучаемые передатчиком РНС, не содержат навигационной информации и предназначены для сопоставления событий в различных точках пространственно-временного поля. Местом возникновения навигационной информации является радиолиния связи, при распространении по которой параметры радиосигнала изменяются (подвергаются модуляции) в результате изменения протяженности, ориентации радиолиний в пространстве, взаимного перемещения передатчика и приемника радиосигналов. Поэтому РНС, в отличие от радиосвязных систем, формирующих информацию в готовом виде в передатчике путем внутренней модуляции сигналов, называют системами с внешней модуляцией сигналов.

Местом формирования навигационной информации в виде, пригодном для использования потребителем, является измерительное устройство, в котором параметры выходных информационных сигналов приемника сопоставляются с опорным параметром, задающим начало отсчета измеряемых данных.

Навигационный радиосигнал в общем случае является функцией ряда параметров, каждый из которых несет информацию о подвижном объекте. Кроме того, РНС по принципу построения являются многоканальными системами. Таким образом, навигационный радиосигнал является многопараметрическим носителем информации, для извлечения которой в общем случае должна осуществляться многомерная обработка принимаемых сигналов.

Основной проблемой, возникающей при обработке и использовании РНС, в отличие от радиосвязных систем, является не столько увеличение количества передаваемой по радиоканалу информации, сколько повышение помехоустойчивости и точности выделения навигационной информации.

Для извлечения навигационной информации необходимо оценить параметры сигнала РНС в условиях присутствия различных помех, разрушающих навигационную информацию. В связи с этим можно разделить весь процесс извлечения навигационной информации на ряд задач, соответствующих характеру оценки параметров. Если выносить решение о присутствии или отсутствии полезного сигнала, 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».

Однако независимо от всех промежуточных задач и этапов обработки информации конечной целью работы РНС является получение результата измерения навигационного параметра.

Современные РНС можно классифицировать по следующим основным признакам:

- 1) по типу измеряемого навигационного параметра;
- 2) по типу измеряемого параметра радиосигнала, используемого для определения навигационного параметра;
- 3) по способам определения местоположения ВС;
- 4) по назначению;
- 5) по дальности действия и другим признакам.

По первому признаку РНС подразделяют на *угломерные (пеленгационные)*, *дальномерные*, *разностно-дальномерные*, *комбинированные* (позволяющие определить совместно несколько навигационных параметров, например, направление на источник излучения и дальность до него) и измерители линейных и угловых скоростей.

По типу измеряемого параметра радиосигнала различают *амплитудные*, *фазовые*, *частотные* и *временные (импульсные)*.

По способам определения местоположения РНС подразделяются на *позиционные* (основанные на определении линий или поверхностей положения ВС), *обзорно-сравнительные* и *счисления пути*.

По назначению различают РНС *посадки*, *навигации*, *предупреждения столкновений*, *межсамолетной навигации*.

По дальности действия различают *РНС ближней навигации* (позволяющие определить местоположение ВС на удалении 350 - 400 км от наземной радионавигационной точки), *дальней навигации* (позволяющие определить местоположение ВС на удалении 2500-3000 км от наземной радионавигационной точки) и *глобальные* (неограниченная дальность действия).

Кроме того, РНС можно подразделять по следующим признакам:

- по характеру излучения – с непрерывным (модулированным и немодулированным) и импульсным излучением;

- по степени автономности – автономные и неавтономные;
- по степени автоматизации – автоматические, полуавтоматические и неавтоматические;
- по способу индикации – с визуальной (стрелочный прибор, цифровое табло, электронно-лучевая трубка, жидкокристаллический дисплей) и слуховой индикацией.

Точность и эффективность функционирования большинства типов РНС, конструктивные характеристики их антенных систем существенно зависят от *диапазона используемых радиоволн и особенностей их распространения*. Исходя из этого, а также для решения проблем электромагнитной совместимости бортового РЭО, Международным консультативным комитетом по радиоэлектронике (МККР) для работы РНС различного назначения выделены соответствующие частотные диапазоны.

Так, для работы систем ближней навигации и посадки используется диапазон УКВ, характеризующийся высокой стабильностью скорости распространения радиосигналов и достаточной прямолинейностью распространения, а также емкостью диапазона.

Для работы радиовысотомеров, доплеровских измерителей используется диапазон сантиметровых волн, что позволяет создавать малогабаритные антенны, формировать диаграммы направленности с заданными свойствами. Кроме этого, в данном диапазоне радиоволн земная поверхность близка по своим свойствам к идеальной шероховатой поверхности (для большинства типов земной поверхности), что обеспечивает всенаправленное отражение сигналов, а следовательно, их уверенный прием.

Для систем дальней навигации используются диапазоны длинных и сверхдлинных волн, обеспечивающие большую дальность распространения радиосигналов, излучаемых наземными станциями, за счет проводящих свойств земной поверхности и ионосферы для радиоволн данных диапазонов.

Наконец, в спутниковых РНС используется диапазон дециметровых волн, обеспечивающий прохождение радиосигналов через слои ионосферы, а также достаточную стабильность скорости распространения и прямолинейность траектории (при учете специальных эффектов, возникающих при распространении радиосигналов в ионосфере и тропосфере).

2. УГЛОМЕРНЫЕ БОРТОВЫЕ РНС

Угломерные РНС предназначены для определения положения ВС относительно наземных радиомаяков путем измерения таких параметров, как *курсовой угол радиостанции* или *азимут (истинный пеленг самолета)* относительно радиостанции. К угломерным бортовым РНС относятся автоматические радиоконпасы (АРК), бортовая аппаратура угломерной системы метрового диапазона VOR, а также бортовая аппаратура радиотехнической

системы ближней навигации дециметрового диапазона (ее азимутальный канал).

2.1. Общие сведения об АРК и их основные характеристики

АРК представляет собой бортовой автоматический радиопеленгатор, с помощью которого определяется направление на приводные (ПРС) и широкоэвещательные радиостанции. С помощью АРК измеряется курсовой угол радиостанции (КУР) – угол в горизонтальной плоскости между направлением продольной оси ВС и направлением на ПРС. КУР отсчитывается по часовой стрелке.

АРК работают в диапазоне частот 150...2000 кГц и предназначены для решения задач самолетовождения и посадки (по системе ОСП). В настоящее время они применяются как самостоятельно, так и в составе бортовых навигационных комплексов в качестве резервного радионавигационного средства.

В настоящее время в ГА эксплуатируются радиоконпасы АРК-15М, АРК-22 и АРК-25. Их основные технические характеристики приведены в табл.2.1.

Таблица 2.1

Наименование характеристики	АРК-15М	АРК-22	АРК-25
Диапазон частот, кГц	150 - 1799,5	150 - 1750	150 - 1750
Число поддиапазонов	5	7	6
Дискретность сетки частот, Гц	500	500	500
Точность установки частоты, Гц	±100	±30	±30
Точность индикации КУР, град	±2	±1,5	±1
Дальность действия с ПРС типа ПАР-3Б, ПАР-7, ПАР-8, км			
- $H_{\text{полета}} = 10000$ м	340 - 350	340 - 350	340 - 350
- $H_{\text{полета}} = 1000$ м	180	180	180
Количество каналов предварительной настройки	8	16	32
Время перестройки с канала на канал, с	4	2,5	2,0

АРК обеспечивает решение следующих навигационных задач:

- осуществление полета ВС на радиостанцию или от неё в заданном направлении с визуальной индикацией КУР;
- определение пеленга на радиостанцию с использованием данных о текущем курсе ВС;
- выполнение захода на посадку по системе посадки ОСП;
- определение местоположения ВС методом линий положения по двум радиомаякам, расположенным в точках с известными координатами;
- прослушивание позывных приводных радиостанций.

Кроме того, АРК может быть использован в качестве резервного связного радиоприемника в радиосети управления самолетами при отказе бортовой связной радиостанции (21-й канал связи). В этом случае команды с земли передаются руководителем полетов через дальнюю ПРС (ДПРС), которая оснащается специальной приставкой.

2.2. Принцип действия гониометрической антенной системы

В АРК используется блок рамочных антенн, образованный двумя взаимно перпендикулярными (продольной и поперечной) рамочными антеннами (РА). Диаграмма направленности (ДН) блока рамочных антенн АРК в горизонтальной плоскости имеет форму двух взаимно перпендикулярных восьмерок (рис.2.1). Каждая рамочная антенна имеет два направления нулевого приема. В момент перехода через направление нулевого приема фаза ЭДС на выходе рамки изменяется на 180° .

Выражение для ДН рамочной антенны после нормировки может быть записано в виде $F(\Theta) = \sin \Theta$, где Θ – угол, отсчитываемый от перпендикуляра к рамке (КУР).

Передача ЭДС с блока рамочных антенн в приемник АРК осуществляется с помощью гониометра – бесконтактного индукционного преобразователя, состоящего из двух взаимно перпендикулярных полевых катушек, каждая из которых электрически связана с одной из рамок, и подвижной искательной катушки (ИК), расположенной между ними. Искательная катушка может поворачиваться в пространстве внутри полевых катушек с помощью миниатюрного электродвигателя.

Рамочная антенна АРК производит прием вертикально поляризованной плоской радиоволны, векторы напряженности электрического и магнитного полей которой определяются выражениями

$$E(t) = E_0 \cos \omega_0 t, \quad H(t) = H_0 \cos \omega_0 t, \quad (2.1)$$

где E_0 и H_0 – амплитуды напряженности соответственно электрического и магнитного полей; ω_0 – несущая частота принимаемого сигнала. ЭДС, наводимая в рамке, определяется соотношением

$$e_p(t) = -n \frac{d|\Phi(t)|}{dt}, \quad (2.2)$$

где $\Phi(t)$ – магнитный поток, пронизывающий рамку; n – число витков рамки.

Известно, что магнитный поток, пронизывающий рамку, равен

$$\Phi(t) = \mu \mu_0 S H_0 \sin \Theta \cos \omega_0 t, \quad (2.3)$$

где μ – относительная магнитная проницаемость среды, заполняющей рамку; $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7}$ Гн/м – магнитная проницаемость вакуума.

В соответствии с формулами (2.2) и (2.3) для ЭДС, наводимой в рамке, получим

$$e_p(t) = n\omega_0\mu\mu_0SH_0 \sin\Theta \sin\omega_0 t = E_{pm} \sin\Theta \sin\omega_0 t, \quad (2.4)$$

где $E_{pm} = n\omega_0\mu\mu_0SH_0$ – максимальное значение выходного напряжения РА.

Согласно (2.4) напряжения на выходах взаимно перпендикулярных рамок определяются выражениями:

$$\begin{aligned} e_{p1}(t) &= E_{pm1} \sin\Theta \sin\omega_0 t, \\ e_{p2}(t) &= E_{pm2} \cos\Theta \sin\omega_0 t. \end{aligned} \quad (2.5)$$

Из формул (2.4) и (2.5) видно, что фаза сигнала на выходе рамочной антенны отличается от фазы поля возбуждающей радиоволны (2.1) на 90° .

Напряжения e_{p1} и e_{p2} вызывают появление токов в полевых катушках, которые, в свою очередь, создают магнитные поля $H_{пк1}$ и $H_{пк2}$.

Токи в полевых катушках гониометра, создаваемые напряжениями e_{p1} и e_{p2} , и магнитные поля $H_{пк1}$ и $H_{пк2}$ сдвинуты на 90° по отношению к напряжениям (2.4). Модули их равны соответственно

$$\begin{aligned} H_{пк1}(t) &= H_{m\пк1} \sin(\Theta) \cos\omega_0 t, \\ H_{пк2}(t) &= H_{m\пк2} \cos(\Theta) \cos\omega_0 t, \end{aligned}$$

где $H_{m\пк1} = k_1 E_{pm1}$ и $H_{m\пк2} = k_2 E_{pm2}$ – максимальные значения напряженности магнитных полей, создаваемых полевыми катушками гониометра; k_1 и k_2 – коэффициенты пропорциональности.

Вектор результирующего магнитного поля \bar{H}_Σ в гониометре равен геометрической сумме векторов $\bar{H}_{пк1}$ и $\bar{H}_{пк2}$ (рис.2.1), а его модуль определяется выражением

$$|\bar{H}_r| = \sqrt{H_{пк1}^2(t) + H_{пк2}^2(t)} = \sqrt{H_{m\пк1}^2 \sin^2 \Theta \cos^2 \omega_0 t + H_{m\пк2}^2 \cos^2 \Theta \cos^2 \omega_0 t}.$$

Если действующие высоты продольной и поперечной рамочных антенн равны, а полевые катушки гониометра идентичны по своим свойствам, то $H_{m\пк1} = H_{m\пк2} = H_{пк}$. Тогда модуль вектора результирующего магнитного поля в гониометре равен

$$|\bar{H}_\Sigma| = H_{m\пк} \cos\omega_0 t. \quad (2.6)$$

Из формулы (2.6) следует, что модуль вектора напряженности результирующего магнитного поля в гониометре не зависит от направления прихода радиоволн.

Определим положение вектора \bar{H}_Σ в пространстве между полевыми катушками, т.е. найдем угол β (рис.2.1).

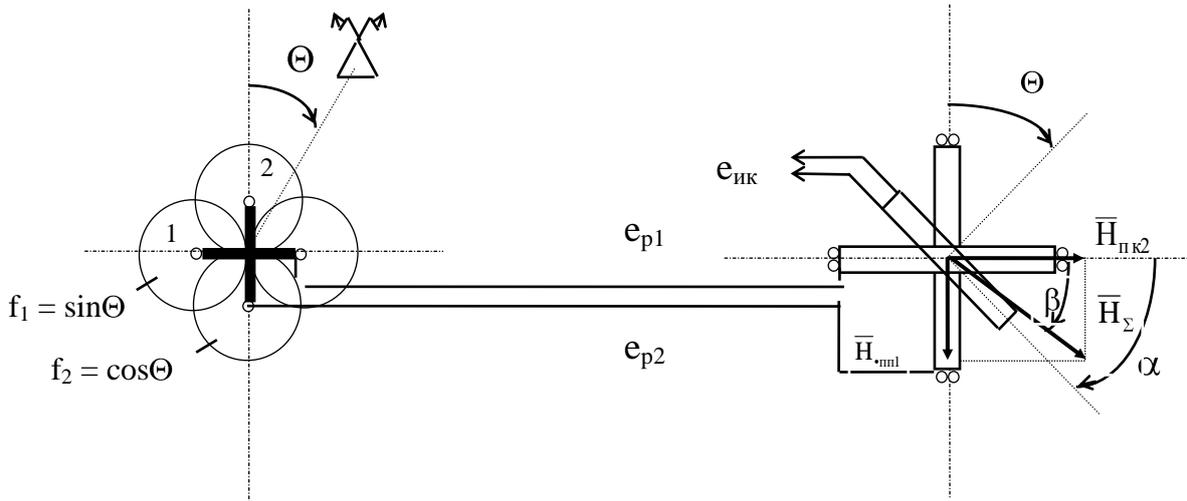


Рис.2.1. Гониометрическая антенная система

Как видно из рис.2.1,

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{H_{mnn1}(t)}{H_{mnn2}(t)} = \frac{H_{mnn1}}{H_{mnn2}} \operatorname{tg} \Theta \quad (2.7)$$

Если $H_{mnn1} = H_{mnn2}$, то $\operatorname{tg} \beta = \operatorname{tg} \Theta$ и угол поворота искательной катушки гониометра относительно плоскости второй полевой катушки $\beta = \Theta$.

При изменении направления прихода радиоволн изменяется соотношение между векторами $\bar{H}_{пк1}$ и $\bar{H}_{пк2}$, в результате чего вектор \bar{H}_{Σ} занимает положение, соответствующее новому значению угла Θ . Таким образом, создаваемое полевыми катушками гониометра результирующее магнитное поле является аналогом (моделью) внешнего поля, воздействующего на РА.

ЭДС, наводимая в искательной катушке, согласно формулам (2.2), (2.3) и рис.2.1, может быть определена из выражения

$$e_{ик}(t) = \frac{d|\Phi_{ик}(t)|}{dt}, \quad (2.8)$$

где $e_{ик}(t) = \mu_0 S_{ик} H_{m\Sigma} \sin(\alpha - \Theta) \cos \omega_0 t$ – магнитный поток, пронизывающий виток; $S_{ик}$ – площадь витка искательной катушки.

Следовательно

$$e_{ик}(t) = E_{мик} \sin(\alpha - \Theta) \sin \omega_0 t, \quad (2.9)$$

где $E_{мик} = \mu_0 S_{ик} H_{m\Sigma}$ – амплитуда напряжения на выходе ИК.

Из сравнения формул (2.9) и (2.1) следует, что напряжение на выходе искательной катушки гониометра сдвинуто по фазе относительно возбуждающего поля на 90° и его величина зависит от направления прихода радиоволн, изменяясь при этом по закону $\sin(\alpha - \Theta)$. Такой закон соответствует диаграмме направ-

ленности в виде восьмерки с двумя четко выраженными направлениями нулевого приема.

Вращение искательной катушки эквивалентно вращению рамочной антенны, при котором происходит поворот ее диаграммы направленности. Положение искательной катушки, когда $\Theta = \alpha$ и при котором напряжение на её выходе равно нулю, соответствует отсчету КУР.

2.3. Принципы построения АРК

Автоматические радиоконпасы могут строиться как следящие системы замкнутого или разомкнутого типа по схеме с балансной модуляцией.

На рис.2.2 показана обобщенная структурная схема АРК замкнутого типа. По такому принципу построены АРК-15М и АРК-22. Как видно из рис.2.2, АРК замкнутого типа представляет собой автоматическую следящую систему.

Входным воздействием следящей системы является текущий КУР Θ , а выходным воздействием – угол поворота ИК гониометра α . Сигнал рассогласования следящей системы при этом равен $\Delta\Theta = \Theta - \alpha$.

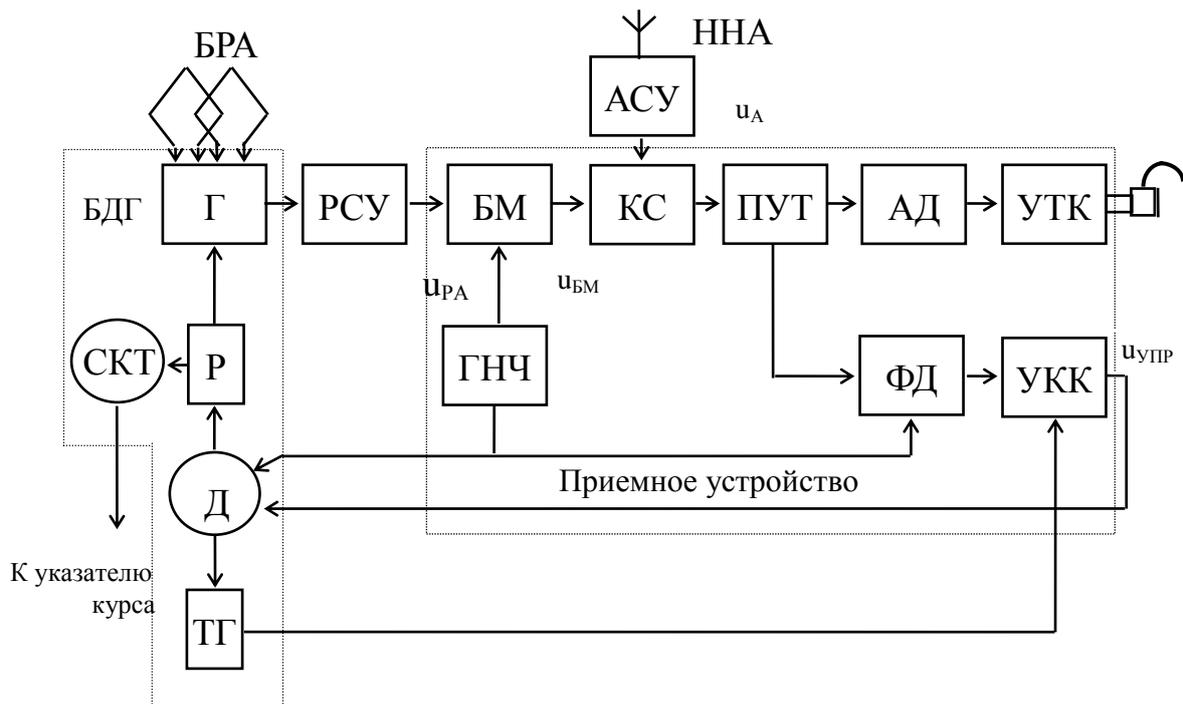


Рис.2.2. Обобщенная структурная схема АРК

Сигнал, снимаемый с блока рамочных антенн (БРА), поступает на гониометр (Г) и далее на усилитель высокой частоты, размещенный в рамочном согласующем устройстве (РСУ) и оканчивающийся фазоинверсным каскадом на угол $\pi/2$. Усиленный и соответствующим образом сфазированный сигнал с выхода фазоинверсного каскада подается на коммутатор фазы – балансный модулятор (БМ), управляемый напряжением $u_{ГНЧ}$ генератора низкой частоты (ГНЧ).

Фаза высокочастотного напряжения на выходе балансного модулятора периодически изменяется на 180° с частотой $F_{ГНЧ}$ (в АРК-15М $F_{ГНЧ} = 135$ Гц, в АРК-22 $F_{ГНЧ} = 90$ Гц) в моменты его перехода через нуль.

Напряжение u_A с выхода ННА после предварительного усиления в согласующем усилителе поступает одновременно с выходным напряжением БМ в контур сложения (КС). Учитывая, что в РСУ сигнал РА сдвигается по фазе на $\pi/2$, на входах КС сигналы находятся в фазе или противофазе. В результате сложения таких сигналов на выходе КС образуется амплитудно-модулированный сигнал $u_{КС}$. Наличие амплитудной модуляции у результирующего сигнала свидетельствует о том, что направление прихода радиоволн не совпадает с направлением нулевого приема направленной антенной системы.

Поскольку амплитудно-модулированный (АМ) сигнал образуется в самом приемнике АРК в результате сложения сигналов ННА и РА, имеет место так называемая внутренняя амплитудная модуляция.

Рассматривая зависимость глубины модуляции и фазы огибающей результирующего сигнала на выходе КС от угла Θ , можно говорить о результирующей ДН АРК. Результирующая ДН АРК является алгебраической суммой ДН РА, имеющей вид восьмерки, и ДН ННА, имеющей вид окружности, и представляет собой кардиоиду (рис.2.3).

Периодическое инвертирование фазы сигнала на выходе балансного модулятора с частотой $F_{ГНЧ}$ эквивалентно перебрасыванию кардиоиды с такой же частотой с одной стороны на противоположную. Благодаря этому в АРК реализуется пеленгование методом минимума глубины амплитудной модуляции.

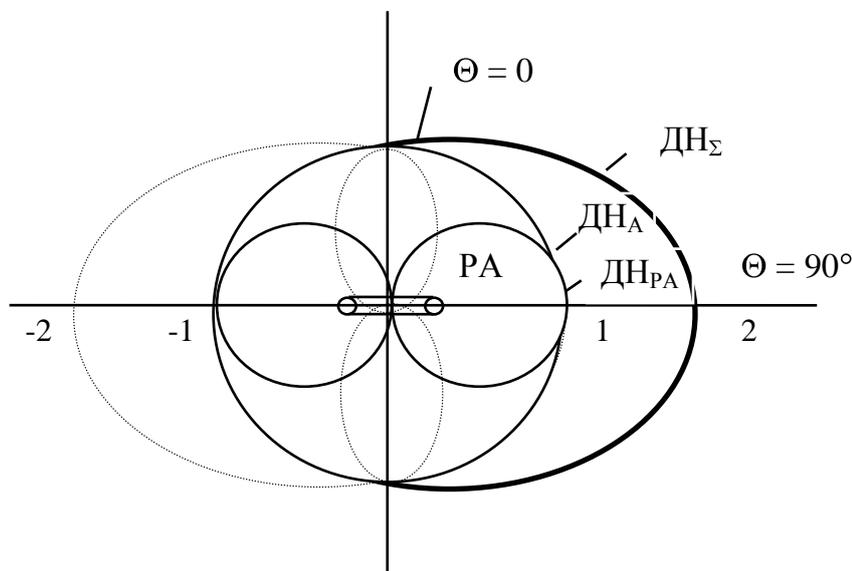


Рис.2.3. Принцип получения кардиоиды

Анализируя сигнал на выходе КС, можно сделать следующие выводы:

- информация о стороне отклонения направления на пеленгуемую ПРС от направления нулевого пеленга заключается в фазе высокочастотного сигнала

РА. В результате сложения сигналов ННА и РА происходит перенос этой информации в фазу результирующего сигнала;

- глубина модуляции суммарного сигнала несет информацию о величине отклонения направления на пеленгуемую ПРС от направления нулевого пеленга.

Таким образом, балансный модулятор и контур сложения обеспечивают трансформацию информации о КУР из фазы высокочастотного сигнала в фазу огибающей, частота которой определяется ГНЧ. Кроме этого, БМ обеспечивает коммутацию суммарной ДН АРК.

Выходной сигнал КС усиливается в приемоусилительном тракте (ПУТ), преобразуется и детектируется амплитудным детектором (АД). Напряжение на выходе детектора ($u_{\text{УПР}}$ – сигнал ошибки) содержит в себе информацию о КУР. Амплитуда этого напряжения пропорциональна углу отклонения направления нулевого приема рамочной антенны от положения, соответствующего направлению на ПРС. Фазовые соотношения между напряжением на выходе детектора и напряжением ГНЧ, являющимся опорным напряжением, характеризуют сторону отклонения рамочной антенны от этого положения.

В общем случае сигнал на выходе детектора несет информацию и о позывных ПРС. С выхода детектора низкочастотный сигнал поступает на усилители телефонного и компасного каналов. Усилитель телефонного канала (УТК) усиливает сигнал, соответствующий коду позывных ПРС, и выдает его на головные телефоны экипажа. Усилитель компасного канала (УКК) осуществляет фильтрацию и усиление сигнала ошибки с частотой $F_{\text{ГНЧ}}$, суммирование его с напряжением отрицательной обратной связи, снимаемым с тахогенератора (ТГ).

Сигнал с выхода УКК с частотой $F_{\text{ГНЧ}}$ поступает на управляющую обмотку двигателя привода искательной катушки гониометра. На обмотку возбуждения двигателя подается напряжение непосредственно с генератора низкой частоты. Двигатель поворачивает искательную катушку до тех пор, пока напряжение на её выходе $u_{\text{РА}}$ не станет равным нулю. При этом одновременно информация о КУР передается на индикатор КУР.

Обратная тахометрическая связь вводится для обеспечения плавного перехода искательной катушки гониометра к положению пеленга радиостанции. С выходной обмотки тахогенератора снимается напряжение, пропорциональное скорости отработки исполнительного двигателя. В противофазе с основным сигналом оно подается на УКК.

В радиокompасе АРК-22 реализован несколько иной принцип переноса информации о направлении на пеленгуемую ПРС в параметр сигнала, подлежащего обработке.

В отличие от рассмотренной схемы в РСУ АРК-22 нет фазоинверсного каскада, поэтому сигналы на входах КС сдвинуты по фазе относительно друг друга на $\pi/2$. В результате сигнал на выходе КС будет модулирован по амплитуде и фазе, причем информация о КУР будет содержаться именно в законе фазо-

вой модуляции (ФМ). По этой причине АРК-22 называется радиоконпасом с внутренней фазовой модуляцией.

Следует отметить, что АРК с внутренней ФМ имеют лучшие характеристики по точности и помехоустойчивости по сравнению с АРК с АМ. Для АРК с ФМ понятие кардиоиды утрачивает смысл.

2.4. АРК с внутренней АМ

Рассмотрим математические соотношения, характеризующие процессы функционирования АРК с внутренней АМ. С выхода искательной катушки гониометра сигнал, после усиления и фазирования в усилителе рамочного сигнала, поступает на БМ, выполняющий роль перемножающего устройства. БМ управляется напряжением ГНЧ $u_{\text{ГНЧ}}(t) = U_{\text{ГНЧ}} \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t$.

Если схема БМ идеально сбалансирована, то напряжение на его выходе можно представить в виде

$$u_{\text{БМ}}(t) = U_{\text{БМ}} \sin(\alpha - \Theta) \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t \sin(\omega_0 t + \varphi_r), \quad (2.10)$$

где $U_{\text{БМ}}$ – максимальное напряжение на выходе БМ; φ_r – фазовый сдвиг, характеризующий результирующий фазовый сдвиг напряжения рамочной антенны на выходе БМ по отношению к напряжению ненаправленной антенны.

Сигнал от ненаправленной антенны на входе контура сложения приемника описывается выражением

$$u_A = U_A \cos(\omega_0 t + \varphi_A), \quad (2.11)$$

где φ_A – результирующий фазовый сдвиг напряжения ННА.

Поскольку в РСУ обеспечивается необходимая фазировка, то выполняется соотношение $\varphi_A = \varphi_r = \pm 90^\circ$ (баланс фаз АРК). При этом сигналы (2.10) и (2.11) складываются в контуре сложения в фазе или в противофазе. В результате этого на выходе контура сложения формируется амплитудно-модулированный (АМ) сигнал, который описывается выражением

$$u_{\text{КС}}(t) = u_{\text{БМ}}(t) + u_A(t) = U_A(1 + m(\Theta) \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t) \cos \omega_0 t, \quad (2.12)$$

$$m(\Theta) = \frac{U_{\text{БМ}}}{U_A} \sin(\alpha - \Theta)$$

где $m(\Theta)$ – коэффициент глубины модуляции, зависящий от угла α поворота ИК по отношению к положению, соответствующему КУР.

При $\alpha - \Theta = 0^\circ$ или 180° коэффициент модуляции $m(\Theta) = 0$. Обозначив $m_0 = U_{\text{БМ}}/U_A$, получим

$$m(\Theta) = m_0 \sin(\alpha - \Theta). \quad (2.13)$$

Анализируя сигнал на выходе контура сложения (формулы (2.12) и (2.13)), можно сделать вывод о том, что информация о КУР пеленгуемой радиостанции заключена в глубине модуляции и в фазе огибающей результирующего сигнала.

Действительно, при отклонении ИК от положения $\alpha - \Theta = 0^\circ$ в одну сторону (например, $\alpha - \Theta > 0^\circ$) коэффициент модуляции $m(\Theta) > 0$, т.е. фаза результирующе-

го АМ сигнала (2.12) совпадает с фазой напряжения ГНЧ. При отклонении ИК в другую сторону ($\alpha - \Theta < 0^\circ$) коэффициент модуляции $m(\Theta) < 0$ и фаза огибающей результирующего сигнала противоположна фазе опорного напряжения.

Соотношение $U_{\text{БМ}} = U_A$, т.е. $m_0 = 1$ является оптимальным и называется балансом амплитуд АРК. Только в этом случае обеспечивается оптимальная чувствительность приемника АРК.

Выходной сигнал контура сложения усиливается в приемнике, преобразуется в напряжение промежуточной частоты и детектируется. На выходе детектора образуется напряжение

$$U_d(t) = U_d \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t, \quad (2.14)$$

где U_d – максимальное напряжение на выходе детектора приемника.

В радиоконпасах типа АРК-15М этот сигнал поступает на УКК, где фильтруется, усиливается, суммируется с сигналом отрицательной обратной связи (ООС) и в виде управляющего напряжения

$$u_{\text{УПР}}(t) = U_{\text{УКК}} \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t \quad (2.15)$$

подаётся на управляющую обмотку исполнительного двигателя. В формуле (2.15) $U_{\text{УКК}}$ – максимальное напряжение на выходе УКК.

Под воздействием управляющего напряжения двигатель поворачивает ИК гониометра до тех пор, пока напряжение на её выходе не станет равным нулю, т.е. пока ИК не займет положение, соответствующее пеленгу радиостанции.

2.5. АРК с внутренней ФМ

В общем виде структурная схема АРК с ФМ отличается от схемы АРК с внутренней АМ лишь отсутствием фазовращателя на $\pi/2$ в цепи между гониометром и балансным модулятором. Вследствие этого на первый вход БМ поступает сигнал вида

$$e_{\text{ИК}}(t) = E_{\text{м ИК}} \sin(\alpha - \Theta) \cos \omega_0 t.$$

Тогда на выходе БМ получим

$$u_{\text{БМ}}(t) = u_{\text{ИК}}(t) u_{\text{ГНЧ}}(t) = U_{\text{мБМ}} \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t \sin(\alpha - \Theta) \cos \omega_0 t.$$

На выходе сумматора образуется напряжение, представляющее собой сумму двух высокочастотных сигналов $u_{\text{БМ}}(t)$ и $u_A(t)$, имеющих фазовый сдвиг на $\pm \pi/2$ вида

$$u_{\Sigma}(t) = U_{\text{мА}} \sin \omega_0 t + u_{\text{ГНЧ}}(t) = U_{\text{мБМ}} \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t \sin(\alpha - \Theta) \cos \omega_0 t. \quad (2.16)$$

Поскольку можно записать

$$A \sin \omega_0 t + B \cos \omega_0 t = \sqrt{A^2 + B^2} \sin(\omega_0 t + \arctg B/A),$$

то формулу (2.16) можно представить в виде

$$u_{\Sigma}(t) = U_{\text{м}\Sigma} \sin(\omega_0 t + \varphi), \quad (2.17)$$

где

$$U_{\text{м}\Sigma} = U_{\text{мА}} \sqrt{1 + m^2(\Theta) \sin^2 \Omega_{\text{ГНЧ}} t};$$

$$\varphi = \operatorname{arctg} [m(\Theta) \sin \Omega_{\text{ГНЧ}} t];$$

$$m(\Theta) = \frac{U_{m_{\text{БМ}}}}{U_{m_{\text{А}}}} \sin(\alpha - \Theta)$$

При сложении сигналов РА и ННА согласно (2.16) суммарная ДН антенной системы имеет вид не кардиоиды, а эллипса, причем равносигнальное направление в этом случае не образуется. При угле $\Theta = 0, 180^\circ$ суммарная ДН определяется ДН ННА. На остальных направлениях суммарная ДН определяется геометрической суммой сигналов по формуле (2.16).

Из анализа формулы (2.17) можно сделать следующие выводы:

- сигнал $u_{\Sigma}(t)$ на выходе сумматора промодулирован по амплитуде и фазе;
- глубина внутренней ФМ зависит от рассогласования $(\alpha - \Theta)$;
- внутренняя амплитудная модуляция имеет гармоники $2\Omega_{\text{ГНЧ}}$, $4\Omega_{\text{ГНЧ}}$ и т.д.

Во многом работа АРК с ФМ аналогична радиокompасу с АМ. Исключение составляет то, что в приемнике вместо амплитудного используется фазовый детектор, перед подачей на вход которого сигнал ограничивается по амплитуде. Если отклонение искательной катушки гониометра $\alpha - \Theta = 0$, то $e_{\text{ИК}}(t) = 0$ и $\varphi(t) = 0$, т.е. фазовая модуляция отсутствует, $u_{\text{УПР}}(t) = 0$ и двигатель прекращает вращение искательной катушки. Если $\alpha \neq 0$, то $e_{\text{ИК}}(t) \neq 0$, $\varphi(t) \neq 0$ и на выходе сумматора присутствует сигнал $u_{\Sigma}(t)$, промодулированный по фазе и амплитуде. При этом $U_{\text{УПР}}(t) \neq 0$ и двигатель следящей системы АРК обрабатывает сигнал рассогласования $(\alpha - \Theta)$.

Достоинствами АРК с внутренней ФМ являются:

- отсутствие перемодуляции при нарушении баланса амплитуд, что повышает точность измерения КУР;
- повышенная помехоустойчивость вследствие уменьшения влияния помех на сигнал ошибки;
- отсутствие влияния на точность пеленгования внешней амплитудной модуляции сигнала за счет использования амплитудного ограничителя на входе фазового детектора.

2.6. АРК разомкнутой схемы

Основным недостатком АРК с гониометром следует считать наличие механических подвижных элементов в схеме (подвижная РА, искательная катушка гониометра, двигатель обработки и т.д.). АРК, построенные по разомкнутой схеме определения КУР, не имеют механических подвижных деталей и свободны от этого недостатка.

Основным принципом работы АРК такой схемы (рис.2.4) является формирование низкочастотного информационного сигнала, фазовый сдвиг которого относительно опорного сигнала пропорционален КУР.

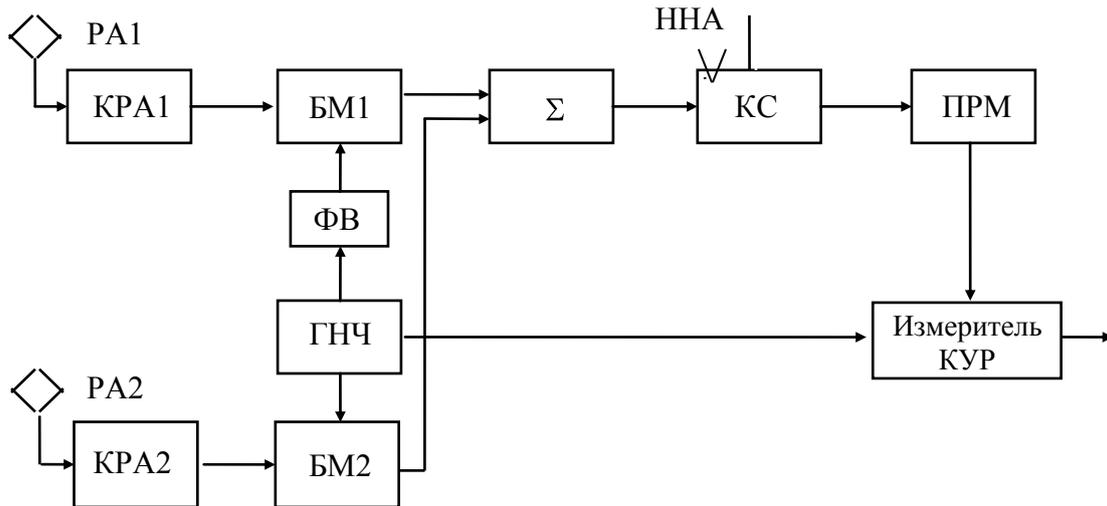


Рис.2.4. Структурная схема АРК разомкнутой схемы

Рамочная антенна состоит из двух взаимно перпендикулярных рамок (продольной РА1 и поперечной РА2), сигналы на выходах которых

$$e_{p1}(t) = E_{pm1} \sin \Theta \sin \omega_0 t,$$

$$e_{p2}(t) = E_{pm2} \cos \Theta \sin \omega_0 t.$$

Эти сигналы усиливаются, фазированы в каналах рамочных антенн (КРА1 и КРА2) и модулируются в балансных модуляторах (БМ1 и БМ2) соответственно опорными сигналами генератора низкой частоты (ГНЧ):

$$e_{01}(t) = \cos \Omega t,$$

$$e_{02}(t) = \sin \Omega t,$$

где $\Omega = 2\pi F$, F – частота ГНЧ.

При этом образуются сигналы биений:

$$e_1(t) = E_{pm1} \sin \Theta \cos \Omega t \sin \omega_0 t;$$

$$e_2(t) = E_{pm2} \cos \Theta \sin \Omega t \sin \omega_0 t.$$

Эти сигналы объединяются в сумматоре и при идентичности рамочных каналов, т.е. при $E_{pm1} = E_{pm2} = E$, образуют суммарный сигнал

$$e_{\Sigma}(t) = E [\sin \Theta \cos \Omega t + \cos \Theta \sin \Omega t] \sin \omega_0 t = E \sin(\Omega t + \Theta) \sin \omega_0 t.$$

Данный сигнал подается на контур сложения (КС), где складывается с сигналом ННА. При этом образуется информационный амплитудно-модулированный сигнал (при балансе амплитуд $E_A = E$) вида

$$e_{инф}(t) = E [1 + \sin(\Omega t + \Theta)] \sin \omega_0 t,$$

где Θ – фаза огибающей амплитудной модуляции.

Низкочастотная огибающая информационного сигнала выделяется амплитудным детектором и сравнивается по фазе с опорным сигналом, формируемым ГНЧ. Разность фаз этих сигналов соответствует КУР. Эту информацию обычно

выделяют аналого-цифровым преобразователем и подают на цифровой индикатор.

По разомкнутой схеме построен радиокompас АРК-25.

2.7. Автоматический радиокompас АРК-22

АРК-22 выпускается в нескольких вариантах комплектации, что связано с условиями использования и установкой его на самолетах и вертолетах различных типов.

В состав радиокompаса АРК-22 входят:

- приемник на раме;
- блок рамочной антенны (БРА);
- блок антенного согласующего устройства (АСУ);
- блок рамочного согласующего устройства (PCY);
- пульт управления 1 (ПУ-1);
- пульт предварительной настройки (ППН);
- пульт управления 2 (ПУ-2).

Комплект АРК может содержать либо ПУ-1 с ППН, либо ПУ-2 (с двумя устройствами установки частоты настройки).

ПУ-1 предназначен для выбора режимов работы АРК и каналов его настройки. ПУ-2 дополнительно к этому предназначен для оперативной установки двух частот настройки из рабочего диапазона частот АРК.

ППН обеспечивает возможность оперативной настройки АРК на любую рабочую частоту, а также возможность предварительной установки и запоминания шестнадцати фиксированных частот в процессе предполетной подготовки.

Режим “Компас” является основным рабочим режимом радиокompаса. В этом режиме при настройке на частоту пеленгуемой радиостанции АРК автоматически отрабатывает на указателе ее курсовой угол. Позывные пеленгуемой радиостанции опознаются летчиком на слух с помощью телефонов.

Режим “Антенна” предназначен для прослушивания и опознавания позывных сигналов пеленгуемой радиостанции. В этом режиме прием ведется только на ненаправленную антенну, и функционируют те узлы и тракты радиокompаса, которые обеспечивают работу АРК только как приемника амплитудно-модулированных сигналов. При этом качество прослушивания сигналов радиостанций повышается, так как на вход усилительного тракта приемника не поступают шумы рамочного канала, который в режиме “Антенна” отключается.

Режим “Контроль” предназначен для проверки общей работоспособности АРК на любой частоте рабочего диапазона, определяемой частотой его настройки. В случае исправности стрелка указателя КУР установится на контрольный угол и в головных телефонах прослушивается тональный сигнал.

В АРК-22 дополнительно предусмотрен режим проверки правильности набора частоты настройки на ППН (или ПУ-2) путем установки контрольного

кода (1777,5). При этом в случае исправности ППН (или ПУ-2) стрелка указателя КУР осуществляет непрерывное круговое вращение против часовой стрелки.

Структурная схема АРК-22 представлена на рис.2.5.

Направленная магнитная рамочная и ненаправленная электрическая антенны реагируют на ортогональные (сдвинутые на 90° относительно друг друга) составляющие Н и Е электромагнитного поля пеленгуемой радиостанции и связаны с приемным устройством через согласующие устройства РСУ и АСУ. В приемном устройстве происходит сложение сигнала ННА и балансно-модулированного с частотой местного звукового генератора (ЗГ) сигнала РА. В результате этого формируется сигнал с внутренней фазовой модуляцией. Наличие фазовой модуляции входного сигнала приемно-усилительного тракта (ПУТ) свидетельствует о том, что направление на пеленгуемую радиостанцию не совпадает с направлением нулевого приема РА.

В ПУТ, собранном по супергетеродинному принципу с двойным преобразованием по частоте и фазовым детектированием, происходит дальнейшая обработка сигнала (частотная селекция, усиление, детектирование).

С выхода синхронного амплитудного детектора (АД) телефонного канала снимается информация о позывных сигнала пеленгуемой радиостанции, которая через усилитель низкой частоты подается на головные телефоны.

Путем сравнения выходного сигнала фазового детектора (ФД) и ЗГ в компасном канале вырабатывается сигнал рассогласования, который с выхода схемы сравнения (СС) через усилитель компасного канала (УКК) подается в следящую систему (двигатель-редуктор-гониометр). Последняя автоматически поворачивает ДН неподвижной рамочной антенны (путем поворота искательной катушки гониометра) в положение минимума приема сигнала, совпадающее с направлением на пеленгуемую радиостанцию.

Управление радиоконпасом производится с дистанционного пульта управления ПУ-2 (выбор режима работы, настройка на частоту пеленгуемой радиостанции) или ПУ-1 совместно с ППН.

Наиболее характерными схемно-конструктивными особенностями радиоконпаса АРК-22 являются:

- 1) применение внутренней ФМ, что позволило устранить дополнительные минимумы ДН антенной системы АРК, возникавшие при сложении антенного и превышающего его по амплитуде рамочного сигнала;

- 2) применение неперестраиваемого преселектора для упрощения входных избирательных цепей и устранения необходимости их сопряжения с гетеродином;

- 3) синхронное детектирование сигнала с синхронной системой АРУ для повышения избирательности по отношению к помехам в полосе пропускания;

- 4) импульсно-фазовая автоподстройка частот в цифровом синтезаторе гетеродинных сигналов для повышения точности надстройки АРК;

5) размещение элементов следящей системы (гониометра) в РСУ непосредственно возле антенной системы для устранения зависимости параметров АРК от длины соединительных кабелей;

6) электрическая компенсация четвертной радиодевииации для исключения громоздкого механического компенсатора и повышения надежности АРК;

7) применение ППН, рассчитанного на запоминание 16 фиксированных частот с возможностью их оперативной перезаписи и сохранением информации при длительном отключении напряжения питания;

8) наличие встроенного контроля работоспособности АРК на любой частоте рабочего диапазона.

Проверка работоспособности АРК на самолете осуществляется:

1) встроенным контролем;

2) автоматическим контролем;

3) контролем с помощью специальной контрольно-проверочной аппаратуры (КПА).

Встроенный контроль включает в себя операции проверки общей работоспособности АРК и проверки соответствия четырнадцатирядного двоично-десятичного кода значению частоты настройки, набираемой на наборных устройствах ППН и ПУ-2.

Перевод радиоконпаса в режим проверки общей работоспособности осуществляется с помощью кнопки КОНТР, установленной на лицевой панели пульта управления.

2.8. Принцип действия угломерного канала РСБН

Системы ближней навигации – региональные однопозиционные системы, предназначенные для определения азимута и дальности ВС в пределах дальности прямой видимости. Для работы РСБН выделен диапазон дециметровых волн. Основа систем ближней навигации – сеть наземных радиомаяков (РМ), по которым определяются навигационные параметры.

Навигационная информация в канале азимута формируется с помощью наземного азимутального радиомаяка. Канал азимута работает на основе временного метода.

Азимутальный РМ формирует и излучает опорные сигналы – серии импульсов «35» и «36», и азимутальный сигнал. При совпадении моментов приема опорных сигналов в бортовой аппаратуре начинается отсчет временного интервала до момента приема азимутального импульса. Информация об азимуте ВС заключается в величине данного временного интервала.

Азимутальная антенна радиомаяка формирует в горизонтальной плоскости два узких лепестка с четким нулём между ними $F_1(\Theta)$ (рис.2.6). Антенна вращается с постоянной скоростью, равной 100 об/мин.

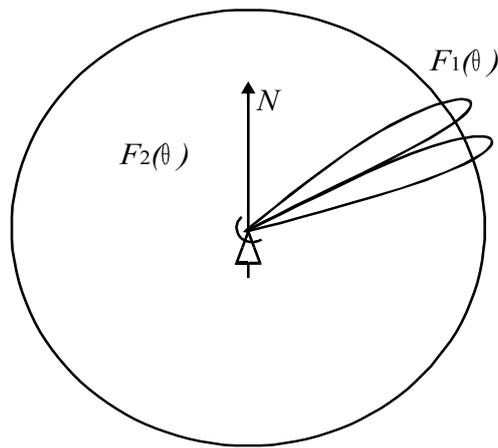


Рис.2.6. Диаграммы направленности азимутальной $F_1(\theta)$ и ненаправленной $F_2(\theta)$ антенн в горизонтальной плоскости

Передатчик опорных сигналов работает в импульсном режиме и имеет ненаправленную в азимутальной плоскости антенну с диаграммой направленности $F_2(\theta)=1$ (рис.2.6). Через ненаправленную антенну излучаются две серии опорных кодированных радиоимпульсов (серии «35» и «36»), отличающиеся друг от друга на одну кодовую посылку за один оборот азимутальной антенны. Серия «35» содержит 35 кодовых посылок, излучаемых за один оборот азимутальной антенны, серия «36» – 36 кодовых посылок.

Упрощенная структурная схема азимутального канала и диаграммы, поясняющие принцип измерения азимута, изображены на рис.2.7.

Передатчик опорных сигналов (ПРД ОС) серий «35» и «36» нагружен на антенну A_2 с диаграммой направленности $F_2(\theta)$. Передатчик азимутального сигнала (ПРД АС) работает в режиме непрерывного излучения и нагружен на направленную антенну A_1 , имеющую в горизонтальной плоскости двухлепестковую диаграмму направленности $F_1(\theta)$ (см. рис.2.6).

Направленная антенна A_1 , управляемая от блока управления положением антенны (БУПА), вращается в горизонтальной плоскости с постоянной угловой скоростью $\Omega_{вр}$, облучая поочередно ВС, расположенные на различных азимутах в зоне действия системы.

Огибающая принимаемого на борту ВС азимутального сигнала, определяется формой ДН азимутальной антенны и имеет вид двойного колокола. По срезу первого импульса (на уровне 0,5), в схеме формирования азимутального импульса формируется сигнал, носящий название азимутальный импульс (АИ). Принцип формирования азимутального импульса показан на рис.2.8.

Частота следования принимаемых азимутальных импульсов определяется частотой вращения азимутальной антенны и составляет 1,66 Гц.

Начальный момент времени задается с помощью опорных сигналов серий «35» и «36», излучаемых передатчиком опорных сигналов через антенну A_2 .

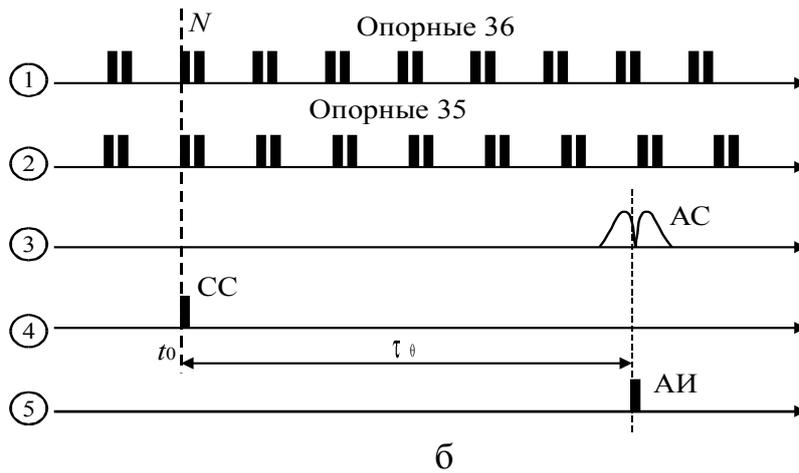
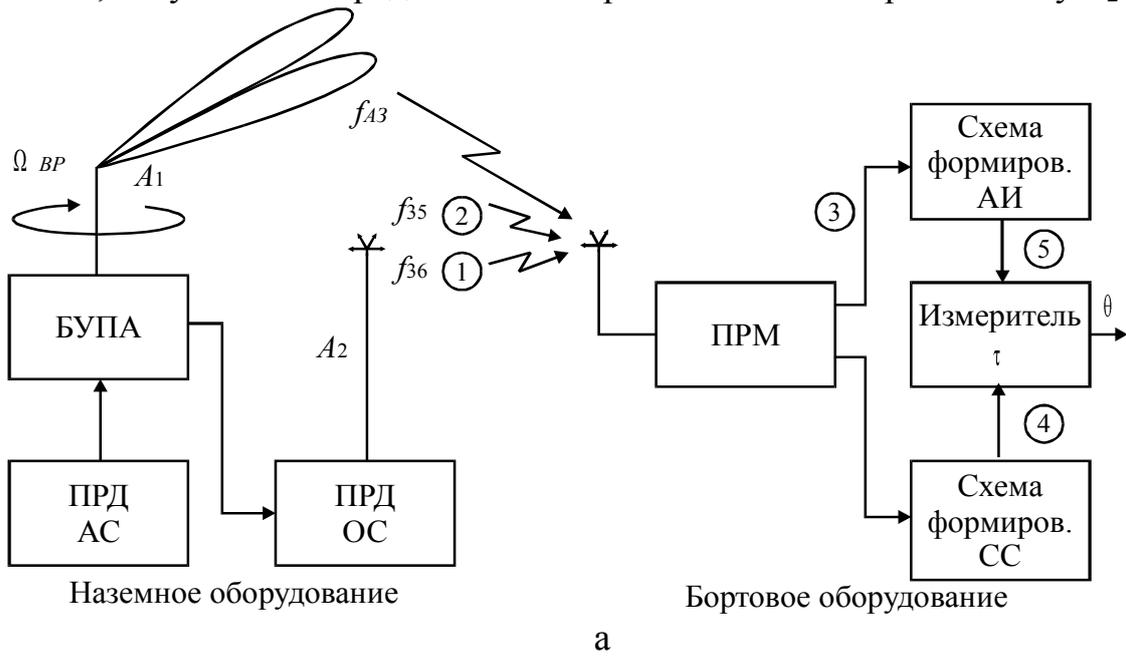


Рис.2.7. А - структурная схема канала измерения азимута; б - временные диаграммы канала измерения азимута

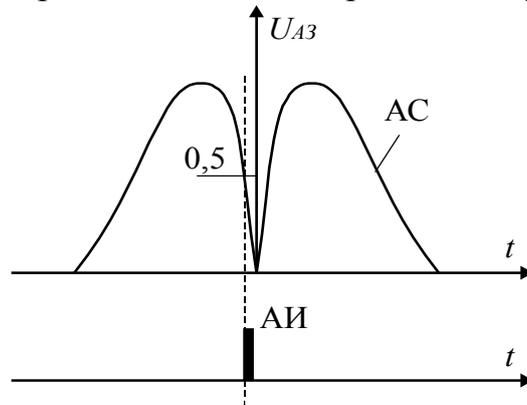


Рис.2.8. Формирование азимутального импульса в приемном устройстве

Устройства формирования опорных сигналов серий «35» и «36» связаны с приводом азимутальной антенны. В момент прохождения оси ее диаграммы направленности через северное направление географического меридиана формируются и излучаются в пространство точно совпадающие по времени пачки серий «35» и «36». В результате после приема бортовой аппаратурой опорных сигналов момент совпадения по времени пачек сигналов серий «35» и «36», фиксируемый схемой формирования северного сигнала (СС), задает начало отсчета времени t_0 , т.е. определяет северное направление.

Момент t_0 совпадения принимаемых опорных сигналов серий «35» и «36» не зависит от азимута ВС относительно радиомаяка и будет одинаков для ВС, находящихся на одном расстоянии от радиомаяка, но на различных азимутах.

При известной и стабильной частоте вращения азимутальной антенны временной интервал между моментами приема совпавших по времени опорных и азимутального сигналов определяется выражением $\tau_\Theta = \Theta / \Omega_{BP}$. Отсюда азимут ВС относительно радиомаяка

$$\Theta = \Omega_{BP} \tau_\Theta \quad (2.18)$$

Таким образом, измерив временной интервал между моментами приема совпавших сигналов серий «35» и «36» и азимутального сигнала, можно определить азимут ВС.

На основании выражения (2.18) можно показать, что погрешность измерения азимута зависит от стабильности скорости вращения антенны и точности измерения временного интервала между моментами приема совпавших опорных и азимутального сигнала.

Измерение временного интервала осуществляется цифровым методом. Цифровой метод измерения азимута основан на определении числа счетных импульсов за интервал времени между СС и АИ. При известном периоде следования счетных импульсов $T_{СИ}$ их число N_Θ есть мера азимута $\Theta = \Omega_{BP} T_{СИ} N_\Theta$.

3. ДАЛЬНОМЕРНЫЕ РНС И РАДИОВЫСОТОМЕРЫ

3.1. Принципы построения частотных РВ

Частотные РВ основаны на частотном методе измерения дальности и предназначены для измерения и выдачи экипажу информации об истинной высоте полета ВС в диапазоне малых высот от 0 до 1500 м.

Обобщенная структурная схема частотного РВ представлена на рис.3.1.

Модулятор формирует напряжение u_m , изменяющееся по периодическому (пилообразному, треугольному или гармоническому) закону, которое вызывает соответствующее изменение частоты колебаний генератора СВЧ. Непрерывный частотно-модулированный радиосигнал генератора СВЧ излучается передающей антенной в направлении земной поверхности.

На выходе балансного смесителя (БС) формируется сигнал разностной частоты $F_p(t)$. В усилителе низкой частоты (УНЧ) сигнал разностной частоты усиливается до необходимого уровня, в устройстве формирования импульсов

(УФИ) из него формируется последовательность калиброванных по амплитуде и длительности импульсов, частота следования которых соответствует разностной частоте $F_p(t)$. В счетчике подсчитывается число этих импульсов за определенный интервал времени (обычно за период модуляции) и формируется напряжение, пропорциональное F_p , а следовательно, и измеряемой высоте H . Это напряжение подается на усилитель постоянного тока (УПТ) и после усиления – на указатель высоты (УВ), шкала которого проградуирована в единицах высоты, и в сопрягаемые системы (САУ, ПНК).

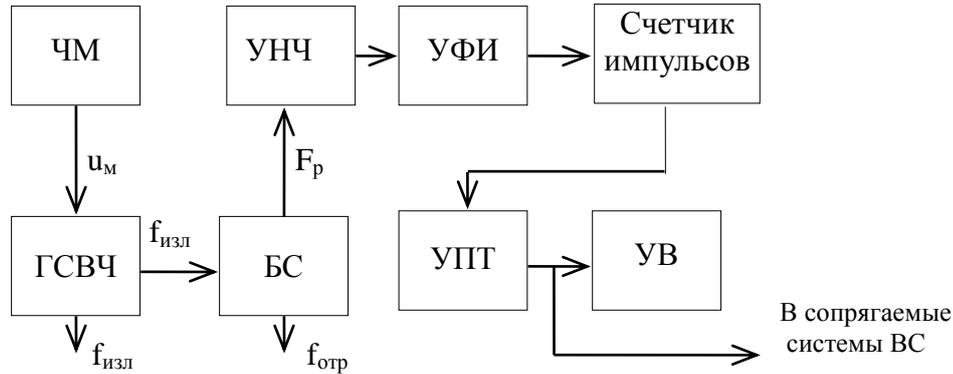


Рис.3.1. Обобщенная структурная схема частотного РВ

Обработка сигнала разностной частоты в РВ может производиться на основе несledящего или следящего измерителя частоты.

РВ на основе несledящего измерителя типа счетчика нулей прост и надежен в работе. Его упрощенная структурная схема и принцип работы рассмотрен выше как обобщенная схема частотного РВ. Однако без принятия специальных мер точность такого РВ будет достаточно низкой, так как полоса пропускания тракта приема и обработки сигнала разностной частоты не согласована с шириной его спектра во всем диапазоне измеряемых высот.

Лучшей точностью обладает РВ со следящим измерителем частоты на основе частотного дискриминатора, обеспечивающим согласование полосы пропускания тракта обработки с шириной спектра сигнала разностной частоты.

Рассмотрим принцип работы следящего РВ, основанного на измерении периода модуляции. Структурная схема, поясняющая метод измерения высоты, применяемый в данном РВ, показана на рис.3.2.

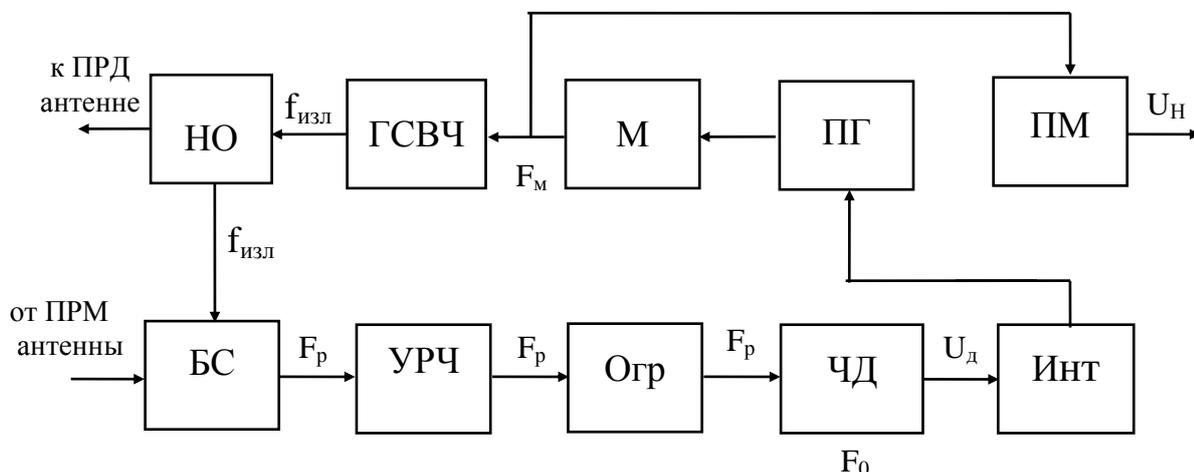


Рис.3.2. Структурная схема РВ с измерением периода модуляции

ГСВЧ под воздействием модулятора (М) формирует сигнал, частотно-модулированный по несимметричному треугольному закону. Этот сигнал направленным ответвителем (НО) делится на две части. Основная часть сигнала излучается через передающую антенну. Вторая часть сигнала, а также отраженный сигнал, поступают на балансный смеситель (БС). Напряжение разностной частоты F_p , образующееся на выходе БС, усиливается и фильтруется в усилителе разностной частоты (УРЧ), ограничивается по амплитуде в ограничителе (Огр) и далее поступает на частотный дискриминатор (ЧД), имеющий переходную частоту F_0 . С выхода дискриминатора снимается напряжение

$$u_d = K_d (F_p - F_0),$$

где K_d - коэффициент передачи дискриминатора.

Выходное напряжение дискриминатора (сигнал ошибки) после интегрирования в качестве управляющего напряжения поступает на перестраиваемый генератор (ПГ). Под воздействием управляющего напряжения частота F_m выходного сигнала ПГ изменяется в заданных пределах. Модулятор формирует закон изменения амплитуды сигнала частоты F_m , в соответствии с которым изменяется частота излучения ГСВЧ. Перестройка ПГ, т.е. изменение значения F_m происходит до тех пор, пока не станет выполняться равенство $F_p = F_0$, после чего на выходе ЧД наблюдается $u_d = 0$. При этом уравнение частотного РВ с измерением периода модуляции имеет вид

$$T_m = \frac{8\Delta f}{cF_0} H,$$

где Δf – девиация частоты; F_0 – частота настройки ЧД.

Таким образом, в рассматриваемом РВ мерой высоты является период модуляции, который преобразуется в высоту в соответствии с выражением

$$H = \frac{cF_0}{8\Delta f} T_m$$

Данное преобразование выполняется в периодомере (ПМ).

Важно отметить, что в следящем РВ данного типа можно использовать неперестраиваемый усилитель разностной частоты с узкой полосой пропускания, так как в установившемся режиме F_p постоянна. При этом ширина спектра сигнала не зависит от высоты, что позволяет оптимально выбрать полосу пропускания усилителя.

Недостатками такого РВ являются погрешности вследствие нелинейности и асимметрии АЧХ усилителя разностной частоты и частотного дискриминатора, а также отклонения закона модуляции от линейного и необходимость введения режимов поиска сигнала и слежения за средней частотой спектра.

Основные характеристики частотных РВ, применяемых в ГА, представлены в табл.3.1.

Таблица 3.1

Техническая характеристика	РВ-3	РВ-15 (А-031)	РВ-5М (А-037)	РВ-85
Диапазон измеряемых высот, м	0...300	0...1500	0...750	0...1500
Погрешность измерения высоты (2σ), м	1м, $H < 10м$ 10% H , $H > 10м$	0,6м, $H < 10м$ 6% H , $H > 10м$	0,6м, $H < 60м$ 6% H ,	0,45 м, $H < 10 м$ 2% H , $H > 10м$
Средняя частота передатчика, МГц	2000	4300	4300	4300
Девияция частоты, МГц	25	50	100	100
Мощность передатчика, Вт	0,5	0,1	0,15	0,5
Чувствительность приемника, дБ/Вт	-90	-85	-87	-
Масса, кг	12	11,3	5,0	6,0

3.2. Радиовысотомер РВ-85

Одним из наиболее совершенных по точности и эксплуатационно-техническим характеристикам является радиовысотомер РВ-85, входящий в состав комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КС ЦПНО) отечественных самолетов ГА 4-го поколения. Достоинствами данного РВ являются:

- построение измерительного канала по принципу следящей системы, что позволяет производить узкополосную фильтрацию, обеспечивая достаточно хорошее согласование полосы пропускания приемного тракта с шириной спектра сигнала;

- извлечение информации о высоте не из сигнала разностной частоты, а из периода модуляции, что позволяет повысить точность измерения информационного параметра;

- применение цифровой обработки информации на основе микропроцессора.

В состав РВ-85 входят блок приемопередатчика А-041-1, приемная и передающая антенны А-041-2-4.

Структурная схема приемопередатчика РВ-85 представлена на рис.3.3. Принцип действия радиовысотомера состоит в следующем. Передатчик (ПРД) генерирует СВЧ сигнал, частота которого модулируется напряжением $U_{\text{мод}}$ модулятора, изменяющемся по несимметричному треугольному закону. Основная часть энергии этого сигнала через делитель мощности подается на передающую антенну (ПРДА) и излучается в направлении земной поверхности. Сигнал, отраженный от земной поверхности через приемную антенну (ПРМА) подается на один вход балансного смесителя (БС), расположенного в приемнике (ПРМ). На другой вход БС подается часть мощности излучаемого сигнала с делителя мощности.

На выходе БС формируется сигнал разностной частоты $F_p = f_{\text{прд}} - f_{\text{прм}}$, несущий информацию о высоте:

$$F_p = \frac{8H \Delta f}{c T_n},$$

где H – высота полета; T_n – период перестройки частоты ПРД в пределах полосы частотной модуляции Δf .

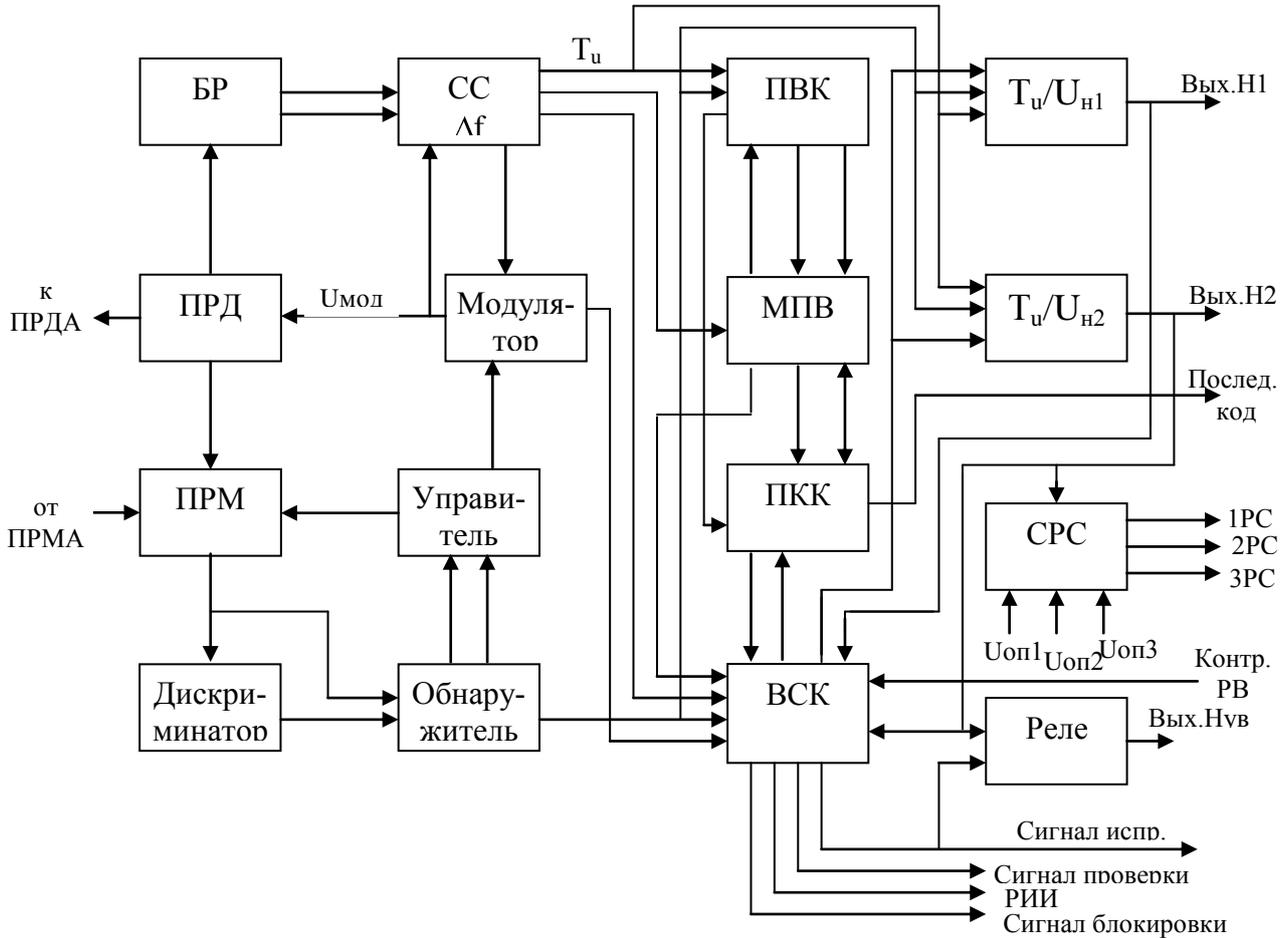


Рис. 3.3. Структурная схема приемопередатчика РВ-85

В состав приемника, кроме БС, входят усилитель низкой частоты (УНЧ) и бинарный квантователь (БК).

Выходной сигнал БС усиливается УНЧ до уровня, необходимого для устойчивой работы схемы слежения за его частотой. При этом полезный сигнал фильтруется от шумов и помех, а необходимое значение коэффициента усиления устанавливается двоичным кодом, поступающим на соответствующий вход УНЧ из управителя и являющимся функцией измеряемой высоты. Такая

АРУ необходима для предотвращения ухудшения с высотой отношения сигнал/шум.

БК контролирует выходной сигнал УНЧ, и если его уровень превышает пороговый, то подает на входы обнаружителя и дискриминатора импульсы, следующие с частотой F_p (т.е. преобразует выходной сигнал УНЧ в вид, необходимый для дальнейшей цифровой обработки).

В РВ предусмотрены два основных режима работы: поиск и слежение. Переходу в режим «слежение» предшествует переходный режим – «захват».

Обнаружитель контролирует преобразованный (импульсный) сигнал УНЧ и, если его спектральный состав соответствует допустимым значениям, замыкает кольцо слежения за частотой сигнала, отраженного от земной поверхности, подключив на вход управления выходной сигнал частотного дискриминатора.

В этом режиме управитель регулирует скорость перестройки модулятором частоты ПРД таким образом, чтобы среднее значение частоты разностного сигнала $F_{рсп}$ оставалось постоянным, равным переходной частоте дискриминатора $F_{р0}$. При этом схема стабилизации (СС) Δf , воздействуя на модулятор, поддерживает постоянство полосы модуляции ПРД и длительность импульсов T_u (формируемых схемой стабилизации), определяемая формулой

$$T_u = \frac{8\Delta f}{cF_{р0}} H,$$

является мерой высоты H .

В случае отсутствия на выходе УНЧ сигнала с нужными характеристиками (т.е. когда спектр сигнала разностной частоты и его средняя частота $F_{рсп}$ не совпадают с полосой пропускания УНЧ), обнаружитель организует поиск по частоте сигнала, отраженного от земной поверхности. При этом управитель периодически изменяет скорость перестройки частоты ПРД и усиление УНЧ от значений, соответствующих нулевой высоте, до соответствующих максимальной измеряемой высоте. При этом спектр сигнала разностной частоты перемещается по оси частот. Когда значительная часть мощности сигнала разностной частоты будет попадать в полосу пропускания УНЧ (которая формируется фильтрами верхних и нижних частот), то обнаружитель выдаст в преобразователь время-код (ПВК) и встроенную систему контроля (ВСК) сигнал «Захват», разрешающий извлечение информации о высоте.

Для обеспечения постоянства девиации частоты (параметра РВ, влияющего на точность измерения высоты) служит блок высокочастотных резонаторов (БР), содержащий два резонатора. Один из них настроен на верхнюю частоту $f_{н.в.}$, другой – на нижнюю частоту $f_{н.н.}$. Разность частот настройки резонаторов определяет эталонную полосу частотной модуляции Δf . При достижении частоты сигнала передатчика значений, близких к частотам настройки резонаторов, на их выходах образуются сигналы, которые поступают на схему стабилизации Δf , где формируется измерительный интервал – импульс T_u , длительность которого определяется разностью времен срабатывания резонаторов.

ПВК преобразует длительность импульсов T_u в параллельный двоичный код, который в течение паузы между импульсами T_u передается в микропроцессорный вычислитель (МПВ), после чего микропроцессор производит установку нуля на выходе ПВК.

Микропроцессор в процессе работы выполняет следующие функции:

после включения электропитания РВ загружает в оперативную память все необходимые константы и проводит самоконтроль;

прием из ПВК измеренного текущего значения высоты и установленной остаточной высоты в параллельном двоичном коде;

фильтрацию текущего значения высоты от ошибок, вызванных доплеровским смещением частоты. Усреднение результата по нескольким периодам модуляции передатчика для уменьшения методической погрешности измерений, не зависящей от уровня сигнала;

вычисление текущего значения истинной высоты (вычитание остаточной высоты из измерений);

обмен по прерыванию информацией с выходным преобразователем (ПКК) параллельного кода в последовательный трехуровневый;

самоконтроль и проверку правильности функционирования ПКК.

ПКК собирает информацию, необходимую для формирования выходного 32-разрядного слова, соответствующим образом группируя ее, и передает на входы внешних устройств.

ВСК контролирует состояние указанных слов РВ и, используя эту информацию, представляющую собой код в 31 – 30 разряде слова, формирует матрицу состояния информационного слова, сигнализируя потребителям состояние РВ.

Кроме этого, приемопередатчик РВ обеспечивает выдачу информации об измеряемой высоте в виде постоянного напряжения, формируемого преобразователями длительности импульсов T_u в напряжения $U_{н1}$ и $U_{н2}$, а также разовые сигналы, которые схема выдачи разовых сигналов (СРС) выдает, как только аналоговое напряжение становится меньше значения соответствующего опорного напряжения.

ВСК контролирует также коэффициент пропорциональности между длительностью сигнала T_u и значением аналогового напряжения. Если все устройства приемопередатчика и антенны работают нормально, ВСК выдает сигнал «Исправность», а если при этом обнаружитель выдает сигнал «Захват», то выдается также сигнал «Разрешение использования информации».

Реле, управляемое сигналом «Исправность», подключает аналоговый сигнал высоты $Вых.Н_{ув}$ к входу указателя высоты.

3.3. Общие сведения о самолетных радиодальномерах

Самолетные радиодальномеры применяются для определения наклонной дальности до ретранслятора сигнала (радиомаяка).

В настоящее время не только международные, но и внутренние воздушные трассы России оборудованы дальномерными системами типа DME в различных модификациях. Для работы с радиомаяками данных систем на отечественных ВС устанавливаются радиодальномеры типа СД-67, СДК-67 и СД-75. Система DME использовалась преимущественно в качестве самостоятельной системы, однако в современных пилотажно-навигационных комплексах нашла применение в качестве достаточно высокоточного корректирующего источника навигационной информации.

Принцип действия дальномерной системы типа DME основан на измерении временного интервала между моментом излучения запросного сигнала бортовым радиодальномером и моментом приема на борту ВС сигнала ответа от наземного радиомаяка. Упрощенная структурная схема дальномерной системы представлена на рис.3.4.

Запросный сигнал излучается самолетным дальномером на частоте f_1 в диапазоне дециметровых волн и представляет собой пачку из двух радиоимпульсов, разнесенных на временной кодовый интервал. Наземный ретранслятор переизлучает принятый сигнал на частоте f_2 . Ответный сигнал также представляет собой пачку из двух радиоимпульсов с определенным кодовым временным интервалом.

Следует отметить, что радиомаяк отвечает на запросы всех самолетных дальномеров, находящихся в пределах зоны действия. При этом код и частота ответных сигналов на любой из запросов одинаковы, что затрудняет выделение на приемной стороне ответов на свои запросы. В существующих радиодальномерах эта проблема решается путем стробирования цифрового измерителя дальности перемещающимися по временной оси строб-импульсами.

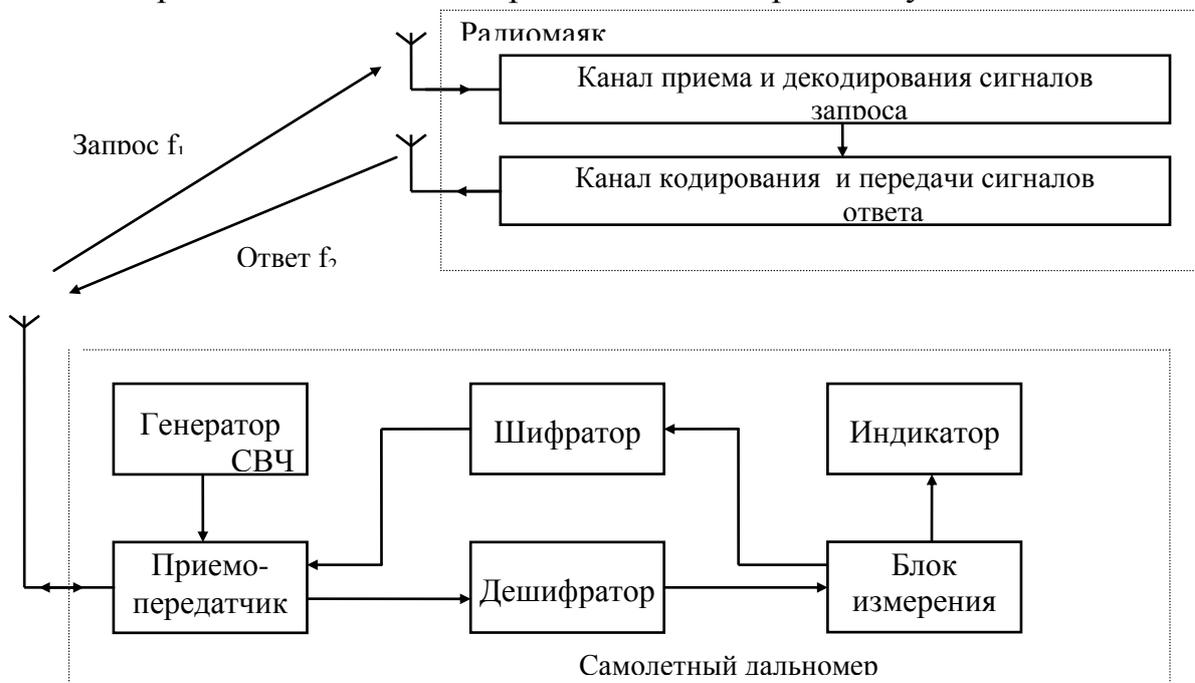


Рис.3.4. Упрощенная структурная схема системы DME

Измеряемый дальномером временной интервал $t_{д\text{ изм}}$ складывается из собственно запаздывания сигнала $t_{д} = 2D/c$ при распространении по радиотрассе ВС-ответчик-ВС и аппаратурной задержки сигнала в ответчике t_3 , т.е.

$$t_{д\text{ изм}} = t_{д} + t_3.$$

Аппаратурная задержка строго фиксирована и для маяков DME составляет 50 мкс. Аппаратурная задержка вводится для того, чтобы минимальная измеряемая радиодальномером дальность была равна нулю, так как в противном случае она будет определяться длительностью излучаемого запросного сигнала. В цифровом измерителе дальности самолетного радиодальномера аппаратурная задержка учитывается путем установки начальных условий в счетчике.

Цифровой измеритель дальности основан на подсчете импульсов кварцевого генератора (измерительных меток) за определенный временной интервал.

Самолетный дальномер излучает запросные сигналы с частотой повторения 300 Гц. От частоты повторения запросных импульсов зависит максимальная однозначно измеряемая радиодальномером дальность, которая для сигналов формата DME составляет

$$D_{\max} \leq c (T_{п} - t_3) / 2 = 492,45 \text{ км}$$

Дальность действия самолетного радиодальномера, работающего в диапазоне ДМВ, ограничивается дальностью прямой видимости, которая в диапазоне возможных высот полета пассажирских самолетов не превышает 370 км.

В режиме слежения за временем прихода ответных импульсов частота запросов снижается в 10 раз. Это позволяет повысить пропускную способность дальномерной системы, которая для DME должна быть не менее 100 самолетов за период повторения запросных импульсов.

Основные технические характеристики самолетных дальномеров, применяемых в гражданской авиации, приведены в табл.3.2.

Таблица 3.2

Параметр	СД-67	СД-75
Частотный диапазон, МГц		
по каналу запроса	1025...1150	1025...1150
по каналу ответа	962...1213	926...1213
Число частотно-кодовых каналов	252	252
Диапазон измеряемых дальностей, км	0... 370	0...740
Погрешность измерения дальности, (2σ), м	260+0,05%D	400
Масса, кг	23,5	12

3.4. Самолетный дальномер СД-75

Структурная схема СД-75 представлена на рис.3.5. Входное устройство (Вх.У) предназначено для предварительной частотной селекции принимаемого ответного сигнала и его усиления. Циркулятор (Ц) предназначен для развязки трактов приема и обработки сигналов (ТПОС) и тракта формирования и передачи сигналов (ТФПС).

ТФПС включает в свой состав селектор каналов (СК), синтезатор частот (СЧ), предварительный усилитель (Пр.У), усилитель мощности (УМ), шифратор (Ш) и модулятор (М).

С пульта управления (ПУ) подаются сигналы на СК для выбора частоты излучения, формируемой СЧ. Шифратор вырабатывает сигнал, управляющий временным интервалом (кодовой расстановкой) пары видеоимпульсов, формируемых модулятором. Модуляция производится в Пр.У. Сформированный кодированный высокочастотный сигнал усиливается в УМ и через Ц и Вх.Ц поступает на передающую антенну.

В состав ТПОС входят ограничитель амплитуды (Огр), усилитель высокой частоты (УВЧ), преселектор (Пс), смесители (См-1 и См-2), усилители промежуточной частоты (УПЧ-1 и УПЧ-2), амплитудный детектор (Д), видеоусилитель (ВУ), дешифратор (ДШ), гетеродин (Гет).

ТПОС построен по супергетеродинной схеме, что обеспечивает высокую избирательность и чувствительность. После усиления, двойного преобразования по частоте и фильтрации принимаемого ответного сигнала детектор выделяет его огибающую, представляющую собой пачку из двух видеоимпульсов. Дешифратор формирует из них импульс, передний фронт которого фиксирует момент приема ответного сигнала.

Цифровой измеритель дальности (ИД), построенный на основе двоичного счетчика, измеряет временной интервал между моментом формирования сигнала запроса и моментом приема ответного сигнала.

Процессы формирования и обработки сигналов в дальномере синхронизируются устройством управления (УУ). Контроль работоспособности радиодальномера в целом и поблочно осуществляется схемой встроенного контроля (СВК) по наличию и соответствию установленным допускам сигналов на выходах основных функциональных блоков дальномера.

Рассмотрим факторы, влияющие на точность измерения дальности самолетным радиодальномером.

Ответчик вносит ошибку, связанную с нестабильностью аппаратурной задержки σ_{t_3} . Для контроля задержки сигналов в цепях ответчика обычно используется устройство измерения временного интервала t_3 , поэтому ошибка σ_{t_3} имеет тот же порядок, что и ошибка бортового измерителя временного интервала $t_{\text{дизм}}$.

Влияние внешних помех на самолетный дальномер ограничивается тем, что в системе используются позиционно-импульсные коды, каналы запроса и ответа разнесены по частоте и применяется стробирование приемного канала запросчика.

Основное влияние на точность радиодальномера оказывает ошибка измерения временного интервала. Для ее уменьшения необходимо использовать сигналы с достаточно крутым передним фронтом, так как по нему фиксируется момент излучения и момент приема, и добиваться большего отношения сигнал/помеха. Выполнение второго условия в существующих дальномерах обес-

печивается применением активных ответчиков. Для выполнения первого условия желательно использовать прямоугольные импульсы. Однако необходимость создания достаточно большого числа каналов в ограниченном частотном диапазоне требует сужения спектра сигнала. Поэтому в системе DME применяются импульсы с огибающей прямоугольной формы.

Наибольшую точность измерения временного интервала обеспечивают измерители дискретного типа. Применение современных быстродействующих счетчиков импульсов позволяет уменьшить ошибку дискретности отсчета дальности до нескольких метров или долей метра.

Принцип действия дальномерного канала аппаратуры радиотехнической системы ближней навигации и посадки дециметрового диапазона аналогичен рассмотренному выше. Отличие состоит в меньшем числе частотно-кодовых каналов (88 в РСБН) и используемом диапазоне частот (запрос дальности 772...812,8 МГц, ответ дальности 939,6...1000,5 МГц).

4. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И СХЕМНОЕ ПОСТРОЕНИЕ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ СИСТЕМ ПОСАДКИ

4.1. Общие сведения об инструментальных системах посадки

Аппаратура инструментального захода на посадку предназначена для выполнения ВС предпосадочных маневров и захода на посадку по сигналам посадочных радиомаяков международной системы ILS и систем посадки типа СП, применяемых в России. Аппаратура посадки принадлежит к классу неавтономных двумерных РНС, осуществляющих углометрию с использованием амплитудно-фазовой информации. Эта аппаратура позволяет определять: боковое положение ВС в горизонтальной плоскости относительно оси взлетно-посадочной полосы (ВПП); продольное положение ВС относительно плоскости, проходящей под углом глиссады снижения (положение самолета в вертикальной плоскости); момент пролета маркерных радиомаяков.

Наземная часть СП состоит из курсового радиомаяка (КРМ), глиссадного радиомаяка (ГРМ) и двух или трех маркерных радиомаяков (МРМ).

Бортовая аппаратура систем посадки состоит из УКВ радиоприемников и устройств обработки информации и предназначена для приема и обработки сигналов наземных радиомаяков. Информативным параметром сигнала в каналах курса и глиссады является разность глубин модуляции или глубина пространственной модуляции. Полученная информация об отклонениях от заданной траектории посадки индицируется на соответствующих приборах, по которым осуществляется процесс управления самолетом в случае ручного управления, либо подается в соответствующем виде в автоматическую бортовую систему управления.

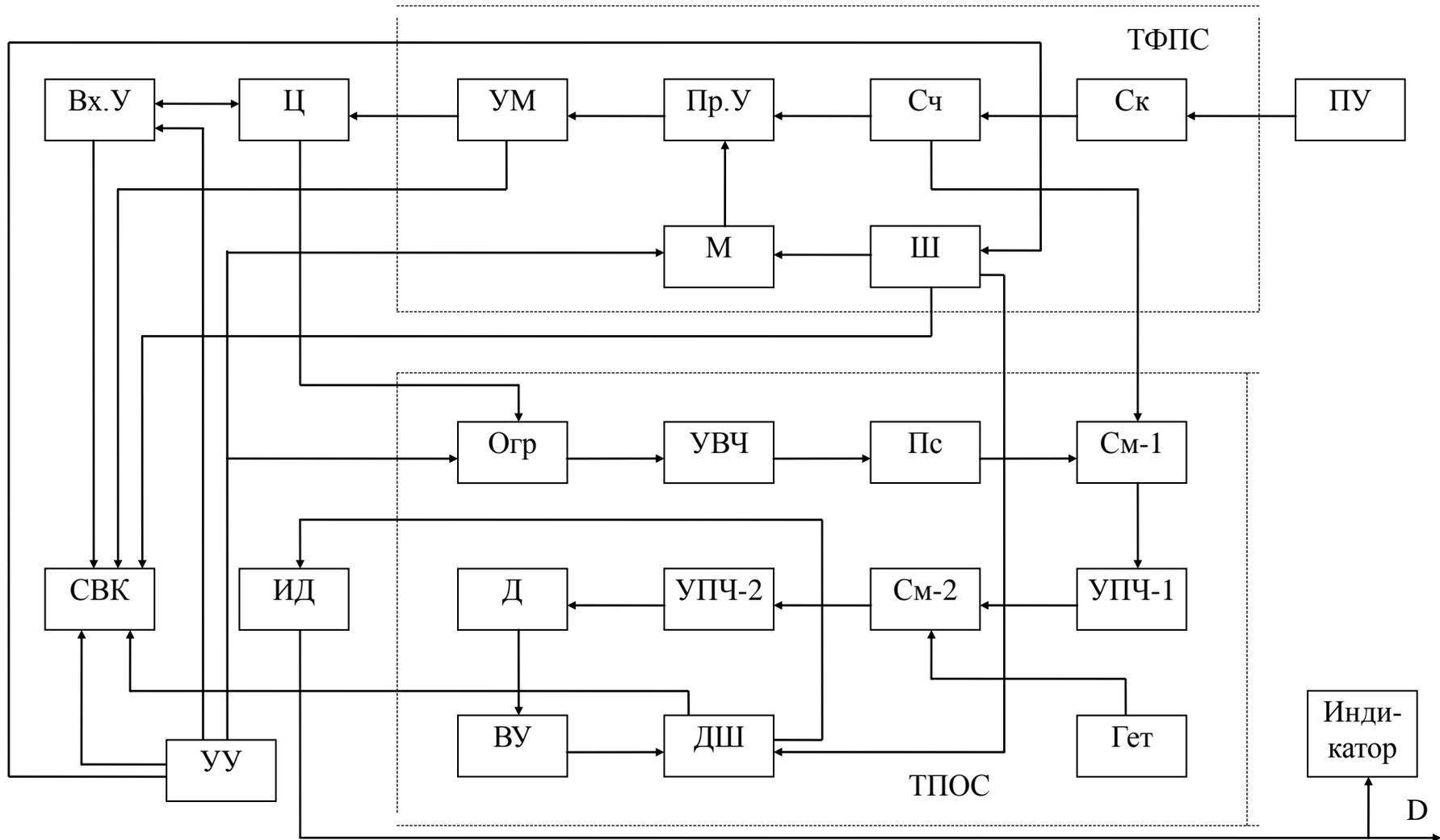


Рис.3.5. Структурная схема радиодальномера СД-75

Информация о боковом и продольном движении самолета выдается в виде постоянного тока, который управляет стрелками планового навигационного прибора (ПНП). Информация о пролете МРМ выдается на сигнальные лампочки и звонок и в виде звуковых сигналов в телефоны пилотов.

4.2. Основные требования к системам посадки и их характеристики

Различают требования к параметрам наземной части и бортовой части системы посадки.

В соответствии с требованиями ИКАО зона действия КРМ должна охватывать сектор $\pm 35^\circ$ в горизонтальной и 7° в вертикальной плоскостях. Дальность действия КРМ должна быть не менее 46 км в секторе $\pm 10^\circ$ и не менее 31,5 км в секторе $\pm 35^\circ$ относительно оси ВПП.

Зона действия ГРМ в горизонтальной плоскости ограничена сектором $\pm 8^\circ$ относительно оси ВПП при дальности действия не менее 18,5 км, а в вертикальной плоскости – углами $0,45\Theta_0$ и $1,75\Theta_0$, где Θ_0 – угол глиссады.

Стабильность положения заданной траектории захода на посадку определяется допустимыми отклонениями линии курса и глиссады от установленных (номинальных) положений и зависит от степени устойчивости СП к воздействию дестабилизирующих факторов.

Искривления линий курса и глиссады оказывают неблагоприятное воздействие на процесс посадки, особенно при его автоматизации. Причина искривлений состоит во влиянии сигналов, отраженных от местных объектов, для снижения которого необходима тщательная и дорогостоящая планировка местности перед радиомаяком.

Поляризация поля, используемая в СП – горизонтальная. Появление вертикальной составляющей приводит к появлению погрешности системы.

Нормами ИКАО регламентированы следующие частотные параметры для радиомаяков (табл.4.1).

Таблица 4.1

Параметр	Тип радиомаяка	
	КРМ	ГРМ
Диапазон частот, МГц	108...111,975	328,6...335,4
Отклонение несущей от номинального значения, %	0,005	0,005
Разнос несущих частот двухканальных РМ, кГц	5...14	5...14
Частота модуляции, Гц	90 и 150	90 и 150
Глубина модуляции, %	20	37,5...42,5

Нормируемыми параметрами бортовой аппаратуры СП являются чувствительность, стабильность центрирования и неравномерность характеристики АРУ.

Чувствительность – минимальное значение стандартного испытательного сигнала отклонения, при котором включена сигнализация нормальной работы и ток индикатора равен определенному значению тока стандартного отклонения.

Стабильность центрирования – пределы изменения тока индикатора при определенном диапазоне изменения напряжения стандартного испытательного сигнала центрирования.

Неравномерность характеристики АРУ – относительное изменение тока индикатора при определенном диапазоне изменения напряжения стандартного испытательного сигнала отклонения.

Нормы на бортовую аппаратуру СП регламентируют основные параметры КРП и ГРП или каналов курса и глиссады (КГ) бортовой аппаратуры.

Требования на отечественную аппаратуру различны для режимов «СП-50» и «ILS», соответствующих работе по СП-50 и по стандартизированным ICAO системам. Основные требования приведены в табл.4.2.

Таблица 4.2

Параметр	КК	КГ
Чувствительность по срабатыванию флажкового сигнализатора, мкВ	5	12
Точность центрирования (3σ), мкА, в аппаратуре I(II) категории	10 (7)	12 (12)
Стандартное отклонение, мкА, при РГМ=0,093 (0,092)	90	(79)5...14
Неравномерность характеристики АРУ, %	25	(20)
Избирательность, дБ, при расстройке ± 40 кГц (± 300 Гц)	60	(60)
Симметрия тока отклонения, %	4	4
Нелинейность изменения тока отклонения, %, в диапазоне значений РГМ $\pm 0,175$ ($\pm 0,155$)	(10)	10

В настоящее время в ГА эксплуатируется бортовая аппаратура систем посадки метрового диапазона типов Курс МП-2, Курс МП-70, Ось-1, ILS-85, характеристики которых приведены в табл.4.3.

Таблица 4.3

Параметр, характеристика	Курс МП-2	Ось-1	Курс МП-70	ILS-85
Режим работы	ILS, VOR, СП-50	ILS, СП-50	ILS, VOR, СП-50	ILS, СП-50
Число частотных каналов КРП (ГРП)	200 (20)	20 (20)	40 (40)	ILS: 40(40) СП-50: 20(20)
Интервал между частотными каналами, кГц	50 (300)	200 (300)	50 (150)	50 (150)
Контроль работоспособности	По сигналам СП	Встроенный	Встроенный	Встроенный
Масса комплекта	32,4	14	8,8	5,5

Наиболее совершенными являются аппаратура системы посадки Курс МП-70 и ILS-85. При этом они соответствуют III категории посадочного метеоминимума, в то время, как системы Ось-1 и Курс МП-2 – II категории.

4.3. Бортовая аппаратура посадки ILS-85

4.3.1. Назначение и основные характеристики

Бортовая аппаратура ILS-85 предназначена для решения задач посадки по маякам типа ILS и функционирует в составе КС ЦПНО. Аппаратура позволяет осуществлять прием сигналов курсового и глиссидного радиомаяков, определения по ним отклонений самолета от плоскостей курса и планирования (глиссады) на этапе посадки и выдачи этой информации на индикацию и в САУ. Дополнительно аппаратура позволяет обеспечивать посадку по радиомаякам системы СП-50.

Аппаратура ILS-85 выполнена в виде блока, представляющего собой модульную конструкцию. В комплект аппаратуры также входят антенна глиссидная АГ-006 и антенна курсовая АКН-005. Аппаратура работает в следующих режимах:

«ILS» - прием сигналов курсового и глиссидного радиомаяков типа ILS и выработка сигналов отклонения от курса и глиссады;

«СП» - прием сигналов курсового и глиссидного радиомаяков типа СП-50 и выработка сигналов отклонения от курса и глиссады;

«Контроль» - по сигналам «Контроль», выдаваемым от вычислительной системы самолетовождения (ВСС) или комплексного пульта радиотехнических средств (КП РТС), вырабатываются тестовые значения отклонений от равносигнальных зон курса и глиссады «вверх-влево» и «вниз-вправо» и индицируется контрольное значение частоты настройки на индикаторе.

Основные эксплуатационно-технические характеристики аппаратуры ILS-85 приведены в табл.4.4.

Таблица 4.4

№ п/п	Параметр, характеристика	Значение
1	Количество курсовых и глиссидных каналов	40
	В режиме ILS	20
2	Чувствительность курсового канала, не хуже, мкВ	3
3	Чувствительность глиссидного канала, не хуже, мкВ	6
4	Погрешность кода отклонения (при сигнале центрирования), 3σ : по курсу, не более по глиссаде, не более	0,0077 РГМ
		0,014 РГМ
5	Погрешность центрирования курсового канала в режиме СП-50, не более, 3σ	0,0103 КАМ
6	Погрешность отклонения курсового канала в режимах ILS, СП-50, не более, 3σ	10%
7	Отклонение в режиме «Контроль»: по курсу по глиссаде	0,092 РГМ
		0,093 РГМ
8	Частота в режиме «Контроль», МГц	108,10
9	Масса блока, не более, кг	5,5
10	Время непрерывной работы, не более, ч	16

Блок радиоприемного устройства состоит из следующих функциональных элементов:

- модуля высокочастотного курсового;
- модуля синтезатора частот курсового;
- модуля высокочастотного глиссадного;
- модуля синтезатора частот глиссадного;
- модуля процессора;
- модуля цифрового обмена;
- модуля селективного преобразования;
- модуля комбинированного посадочного;
- модуля вторичного электропитания.

4.3.2. Структурная схема аппаратуры посадки ILS-85

Блок радиоприемника ILS-85 предназначен для формирования информации об отклонении по курсу и глиссаде в режимах ILS и СП-50. Для выполнения данной задачи в состав блока входят модули, которые осуществляют обработку высокочастотных сигналов, поступающих от курсовой и глиссадной антенн, аналого-цифровое преобразование выделенных низкочастотных составляющих, их цифровую обработку и формирование выходной информации заданного формата.

Кроме того, часть элементов блока используется для организации встроенного контроля работоспособности аппаратуры.

Обработка информации, контроль и управление работой модулей осуществляется с помощью модуля процессора, выполненного на базе микропроцессорного комплекта 588 серии.

Структурная схема аппаратуры ILS-85 представлена на рис.4.1.

Блок состоит из девяти модулей, которые осуществляют обработку сигналов, поступающих от курсовой и глиссадной антенн, формирование сигналов перестраиваемых гетеродинов, преобразование выделенных НЧ модулирующих сигналов ILS (СП-50) в цифровую форму и их обработку.

Модуль высокочастотный курсовой (ВЧ-К) осуществляет прием, фильтрацию, усиление и детектирование ВЧ сигналов, поступающих от курсовой антенны, а также формирование контрольных курсовых ВЧ сигналов.

Модуль высокочастотный глиссадный (ВЧ-Г) осуществляет прием, фильтрацию, усиление и детектирование ВЧ сигналов, поступающих от глиссадной антенны, а также формирование контрольных глиссадных ВЧ сигналов.

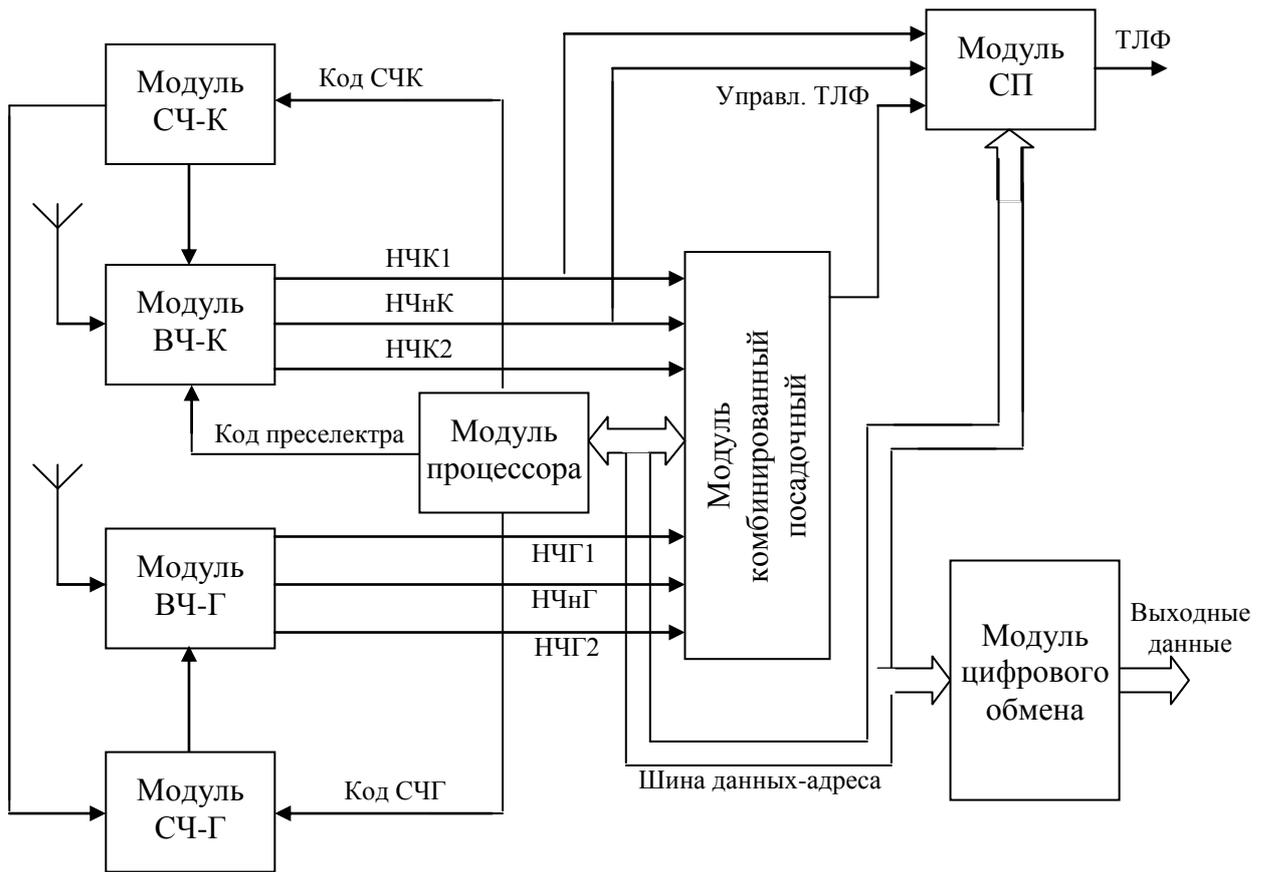


Рис.4.1. Структурная схема аппаратуры ILS-85

Модули синтезаторов частот (СЧ-К и СЧ-Г) осуществляют формирование в курсовом и глиссадном каналах сигналов перестраиваемых гетеродинов с цифровым управлением.

Модуль селективного преобразователя (СП) осуществляет выделение и усиление сигналов телефонной связи и опознавания сигналов радиомаяков ILS.

Модуль комбинированный посадочный осуществляет преобразование НЧ сигнала ILS в цифровую форму.

Процессор выполняет программы, записанные в его постоянное запоминающее устройство.

Модуль цифрового обмена осуществляет прием и передачу биполярного кода, которым производится информационный обмен с внешними системами, формирование и прием управляющих сигналов.

Модуль вторичного электропитания преобразует напряжение бортсети 115 В 400 Гц в стабилизированные постоянные напряжения 5 В, 15 В, 20 В и минус 15 В, используемые для питания всех модулей блока.

Для организации взаимодействия, управления и контроля модули процессора, цифрового обмена, селективного преобразователя и комбинированный посадочный связаны между собой шиной обмена данными.

Сигналы опознавания радиомаяков и телефонной связи с выхода модуля ВЧ-К поступают на модуль СП, где выделяются, усиливаются и поступают на выход приемного блока.

Прохождение посадочных сигналов определяется режимом работы.

Режим работы «ILS»

В режиме работы «ILS2 ВЧ сигнал, содержащий модулирующие тона 90 и 150 Гц, с курсовой антенны поступает на входной электронно-перестраиваемый фильтр модуля ВЧ-К.

Код управления фильтром формируется модулем процессора и поступает через модуль цифрового обмена. В качестве гетеродина для модуля ВЧ-К используется СЧ-К, управляемый кодом, формирующимся программно в модуле процессора и поступающим через модуль цифрового обмена.

После усиления, преобразования и фильтрации ВЧ сигнал детектируется и с выхода модуля ВЧ-К модулирующий сигнал НЧК1 поступает на вход модуля комбинированного посадочного, а сигнал НЧК2 – на вход модуля СП и контрольный соединитель.

Соответствующие уровню курсового ВЧ сигнала нормирующие сигналы НЧнК1 и НЧнК2 поступают, соответственно, на модуль комбинированный посадочный и контрольный соединитель.

ВЧ сигнал с глассадной антенны поступает на входной фильтр модуля ВЧ-Г и сигналы, аналогичные выходным сигналам модуля ВЧ-К, поступают на модуль комбинированный посадочный и контрольный соединитель. Код управления СЧ-Г формируется программно в модуле процессора и поступает на СЧ-Г через модуль селективного преобразователя.

В модуле комбинированном посадочном производится суммирование сигналов НЧК1 и НЧнК1 (НЧГ1 и НЧнГ1), их предварительная фильтрация и аналого-цифровое квантование.

Результаты в виде последовательности 16-разрядных кодированных выборок запоминаются в накапливающем регистре и затем по шине данных поступают для обработки в модуль процессора.

Программа обработки курсовой и глассадной информации заключается в узкополосной фильтрации квадратурных составляющих модулирующих сигналов 90 Гц и 150 Гц, вычислении их амплитуд, а также уровня постоянной составляющей ВЧ сигнала. В последующем вычисляются разности глубин модуляции (РГМ).

Кроме того, программно осуществляется дешифрация и проверка поступающей от внешних систем управляющей информации, а также формирование выходной информации. Взаимодействие аппаратуры ILS-85 с другими бортовыми системами осуществляется с помощью 32-разрядного последовательного биполярного кода.

Информация от внешних систем в виде последовательного кода поступает по двум независимым входам «Вход 1» «Вход 2» на модуль цифрового обмена.

Подключаемый вход определяется уровнем внешнего потенциального сигнала «Выбор входа».

Информация во внешние системы подается по двум гальванически развязанным выходам «Выход 1» и «Выход 2». Кроме того, на модуль цифрового обмена поступают потенциальные сигналы «Запрет перестройки и контроля», «Контроль», а также сигналы с программируемых контактов. Эти сигналы – «Управление вых. данными», «Постоянные вых. данные», «Прерванные вых. данные», «Номер комплекта 2⁰», «Номер комплекта 2¹» – предназначены для управления выходными данными при отказе приемного блока ILS-85 и кодирования номера блока при наличии в комплекте аппаратуры нескольких приемных блоков.

Сигналом низкого уровня «Запрет перестройки контроля» запрещается перестройка блока (входного фильтра модуля ВЧ-К, СЧ-К, СЧ-Г) на другую рабочую частоту, а также включение режима «Контроль». При этом прием команды «Запрет перестройки и контроля» подтверждается установкой в состоянии «1» 11 разряда в выходных словах с информацией об отклонении по курсу и по глиссаде.

В модуле цифрового обмена производится проверка входных 32-разрядных слов на соответствие адреса и четности, их преобразование для передачи по шине данных в модуль процессора, а также преобразование выходной информации в 32-разрядные слова для передачи во внешние системы.

Режим работы «СП-50»

В работе аппаратуры в режиме «СП-50» имеются отличия от работы в режиме «ILS». В глиссадном канале после вычисления РГМ знак меняется на противоположный (связано с противоположной модуляцией в радиомаяке), а в курсовом канале в модуле комбинированном посадочном в накапливающий регистр дополнительно записывается информация от цифрового частотного детектора. Затем программно определяется соотношение фаз постоянной и переменной составляющих сигнала (сигналов опорной и переменной фазы) радиомаяка типа СП-50, производится узкополосная фильтрация квадратурных составляющих тона 60 Гц, вычисляется коэффициент амплитудной модуляции тоном 60 Гц и производится его масштабирование для приведения в соответствие кодов отклонения по курсу в режимах СП и ILS.

Режим «Контроль»

Для проверки схемы приема и обработки сигналов радиомаяков в аппаратуре ILS-85 предусмотрена разветвленная система автоматического контроля на основе аппаратных и программных средств.

Включение режима «Контроль» производится при отсутствии команды «Запрет перестройки и контроля» по сигналу «Контроль».

Режим «Контроль» выполняется поэтапно по жестко заданной программе. При этом формируются стандартные НЧ контрольные сигналы, подаются на модуляторы ВЧ модулей и получаемые таким образом ВЧ модулированные сиг-

налы подаются на антенные входы ВЧ модулей и далее обрабатываются также, как в режиме «Работа». Результат обработки контрольного сигнала сравнивается с заданными пределами и принимается решение о работоспособном или неработоспособном состоянии аппаратуры.

Выполнение контроля работоспособности аппаратуры ИЛС-85 в процессе работы производится, в основном, с помощью программных средств методом сравнения характеристик сигналов от различных модулей. При обнаружении неисправности выдается общий признак отказа в выходных словах и по одной их шин «Исправность» на контрольный соединитель. С целью точной локализации отказа основные сигналы и шина данных также выведены на контрольный соединитель.

5. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И СХЕМНОЕ ПОСТРОЕНИЕ ДОПЛЕРОВСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА

5.1. Доплеровский метод измерения скорости и угла сноса

Доплеровский метод измерения путевой скорости и угла сноса ВС основан на эффекте доплеровского смещения частоты принимаемого сигнала относительно частоты излучаемого сигнала, возникающего за счет перемещения источника излучения относительно отражающего или принимающего сигнал объекта за время излучения. Смещение частоты тем больше, чем больше скорость движения приемника относительно передатчика. Такой же эффект имеет место, если передатчик и приемник неподвижны относительно друг друга и находятся на движущемся объекте, а колебания принимаются после отражения от неподвижного объекта, например, земной поверхности.

Рассмотрим эффект Доплера при непрерывном излучении немодулированного радиосигнала.

Пусть на борту ВС, выполняющего горизонтальный полет с постоянной путевой скоростью $W = \text{const}$, установлены приемник и передатчик, излучающий сигнал вида

$$e_{\text{изл}}(t) = E_{\text{мизл}} \cos \omega_0 t$$

где $e_{\text{изл}}(t)$ - мгновенное значение напряженности электрического поля, создаваемого передатчиком на выходе передающей антенны; $E_{\text{мизл}}$ - амплитуда напряженности поля, ω_0 - частота колебаний передатчика.

Колебания, поступающие на вход приемника, запаздывают относительно излучаемых на время $\tau = 2R(t) / c$, где $R(t)$ - текущее изменяющееся значение расстояния между ВС и элементарным отражателем. Тогда принятый сигнал можно записать в виде

$$e_{\text{пр}}(t) = E_{\text{мизл}} \cos \left[\omega_0 (t - \tau) \right]$$

Мгновенное значение частоты принятого сигнала, определяемое как производная по времени от полной фазы $\psi(t) = \omega_0 (t - \tau) = \omega_0 [t - 2R(t) / c]$, равно

$$\omega_{np}(t) = \frac{d\Psi(t)}{dt} = \omega_0 - \frac{2\omega_0}{c} \frac{dR(t)}{dt}.$$

Отсюда видно, что принимаемые колебания отличаются по частоте от излучаемых на величину

$$\omega_d = \omega_{np} - \omega_0 = -\frac{2\omega_0}{c} \frac{dR(t)}{dt}, \quad (5.1)$$

называемую доплеровским смещением частоты (доплеровской частотой).

При приближении ВС к отражателю доплеровская частота $\omega_d > 0$, при удалении $\omega_d < 0$, при неизменном расстоянии $R(t) = \text{const}$ между ВС и отражателем $\omega_d = 0$. Если скорость сближения (или удаления) изменяется во времени, то доплеровская частота $\omega_d(t)$ также является функцией времени.

$$\frac{dR(t)}{dt}$$

Производная $\frac{dR(t)}{dt}$ является проекцией вектора полной скорости W ВС на направление луча антенны, т.е. радиальной скоростью W_r ВС относительно

отражателя $\frac{dR(t)}{dt} = W_r$. Учитывая это, представим выражение (5.1) в виде

$$\omega_d = \frac{2\omega_0}{c} W_r \quad \text{или} \quad F_d = \frac{2}{\lambda} W_r$$

где λ - длина волны излучаемых передатчиком ДИСС колебаний.

В процессе полета облучаемый участок земной поверхности перемещается со скоростью, равной путевой скорости ВС. Если поверхность не абсолютно гладкая, то на каждом облучаемом участке есть хотя бы одна точка - элементарный отражатель, создающий отражение в направлении ДИСС. При неизменном режиме полета радиальная скорость W_r по отношению ко всем таким элементарным отражателям остается неизменной.

Абсолютно гладкая поверхность создает зеркальное отражение, при котором ДИСС не работает.

5.2. Классификация ДИСС

В зависимости от особенностей технической реализации различают следующие основные типы ДИСС:

- самолетные и вертолетные;
- с непрерывным и импульсным излучением;
- с излучением модулированных и немодулированных колебаний;
- с отдельной и попарной обработкой сигналов, принимаемых по лучам антенной системы.

Самолетные ДИСС, как правило, предназначены для определения путевой скорости и угла сноса. Вертолетные ДИСС позволяют определить три со-

ставляющие вектора полной скорости (продольную, поперечную и вертикальную).

Поскольку вектор путевой скорости самолета всегда направлен вперед и отклонен от продольной оси самолета на угол не более $20-25^{\circ}$, то знак доплеровского смещения частоты по каждому из лучей известен заранее и его определение в полете не требуется.

Перемещение вертолета в пространстве может быть произвольным. В ряде случаев, например, в режиме висения вектор скорости может быть равен нулю или быть вблизи нуля и изменять направление. В связи с этим, в вертолетных ДИСС необходимо измерять доплеровские частоты вплоть до значений, близких к нулю, а также определять их знак.

Кроме того, вертолетные ДИСС характеризуются большим объемом выходных данных, поскольку наряду с измерением трех составляющих вектора скорости в полете по маршруту измеряются путевая скорость и угол сноса.

В настоящее время наиболее широко используются трех- и четырехлучевые самолетные и трехлучевые вертолетные ДИСС.

Принцип построения ДИСС существенно зависит от режима излучения и вида модуляции излучаемых колебаний.

Различают когерентный (автокогерентный) и некогерентный способы выделения в ДИСС доплеровской частоты из отраженного сигнала. При когерентном приеме частота отраженного сигнала сравнивается с частотой колебания передатчика. При этом возможно определение знака доплеровского смещения частоты. Когерентный прием имеет место при излучении непрерывных, частотно-модулированных и непрерывно-импульсных колебаний.

При излучении импульсных некогерентных колебаний выделение доплеровской частоты путем непосредственного сравнения по частоте излучаемых и отраженных колебаний невозможно, так как они смещены во времени. Поэтому измерения доплеровских частот в этом случае основываются на сравнении фаз (частот) колебаний, одновременно принимаемых по различным лучам антенной системы. Однако при такой обработке знак доплеровского смещения частоты определить не удастся. Поэтому режим работы с излучением импульсных некогерентных колебаний можно применять только в самолетных ДИСС.

Основным достоинством ДИСС с непрерывным немодулированным излучением является сосредоточенность спектра доплеровского сигнала в пределах одной, достаточно узкой, полосы частот, что обеспечивает наиболее полное использование энергии сигнала.

Недостатком ДИСС с непрерывным излучением является трудность устранения просачивающегося на вход приемника сигнала передатчика. Этот сигнал попадает на вход приемника как вследствие связи между приемной и передающей антеннами, как правило, расположенными рядом, так и вследствие отражения прямого сигнала от элементов конструкции ВС.

Просочившийся сигнал обычно модулирован по амплитуде и фазе по случайному закону и при полете ВС на достаточно большой высоте может во много

раз превышать не только собственные шумы приемника, но и принимаемый сигнал, что ведет к снижению чувствительности приемника.

Для уменьшения влияния просочившихся сигналов в ДИСС используются частотная модуляция или импульсный режим излучения. В импульсном режиме развязку приемного и передающего каналов производят путем запираания приемника на время излучения импульса. Однако при этом появляются "слепые высоты", т.е. ДИСС оказывается неработоспособным на высотах, где время задержки отраженных сигналов кратно периоду повторения импульсов.

Основным недостатком ДИСС с импульсным излучением и автокогерентной обработкой является ухудшение качества работы при крене и тангаже ВС, а так же при полете над пересеченной местностью. При этом имеет место неодновременный приход сигналов по парам лучей, вплоть до отсутствия их перекрытия во времени, в результате чего разностные биения не образуются. Для устранения влияния крена и тангажа используют стабилизацию антенной системы ДИСС в горизонтальной плоскости.

Следует отметить, что в ДИСС с автокогерентной обработкой сигналов могут использоваться генераторы с невысокой стабильностью частоты, так как для выделения доплеровской частоты сравниваются одновременно приходящие по лучам приемной антенны отраженные сигналы, на которых частотные и фазовые нестабильности сказываются в равной степени и при вычитании спектров компенсируются.

ДИСС с частотной модуляцией, сохраняя преимущества непрерывного излучения, позволяют существенно снизить влияние шумовой составляющей просачивающегося на вход приемника излучаемого сигнала, т.к. благодаря частотной модуляции спектр отраженного сигнала сдвигается пропорционально его задержке. Однако в таких ДИСС также присутствуют "слепые высоты".

5.3. Обобщенная структурная схема и принцип работы ДИСС

В качестве обобщенной рассмотрим структурную схему ДИСС с излучением непрерывных немодулированных колебаний и непосредственным преобразованием отраженных сигналов на низкую частоту (рис.5.1).

Основными функциональными элементами ДИСС являются:

- генератор высокой частоты (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;
- усилитель низкой частоты (УНЧ), осуществляющий 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 моноблок (ВЧ блок).

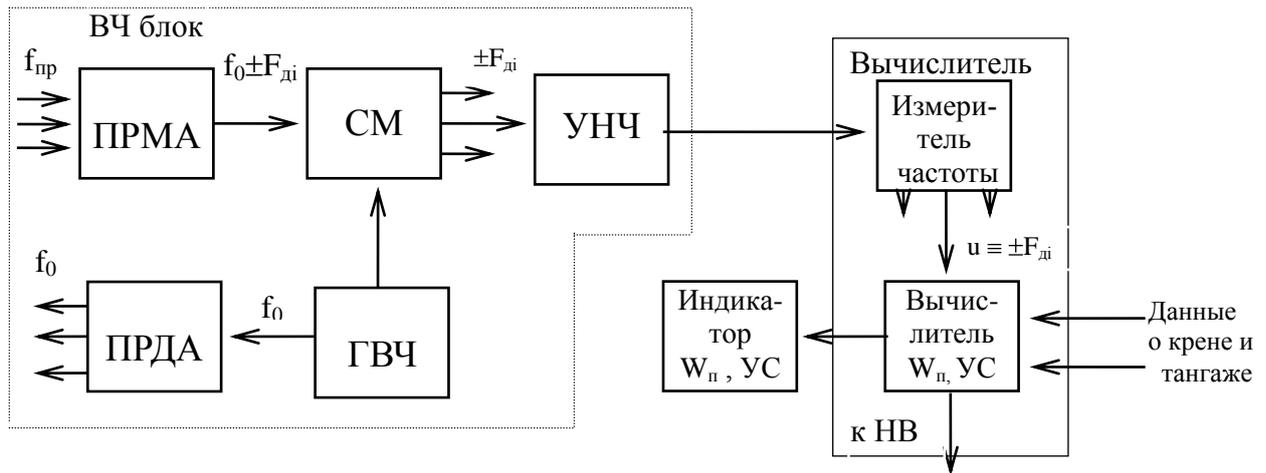


Рис.5.1. Обобщенная структурная схема ДИСС

Доплеровские сигналы с выхода ВЧ блока поступают на вход измерителя частоты. Напряжения, пропорциональные значениям доплеровских частот, с выхода измерителя частоты поступают в вычислитель, где с учетом данных о крене и тангаже ВС, а также данных об угловой ориентации лучей ДИСС вычисляются значения путевой скорости W и угла сноса $УС$.

Полученные данные о $W_п$ и $УС$ поступают далее в навигационный вычислитель (НВ) для реализации счисления и на индикатор путевой скорости и угла сноса.

Для определения трех составляющих вектора полной скорости ДИСС должен иметь не менее трех некопланарных (не лежащих в одной плоскости) лучей антенной системы. Обычно ориентация лучей ДИСС выбирается из условий применения ВС и диапазона возможных значений измеряемых навигационных параметров.

В современных ДИСС применяются жестко связанные с корпусом ВС неподвижные антенные системы. Поэтому первичная навигационная информация (составляющие полной скорости) определяется в самолетной системе координат $OX_c Y_c Z_c$, ось OX_c которой направлена по продольной оси ВС, ось OZ_c направлена в сторону правой полуплоскости, ось OY_c перпендикулярна плоскости $OX_c Z_c$ и направлена вверх.

В самолетной системе координат вектор полной скорости W раскладывается на три ортогональные составляющие: W_{xc} - продольную, W_{zc} - поперечную и W_{yc} - вертикальную. При этом доплеровский сдвиг частоты сигнала, принятого по каждому из лучей антенной системы, можно представить как результат сложения доплеровских сдвигов, вызываемых каждой составляющей вектора полной скорости, т.е.

$$F_{дi} = F_{дi}(W_{xc}) + F_{дi}(W_{zc}) + F_{дi}(W_{yc}), \quad (5.2)$$

где i - номер луча.

На рис.5.2 представлено расположение лучей трехлучевого ДИСС в системе координат $OX_c Y_c Z_c$, начало которой совпадает с центром масс ВС.

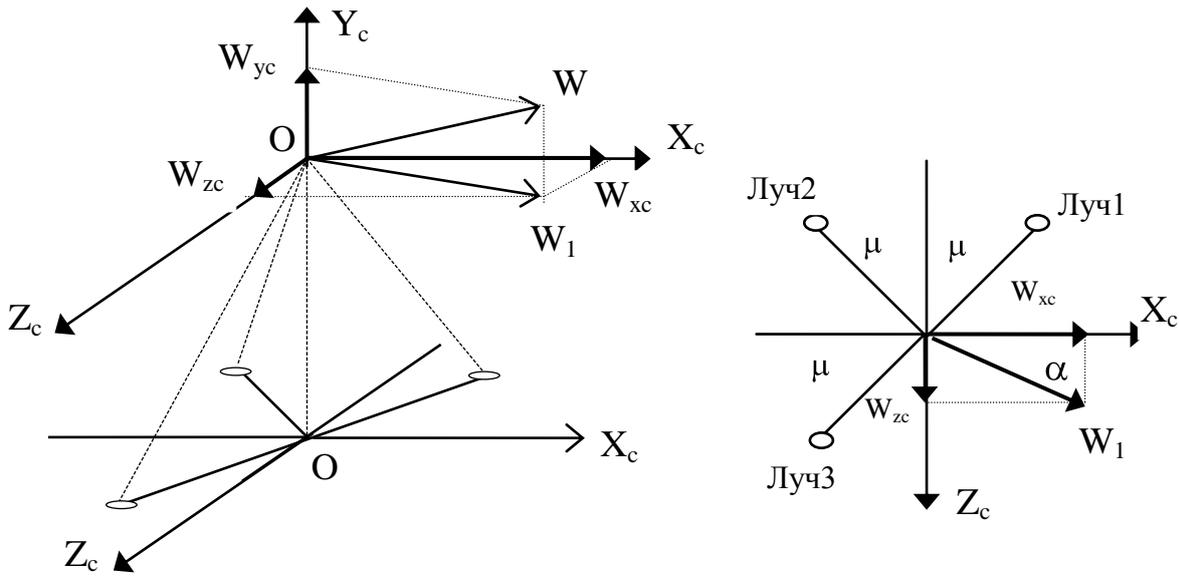


Рис. 5.2 . Расположение лучей трехлучевого ДИСС

На рис.5.2 вектор W_1 представляет собой проекцию вектора полной скорости W на плоскость OX_cZ_c .

Полагая, что углы наклона всех лучей в вертикальной плоскости относительно продольной оси ВС одинаковы и равны γ , для доплеровских сдвигов частот по лучам антенны согласно (5.2) получим

$$\begin{aligned}
 F_{д1} &= \frac{2}{\lambda} (W_{xc} \cos \gamma \cos \mu - W_{zc} \cos \gamma \sin \mu - W_{yc} \sin \gamma) \\
 F_{д2} &= \frac{2}{\lambda} (-W_{xc} \cos \gamma \cos \mu - W_{zc} \cos \gamma \sin \mu - W_{yc} \sin \gamma) \\
 F_{д3} &= \frac{2}{\lambda} (-W_{xc} \cos \gamma \cos \mu + W_{zc} \cos \gamma \sin \mu - W_{yc} \sin \gamma)
 \end{aligned} \quad (5.3)$$

Решая систему уравнений (5.3) относительно неизвестных W_{xc} , W_{yc} , W_{zc} , получим

$$\begin{aligned}
 W_{xc} &= \frac{\lambda}{4 \cos \gamma \cos \mu} (F_{д1} - F_{д2}), \\
 W_{yc} &= -\frac{\lambda}{4 \sin \gamma} (F_{д1} + F_{д3}), \\
 W_{zc} &= \frac{\lambda}{4 \cos \gamma \sin \mu} (F_{д3} - F_{д2}).
 \end{aligned} \quad (5.4)$$

Для навигации ВС необходимо знать проекции вектора полной скорости W не в системе координат $OX_cY_cZ_c$, связанной с ВС, а в горизонтальной системе координат $OX_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma$, в которой определяется перемещение ВС относительно

земной поверхности. Переход от связанной к горизонтальной системе координат осуществляется путем следующего координатного преобразования

$$\begin{aligned} W_{xг} &= W_{xc} \cos \nu - W_{yc} \sin \nu \cos \xi + W_{zc} \sin \nu \sin \xi \\ W_{yг} &= W_{xc} \sin \nu + W_{yc} \cos \nu \cos \xi - W_{zc} \cos \nu \sin \xi \\ W_{zг} &= W_{yc} \sin \xi + W_{zc} \cos \xi \end{aligned} \quad (5.5)$$

где ν - угол тангажа, ξ - угол крена.

После определения составляющих скорости в горизонтальной системе координат в вычислителе ДИСС производится вычисление путевой скорости и угла сноса ВС в соответствии с выражениями

$$W_{п} = \sqrt{W_{xг}^2 + W_{zг}^2}; \quad (5.6)$$

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W_{zг}}{W_{xг}}. \quad (5.7)$$

В четырехлучевых ДИСС обычно используется антенная система с симметричной относительно продольной оси ВС X-образной ориентацией лучей.

Для определения трех составляющих вектора скорости ВС, как уже отмечалось, достаточно трех лучей. Поэтому информация, получаемая по четвертому лучу, является избыточной. В четырехлучевом ДИСС между четырьмя доплеровскими частотами существует следующее соотношение

$$F_{д1} + F_{д3} = F_{д2} + F_{д4}. \quad (5.8)$$

Данное соотношение справедливо при любых эволюциях ВС и может служить критерием правильности работы всех каналов измерителя.

Из (5.8) видно, что одна из доплеровских частот может быть выражена через три другие. Составляющие скорости W_{xc} , W_{zc} , W_{yc} в самолетной системе координат могут быть определены по формулам (5.5), если считать четвертый луч резервным.

Определение составляющих полной скорости ВС по формулам (5.5) соответствует когерентному режиму работы ДИСС, т.е. отдельной обработке информации по каждому лучу. В четырехлучевом ДИСС возможна и попарная обработка информации по лучам (автокогерентный режим). При этом в ДИСС измеряются разности доплеровских частот по лучам, лежащим в одной плоскости $F_1 = F_{д1} - F_{д3}$ и $F_2 = F_{д4} - F_{д2}$, по которым определяются путевая скорость и угол сноса

$$W = \frac{1}{8} \frac{F_1 + F_2}{\cos \nu \cos \mu \cos \alpha}; \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{F_2 - F_1}{F_1 + F_2} \operatorname{ctg} \mu$$

Достоинством ДИСС с попарной обработкой информации является уменьшение каналов обработки сигнала с четырех до двух, что соответственно приводит к уменьшению массогабаритных характеристик. Однако при этом теряются данные о вертикальной составляющей скорости W_{yc} .

5.4. Спектр доплеровского сигнала

Антенная система ДИСС имеет лучи конечной ширины, и поэтому отражение радиоволн происходит от достаточно большого участка S земной поверхности. Этот участок включает в себя множество элементарных отражателей, независимых один от другого и расположенных произвольно в пределах облучаемого участка S (рис.5.3).

Элементарные отражатели отличаются размерами, формой, электрическими параметрами, поэтому элементарные сигналы, отраженные от них, имеют различные и случайные начальные фазы и амплитуды.

Поскольку в пределах ширины луча облучение участка земной поверхности происходит под различными углами в вертикальной плоскости, то отраженные элементарные сигналы имеют различные доплеровские сдвиги частоты от

носителю излученного сигнала, так как
$$F_{дi} = \frac{2W}{\lambda} \cos \gamma_i$$
, где i - номер элементарного отражателя, γ_i - угол, под которым он облучается.

Таким образом, при излучении монохроматического сигнала ввиду конечной ширины луча на выходе смесителя образуется немонохроматический (имеющий спектр конечной ширины) сигнал, представляющий сумму элементарных сигналов со случайными начальными фазами и амплитудами.

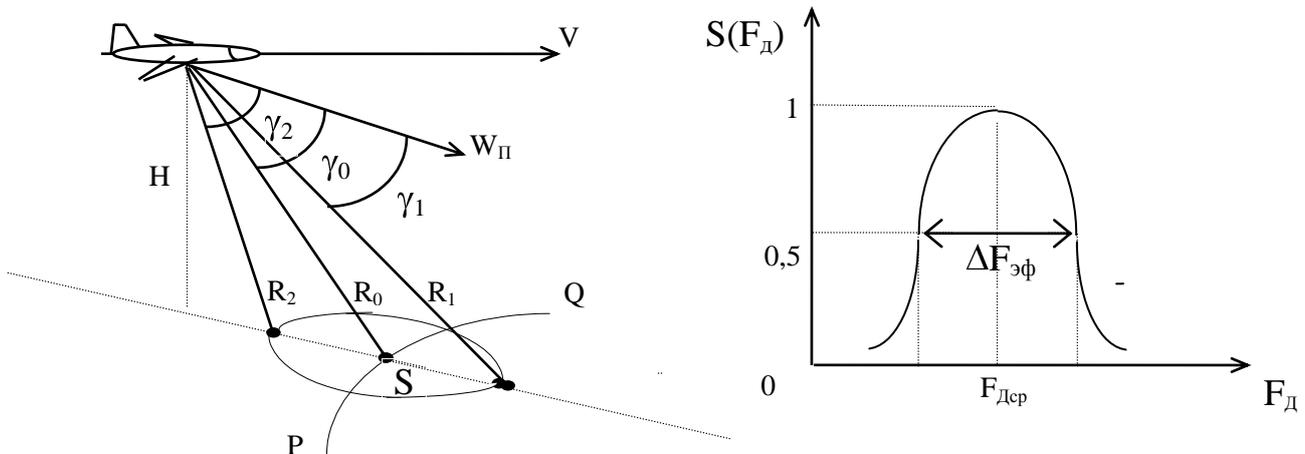


Рис.5.3. Принцип формирования спектра доплеровских частот

Следует отметить, что под одинаковым углом γ_i в пределах ширины луча облучается не один, а несколько элементарных отражателей, образующих гиперболу PQ на земной поверхности (см. рис.5.3).

Суммарный доплеровский сигнал на выходе смесителя представляет собой сумму большого числа элементарных сигналов со случайными начальными фазами и амплитудами и регулярным изменением амплитуды и частоты. Мгновенные значения фазы, амплитуды и доплеровской частоты сигнала на выходе смесителя при этом носят случайный характер.

Распределение мощности сумм элементарных сигналов с одинаковыми доплеровскими частотами, усредненное по множеству случайных отражателей, называется доплеровским спектром отраженного от земной поверхности сигнала.

Форма огибающей доплеровского спектра для ДИСС с излучением непрерывных немодулированных колебаний показана на рис.5.3.

Средней частотой $F_{\text{дср}}$ доплеровского спектра называют частоту, делящую мощность спектра пополам так, что суммарные мощности составляющих спектра с частотами $F_{\text{д}} < F_{\text{дср}}$ и $F_{\text{д}} > F_{\text{дср}}$ равны между собой.

Если коэффициент отражения земной поверхности постоянен в пределах ширины диаграммы направленности антенны ДИСС, то $F_{\text{дср}}$ совпадает с частотой $F_{\text{д0}}$ доплеровского сигнала элементарного отражателя, облучаемого под углом γ_0 .

Ширина спектра $\Delta F_{\text{д}}$ определяется выражением

$$\Delta F_{\text{дэф}} = \frac{4W}{\lambda} \sin \gamma_0 \sin \frac{\Delta \Theta_{0,5}}{2} \quad (5.9)$$

где $\Delta \Theta_{0,5}$ – ширина диаграммы направленности на уровне 0,5 мощности.

Учитывая, что в современных ДИСС используются антенны с узкой диаграммой направленности ($\Delta \Theta_{0,5} \leq 5^\circ$), полагая $\sin \Delta \Theta_{0,5} / 2 \approx \Delta \Theta_{0,5} / 2$ получим

$$\Delta F_{\text{д}} = \frac{4W}{\lambda} \sin \gamma_0 \cdot \frac{\Delta \Theta_{0,5}}{2} \quad (5.10)$$

Относительная ширина доплеровского спектра определяется выражением

$$\frac{\Delta F_{\text{д}}}{F_{\text{дср}}} = \Delta \Theta_{0,5} \cdot \text{tg} \gamma_0, \quad (5.11)$$

и зависит от ширины диаграммы направленности и угла наклона луча в вертикальной плоскости. С увеличением угла наклона луча ширина доплеровского спектра увеличивается.

В современных ДИСС $\Delta \Theta_{0,5} = (4...5)^\circ$, $\gamma_0 = (65...70)^\circ$. Тогда при горизонтальном полете ВС с углом сноса $\alpha = 0$ получим $\Delta F_{\text{д}} / F_{\text{дср}} = 0,1...0,2$. Следовательно, доплеровский сигнал является узкополосным.

При увеличении путевой скорости спектр доплеровского сигнала расширяется и сдвигается в область более высоких частот (рис.5.4).

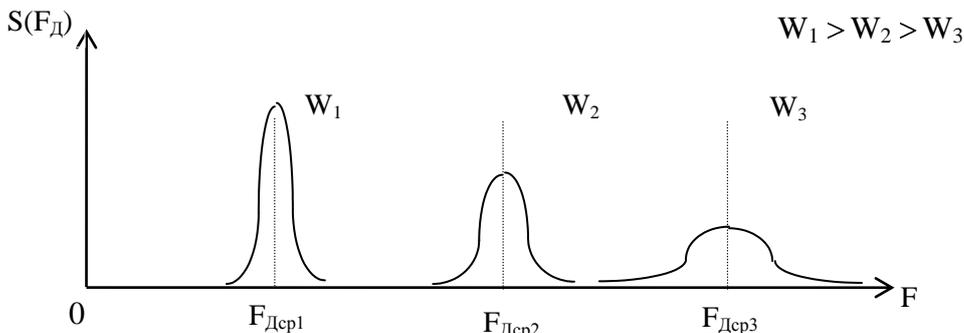


Рис.5.4. Эволюции спектра доплеровского сигнала при изменении скорости ВС

Рассмотрим влияние изменения характера окружающей поверхности на спектр доплеровского сигнала. Для всех видов земной поверхности коэффициент отражения $K_{\text{отр}}$ в большей или меньшей степени зависит от угла γ . Зависимость коэффициента отражения от γ приводит к тому, что элементарные отражатели, облучаемые под углом $\gamma > \gamma_0$, регулярно дают большую мощность отражения, чем отражатели, облучаемые под углом $\gamma < \gamma_0$. Это приводит к смещению средней частоты доплеровского спектра в область низких частот на величину δF_d и несимметричности спектра.

Относительная величина смещения средней частоты $\delta F_d / F_{d \text{ ср}}$ определяется выражением

$$\frac{\delta F_d}{F_{d \text{ ср}}} = \frac{\Delta \Theta_{0,5}^2}{4\pi} K_1 \text{ctg} \gamma_0,$$

где коэффициент K_1 характеризует изменение коэффициента отражения в пределах ширины луча антенны.

Поскольку изменение коэффициента отражения в пределах ширины луча при отражении от морской поверхности проявляется сильнее, чем при отражении от суши, то и смещение средней частоты спектра также будет большим.

Смещение средней частоты спектра доплеровского сигнала при изменении характера подстилающей поверхности приводит к дополнительным погрешностям измерения путевой скорости и угла сноса. Для уменьшения этих погрешностей в вычислителе ДИСС вводятся поправки на среднее смещение при полете над сушей (примерно $0,4 F_{d \text{ ср}}$) и при полете над морем ($1,6 \dots 1,8 F_{d \text{ ср}}$). При этом в современных ДИСС предусмотрены режимы работы “СУША” и “МОРЕ”, включаемые летчиком.

5.5. Доплеровский измеритель ДИСС-32

Структурная схема ДИСС-32 представлена на рис.5.5.

В состав ДИСС входят: высокочастотный блок (ВЧ), вычислитель составляющих вектора скорости (ВСВС) в связанной с вертолетом и горизонтальной системе координат (ВСВС-Г), индикатор висения и малых скоростей (ИВиМС), два индикатора путевой скорости и угла сноса (ИПСиУС), блок вычисления координат (БВК), два индикатора координат (географических ИГК и ортодромических ИОК). В комплект аппаратуры также входят: коробка соединительная (КС), блок вторичных напряжений питания (БНП), картографический индикатор (КИ) и бортовой пульт контроля (БПК).

Электромагнитные колебания, генерируемые передатчиком блока ВЧ на частоте f_0 , проходят щелевой мост, делятся на три равные части и подводятся к трем рупорным излучателям передающей антенны для излучения по узконаправленным лучам. Сигналы, отраженные от земной поверхности с частотами $f_0 \pm F_{di}$, где $i=1,2,3$, принятые по трем узконаправленным лучам, поступают в приемную антенну и далее в приемное устройство – устройство выделения до-

плеровской частоты УВДЧ. Диаграммы передающей и приемной антенн совпадают и определяют общую диаграмму направленности антенной системы ДИСС

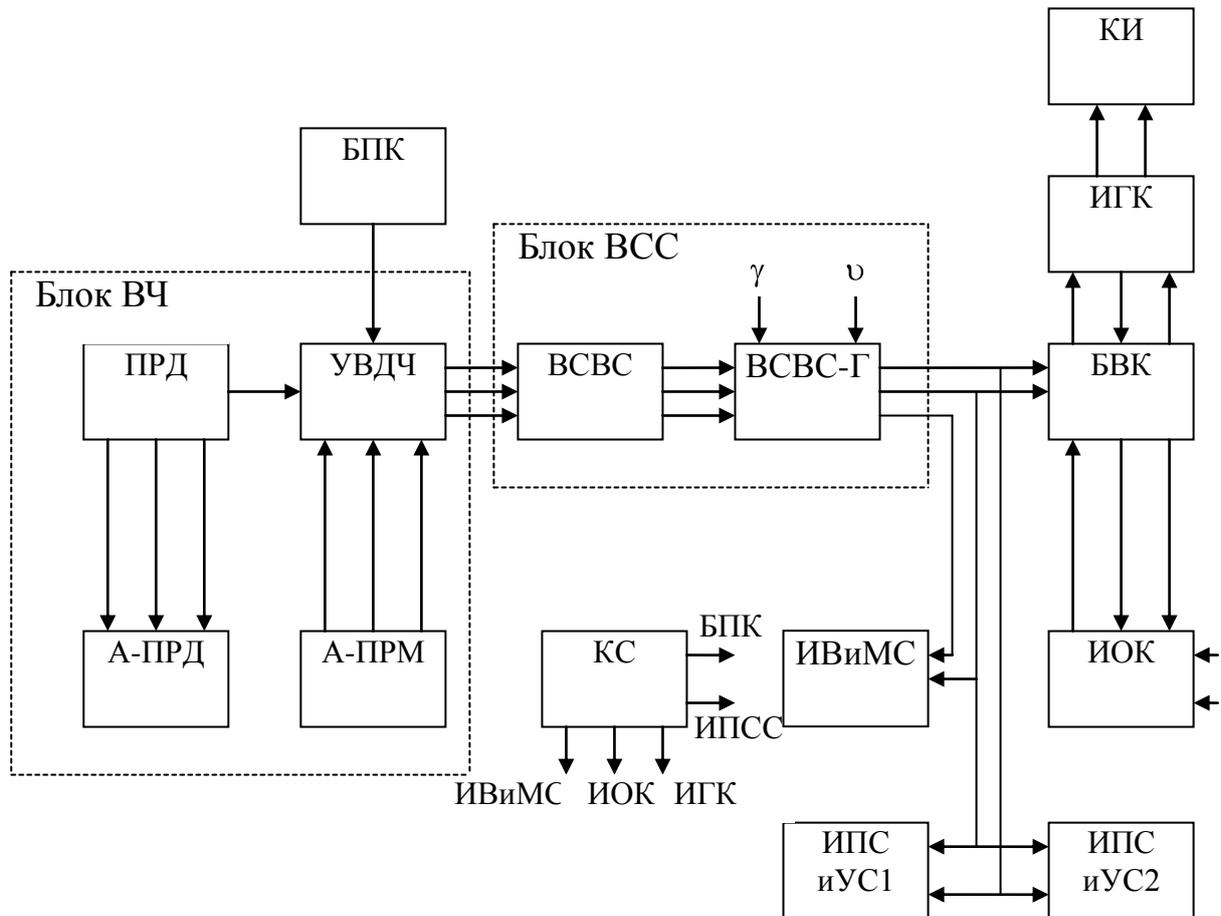


Рис.5.5. Структурная схема ДИСС-32

В УВДЧ с ПРД подается часть мощности сигнала на частоте f_0 , что позволяет выделить из отраженных сигналов доплеровские частоты $F_{д1}$, $F_{д2}$ и $F_{д3}$ с учетом их знака и преобразовать их в соответствующие импульсы с частотами следования F_1, F_2, F_3 , совпадающими с частотами доплеровских сигналов.

Блок ВСС по входной информации о текущих значениях $F_{дi}$ и их знаке вычисляет составляющие скорости в системе координат, связанной с вертолетом (составляющие W_x, W_y, W_z). Вычисленные составляющие скорости в виде постоянных напряжений, пропорциональных этим составляющим, выдаются в соответствующие бортовые системы вертолета.

При переходе ДИСС в режим «Контроль» (по сигналу от прибора БПК) на вход блока ВСС вместо импульсов доплеровских частот F_1, F_2, F_3 поступают определенные сочетания контрольных частот $F_{к1}, F_{к2}, F_{к3}$. Этим сочетаниям контрольных частот (номеру контрольной задачи) соответствуют контрольные значения выходных параметров блока ВСС.

Индикатор путевой скорости и угла сноса предназначен для вычисления и индикации путевой скорости $W_{п}$ и угла сноса α . На обоих индикаторах имеется индикация режима «Память» (потеря слежения за сигналом) и переключатель калибровки СУША-МОРЕ.

Индикатор висения и малых скоростей ИВиМС предназначен для индикации трех составляющих (продольной, поперечной и вертикальной) вектора скорости в режиме висения и малых скоростей (до 50 км/ч) по напряжениям, пропорциональным этим составляющим, которые поступают из блока ВСС.

Блок питания БНП предназначен для питания блоков ВСС, БВК, ИВиМС, КИ, ИПСиУС, БПК стабилизированными напряжениями постоянного тока, а также блока ВЧ.

Блок вычисления координат БВК совместно с двумя блоками индикаторов координат предназначен для вычисления координат местоположения вертолета в ортодромической и географической системах координат. А также для формирования и выдачи сигналов $Z(ПВК)$ и $Z(ПНП)$ в виде напряжений постоянного тока, пропорциональных $Z_{орт}$.

Вычисление координат по осям «север-юг» и «запад-восток» $X_{геогр}$ и $Z_{геогр}$ в географической системе координат производится блоком БВК совместно с ИГК по входной информации $W_{хг}$ и $W_{зг}$ и курсовом угле, поступающем в ИГК в виде напряжения от курсовой системы с учетом угловой поправки на магнитное склонение, вводимой вручную в ИГК.

Выходной информацией блока БВК для ИОК и ИГК являются соответственно последовательности импульсов с выходов четырех каналов $X_{орт}$, $Z_{орт}$ и $X_{геогр}$, $Z_{геогр}$ с частотами следования $F_{X_{орт}}$, $F_{Z_{орт}}$, $F_{X_{геогр}}$, $F_{Z_{геогр}}$, пропорциональными проекциям вектора скорости $W_{X_{орт}}$, $W_{Z_{орт}}$, $W_{X_{геогр}}$, $W_{Z_{геогр}}$ в ортодромической и географической системах координат.

Блоки ИОК и ИГК предназначены для отработки и индикации координат местоположения вертолета (пройденный путь и боковое уклонение) в ортодромической и географической системах координат по импульсам, поступающим из БВК. В ортодромической системе координат частоты следования этих импульсов пропорциональны скорости вертолета вдоль ортодромии и скорости, перпендикулярно к ней. Для географической системы координат частоты следования импульсов пропорциональны скорости вертолета по координатам «север-юг» и «запад-восток».

Картографический индикатор КИ предназначен для визуальной индикации местоположения вертолета на географической карте, расположенной на лицевой панели блока. По вычисленным координатам $X_{геогр}$ и $Z_{геогр}$.

Коробка соединительная предназначена для обеспечения подсвета индикаторных приборов, питания и коммутации сетевых обмоток электродвигателей индикаторов, распределения сигналов между блоками.

Прибор БПК обеспечивает функциональный контроль ДИСС.

6. СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ

6.1. Общие сведения о системах предупреждения столкновений

Предупреждение столкновений - комплекс действий экипажей и пунктов управления воздушным движением (УВД), направленный на изменение или сохранение взаимного положения ВС в воздушном пространстве в целях недопущения их опасных сближений и столкновений в воздухе. Изменение взаимного положения ВС осуществляется за счет маневрирования, т.е. преднамеренного изменения направления, высоты или скорости полета.

Различают сигнализаторы опасных сближений и системы предупреждения столкновений (СПС).

Сигнализаторы опасных сближений предназначены для выдачи экипажу сигналов (звуковых или световых) о возможной угрозе столкновения с другими ВС, которая определяется на основе измерения параметров их взаимного движения, например, дальности, разности высот, угловых координат и т. д.

Системой предупреждения столкновений называется совокупность бортовых радиоэлектронных средств и элементов самолетного оборудования, включающая измерители относительного положения ВС, устройства обработки данных и команд и предназначенная для выполнения задач предупреждения опасных сближений и столкновений ВС в воздухе. СПС дополнительно выдает экипажу информацию о рекомендуемом маневре для предотвращения столкновения на основе более детального анализа воздушной обстановки.

Основными задачами, решаемыми СПС, являются:

- обнаружение в окружающем воздушном пространстве всех потенциально опасных с точки зрения столкновений самолётов;
- определение относительного положения угрожающего самолёта по дальности и высоте и, возможно, по азимуту;
- оценка времени до возможного столкновения;
- определение целесообразных маневров уклонения от столкновения, а также моментов их начала и окончания;
- индикация экипажу самолёта данных о воздушной обстановке и команд на выполнение маневров уклонения.

Конфигурация СПС и её структура зависят от предназначения самолёта и задач, решаемых СПС. Основными средствами, входящими в СПС, являются средства для измерения относительного положения самолётов, источники информации о высоте полёта и векторе скорости, вычислительное устройство, средства индикации и управления (рис.6.1).

Для измерения относительного положения могут использоваться радиодальнометры с ответчиками, без ответчиков, бортовые РЛС и другие средства. Роль источников информации о высоте полёта и векторе скорости могут выполнять штатные бортовые средства (системы воздушных сигналов, инерциальные навигационные системы, доплеровские измерители скорости и сноса).

Обработка данных производится в специализированном вычислительном устройстве, входящем в состав СПС.

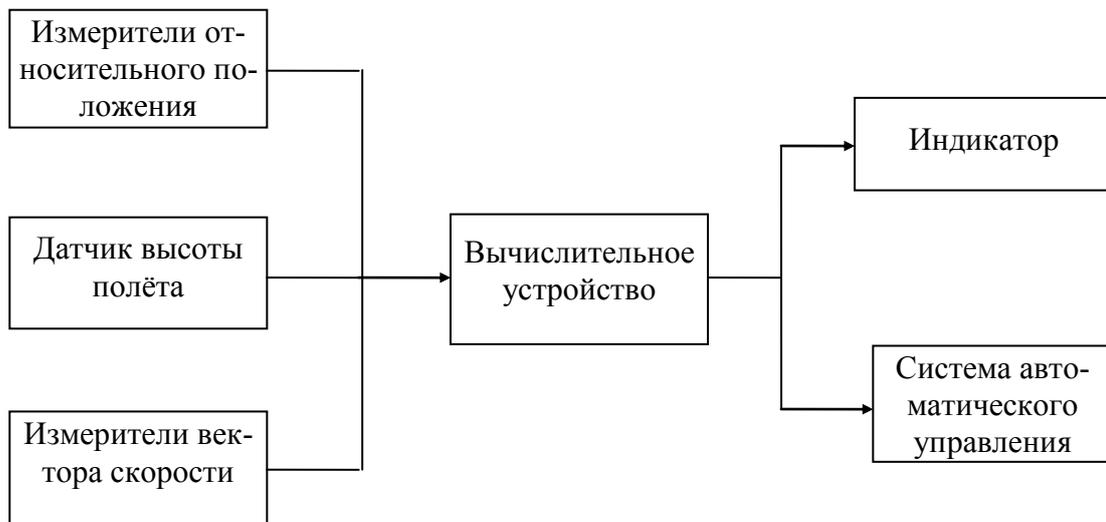


Рис. 6.1. Структурная схема СПС

Сигналы управления поступают на специальные индикаторы или на командные стрелки директорных приборов. При автоматическом управлении сигналы управления подаются в систему автоматического управления (в каналы управления тягой двигателей и угловыми движениями самолёта).

Для определения параметров относительного положения и относительного перемещения самолётов могут измеряться расстояния между самолётами, скорости сближения, курсовые углы самолётов, углы места и высоты полёта. Для определения параметров относительного положения и сближения можно также использовать информацию о параметрах собственного движения и движения угрожающего ВС, полученную по каналам обмена данными.

Результаты измерений указанных первичных параметров обрабатываются в СПС по соответствующим алгоритмам, в результате чего формируются такие вторичные параметры, необходимые для решения задач СПС, как дистанция, интервал, превышение, мгновенный промах и т.д.

6.2. Принципы построения СПС

Системы предупреждения столкновений YG-1054, YG-1081, AVOID [2, 3] были разработаны в США и предназначены для использования на самолётах с различными лётно-техническими характеристиками и на вертолётах.

Сигнализатор опасных сближений вертолётов YG-1054 обеспечивает предупреждение об опасном сближении вертолётов за 10 с до возможного столкновения. В состав аппаратуры сигнализатора входят передатчик, приёмник, процессор, барометрический датчик высоты, три антенны, индикатор пилота, пульт управления. В режиме запроса излучаются два двухимпульсных сигнала со слу-

чайной частотой следования (около 50 запросов в 1 с). Интервал между двухимпульсными сигналами задаётся в системе в виде линейной функции от высоты полёта. Одновременно в запросчике формируется строб дальности, позволяющий устанавливать требуемую дальность обнаружения. Сигнал тревоги формируется при условии, что в серии из 16 запросов принимается не менее 4 ответных посылок (или из 24 запросов - 8). Тем самым обеспечивается снижение вероятности ложных тревог. Для определения положения конфликтных вертолётов по высоте их опрос производится в три этапа: вертолётов, находящихся выше защищаемого вертолёта, на его уровне и ниже его. Для этого соответственно изменяется временной интервал между парами импульсов запросного сигнала. В каждом высотном слое опрос производится в течение 1/3 с. При нахождении отвечающего вертолёта в соответствующем высотном слое аппаратура сигнализатора опасных сближений этого вертолёта излучает двухимпульсный ответный сигнал. Определение направления (квадранта) на вертолёт-«нарушитель» производится в результате измерения разности времён прихода ответных сигналов от антенн, расположенных в трёх различных точках фюзеляжа вертолёта.

СПС YG-1081 [2, 3] разработана на базе индикатора YG-1054 и предназначена для использования на самолётах с достаточно высокими летными характеристиками. В состав системы входит приёмоответчик с пультом управления, три всенаправленные антенны и «вычислитель τ ». В системе периодически измеряются дальность, относительная высота и азимут отвечающего самолёта, на основе чего вычисляется время до предполагаемого столкновения – « τ ». При уменьшении этого времени до 15 с выдаётся сигнал опасности. Одновременно на индикаторе высвечивается квадрант и положение по высоте конфликтного самолёта. Основные режимы работы СПС YG-1081, а также рабочие параметры такие же, как в системе YG-1054. Существенное различие между системами заключается в дополнительной обработке сигналов, применяемых в системе YG-1081 для оценки отношения расстояния между самолётами к скорости сближения с запрашиваемым самолётом. Вычисление « τ » производится с помощью корреляционной схемы, в которой новые и старые сведения о расстоянии между самолётами сравниваются через интервал времени, составляющий 1,5 с.

Система AVOID имеет дальность действия до 40 км, темп выдачи запросных сигналов от 2 до 10 запросов/с в зависимости от степени опасности. Рабочая зона по высоте равна 25000 м. Эта зона разбита на 10 высотных зон. В каждой зоне производится не менее шести запросов подряд и шести измерений расстояния.

Отечественная бортовая СПС «Эшелон» [2,3] обеспечивает сигнализацию о появлении угрозы столкновения, а также формирование и выдачу команд на выполнение взаимно-координированных маневров уклонения от столкновений, отображаемых на специальном пульте индикатора пилота. Система «Эшелон» работает в диапазоне частот 1592,5–1622,5 МГц на двух фиксированных частотах. Аппаратура системы состоит из двух антенн, приёмопередатчика, измери-

тельно-логического блока и пульта – индикатора команд. Система связана с системой воздушных сигналов (СВС) самолёта, самолётным ответчиком системы вторичной радиолокации и самолётным переговорным устройством. От СВС в систему поступают данные о высоте полёта. Через самолётный ответчик от СПС передаются на наземные пункты УВД сообщения об обнаружении конфликтной ситуации и предполагаемых маневрах уклонения самолёта. Самолётное переговорное устройство используется для сигнализации экипажу об угрозе столкновения.

Принцип действия системы состоит в следующем. Аппаратура каждого самолёта излучает запросные сигналы, содержащие информацию о высоте полёта h_o . Запросный сигнал представляет сообщение объёмом 12 двоичных разрядов, из которых 10 разрядов используется для передачи кода высоты, а 2 разряда – для указания «степени свободы». На самолётах, получивших запрос с самолёта, находящегося на высоте h_o , ответные сигналы формируются в зависимости от разности высот $h-h_o$. При разности высот меньше 160 м в ответном сигнале содержится признак опасной зоны (ОП). В ответных сигналах самолётов, находящихся в нижней и верхней зонах предупреждения, содержится признак нахождения в зоне предупреждения (ВЗП, НЗП). Самолёты, находящиеся во внешних зонах, ответные сигналы не излучают. На запрашиваемом самолёте по времени прихода ответного сигнала производится измерение дальности, по которому определяется время до столкновения τ . При нахождении самолёта в опасной зоне после достижения $\tau_{кр}$ на табло самолёта индицируются команды, запрещающие горизонтальные маневры, и начинается дополнительный обмен информацией между самолётами с целью выработки согласованных маневров уклонения.

СПС “Эшелон” обладает высокой пропускной способностью. Так, при нахождении в радиусе действия системы до 200 самолётов одновременно вероятность правильного обнаружения конфликтной ситуации за время $T=3$ с равна 0,98 при вероятности ложной тревоги $P_{л.т.}=10^{-12}$.

6.3. Система предупреждения столкновений TCAS-II

Система TCAS-II предназначена:

- для обзора воздушной обстановки и обнаружения оборудованных международными ответчиками УВД сближающихся ВС, находящихся в зоне действия системы;
- для предупреждения экипажа о возникновении опасной ситуации и выдачи звуковых и визуальных рекомендаций на выполнение маневра в вертикальной плоскости для предупреждения столкновений.

Основные характеристики системы:

- дальность обнаружения – до 74 км;
- зона обзора антенн – 360^0 ;
- количество обнаруживаемых ВС – 45;

- количество индицируемых на индикаторе ВС – 30;
- количество ВС, по которым выдаются команды на уклонение – 3;
- диапазон относительных высот для контроля воздушной обстановки – ± 2650 м;
- расстояние до ВС, при котором выдается речевое сообщение – 11,1 км (на встречных или пересекающихся курсах), 0,46 км (на попутном курсе);
- относительная высота для выдачи речевого сообщения – ± 335 м (предупреждение), ± 275 м (команды на маневр);
- частота передачи (приема) сигналов – 1030 (1090) МГц.

В состав системы входят:

- процессор;
- блок ответчика;
- пульт управления;
- антенна направленная (2 шт.);
- антенна ненаправленная (2 шт.).

Система TCAS-II определяет и отслеживает сближающиеся ВС, оборудованные ответчиками УВД, отвечающими на запросы в режимах А/С или S. В системе непрерывно анализируется и оценивается потенциальная угроза со стороны сближающихся ВС, выдаются предупреждающие сигналы, высвечивающиеся на индикаторе (в виде разных по форме и цвету символов, отображающих степень близости и опасности ВС), и выдаются визуальные и звуковые (на английском языке) рекомендации экипажу для предупреждения столкновений. Отслеживание сближающихся ВС осуществляется приемом сигналов на верхнюю и нижнюю направленные антенны.

Ненаправленные антенны предназначены для работы ответчика.

Визуальные рекомендации выдаются на индикаторы в виде линий зеленого и красного цвета на шкале вертикальной скорости, соответствующих рекомендуемым и запрещенным значениям.

Звуковые сообщения выдаются через динамики в кабине экипажа.

Управление системой производится с пульта управления.

Оборудование TCAS II представляет собой последнее (после диспетчера системы УВД) средство безопасности, предназначенное для предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе. В настоящее время данное эксплуатационное средство широко распространено. Для достижения полных преимуществ TCAS II исключительно важно, чтобы пилоты точно и быстро исполняли рекомендации по разрешению угрозы столкновения.

Исследования Евроконтроля в области безопасности подтверждают значительное преимущество с точки зрения безопасности, которое дает TCAS II, а также указывают на серьезное снижение его роли при неадекватной реакции на рекомендации по разрешению угрозы столкновения. В имевших место многочисленных фактических событиях программы эксплуатационного мониторинга выявлен значительный вклад TCAS II в повышение безопасности полетов.

Данные программы также свидетельствуют о том, что такое преимущество для безопасности полетов резко уменьшалось в тех случаях, когда реакция пилотов на рекомендацию по разрешению угрозы столкновения была неадекватной и в случаях выполнения маневров, противоположных рекомендуемым системой TCAS II.

7. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ БОРТОВЫХ СРЕДСТВ РАДИОНАВИГАЦИИ

Быстро изменяющаяся экономическая ситуация в мире, растущая конкуренция на рынке воздушных перевозок вынуждают искать пути повышения эффективности использования авиационного транспорта. Результаты всесторонних исследований указывают на огромные резервы, которые можно реализовать при более рациональном построении системы управления воздушным движением (УВД). При этом основной задачей является повышение экономической эффективности и безопасности полётов, предоставление участникам воздушного движения большей самостоятельности в выборе оптимальных режимов полёта.

В последнее время внимание авиационных кругов всего мира было привлечено к динамической концепции УВД под названием "Фри Флайт" (Free Flight - в буквальном переводе с английского - "свободный полёт"). Эта концепция является первой практической попыткой систематизировать и объединить в единый комплекс средства УВД, появившиеся в последние годы, и имеет своей основной целью предоставить экипажам воздушных судов свободу оперативного выбора траектории движения по маршруту, скорости и профилю. При этом автономность, характерная для визуального полёта, должна эффективно сочетаться с надёжностью безопасного разведения воздушных судов, обеспечиваемой техникой полёта по приборам.

Ключевую роль в обеспечении воздушного движения по концепции "Фри Флайт" будут играть спутниковые системы навигации. Другими важными элементами являются: системы обмена данными, усовершенствованные системы предотвращения столкновений, автоматические системы УВД на маршруте (AERATC) и средства автоматизации радионавигационных систем захода на посадку.

Основная идея "Фри Флайт" заключается в совершенно новом подходе к управлению воздушным движением и вкладывает новый смысл в понятие "полёт по приборам". Следует отметить, что с внедрением "Фри Флайт" будут изменены основные существующие принципы организации УВД, в соответствии с которыми большинство действий экипажа по управлению полётом должны санкционироваться или задаваться наземными диспетчерскими пунктами".

"Фри Флайт" предоставит экипажам воздушных судов возможность свободно выбирать траекторию полёта по маршруту, скорость и профиль, причем даже в большей степени, чем это позволяют правила визуальных полётов. В то

же самое время обеспечиваются условия безопасного разведения воздушных судов, устанавливаемые для полётов по приборам. Возможное вмешательство диспетчеров при этом становится средством, гарантирующим безопасность выполнения полётов и правильное функционирование автоматических систем.

Вмешательство диспетчеров может также потребоваться для предотвращения проникновения самолётов в воздушное пространство специального использования, а также во избежание перегрузки аэропорта или зоны подлёта к нему. В сущности, "Фри Флайт" позволит освободиться от ограничений, накладываемых системами УВД на условия выполнения воздушных перевозок настолько, насколько это позволят требования безопасности и технический прогресс. Реализация этой концепции станет возможной благодаря широкому использованию спутниковой навигационной системы GPS.

В условиях "Фри Флайт" наземные диспетчеры, являющиеся "организаторами" (а не непосредственными руководителями) воздушного движения, должны руководствоваться скорее концепцией тактического (локального) эшелонирования (основанной на параметрах местоположения и вектора скорости самолётов), а не концепцией стратегического эшелонирования (основанной на параметрах траектории полёта), подразумевающей выполнение полётов по назначенным маршрутам, с заданными высотами и скоростями полёта под непосредственным контролем системы УВД.

В графическом виде эшелонирование по концепции "Фри Флайт" представляется в виде движущихся зон вокруг каждого самолёта, состоящих из двух областей пространства цилиндрической формы: внешней - сигнальной зоны и внутренней - защитной зоны, которые определяются изменяющимися во времени параметрами движения самолёта и отображаются на экране диспетчера системы ОВД компьютером прогнозирования конфликтных ситуаций. До тех пор пока маршруты полёта самолётов проходят на достаточном удалении друг от друга, и внешние сигнальные зоны не соприкасаются, диспетчер уверен, что эшелонирование отвечает всем требованиям безопасности полётов, и экипаж может маневрировать по своему усмотрению. В том случае, когда внешние сигнальные зоны соприкасаются, диспетчер оценивает скорость и прогнозируемое направление полёта двух самолётов и выдаёт рекомендации для выполнения требуемых манёвров уклонения. Таким образом, внутренним защитным зонам никогда не будет позволено соприкоснуться.

В перспективе предполагается введение иерархии процедур ОВД, начиная от свободного маневрирования и до управления в соответствии с традиционными процедурами - в зависимости от динамической плотности конфликтных ситуаций и диаграммы движения воздушных судов в пределах выделенного диспетчеру сектора обзора. В рамках концепции "Фри Флайт" основной целью является минимизация "принуждающих" процедур управления на уровне, который позволяет обеспечить безопасность полётов и требуемое эшелонирование.

Помимо организационных усовершенствований в условиях выполнения полётов, связанных с внедрением "Фри Флайт", необходимо ввести ряд техни-

ческих новшеств. Одно из них - создание семейства систем бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО), основанное на использовании спутниковой информации (AVSAT) с учётом новых требований к системам CNS/ATM (комплекс средств связи, навигации, наблюдения для организации воздушного движения) по концепции "Фри Флайт". Так как концепция продолжает развиваться, БРЭО семейства AVSAT построено на базе гибких технических решений, позволяющих оперативно отслеживать эти изменения и преобразования. По мнению специалистов, определяющими для "Фри Флайт" станут четыре базовых комплекса БРЭО, от надёжности и качества работы которых будет зависеть успех всей программы:

- комплекс средств связи для обмена данными о текущем местоположении и направлении движения каждого воздушного судна с другими самолётами;
- навигационная система независимого и точного определения местоположения воздушного судна и посадки в автоматическом режиме;
- комплекс автоматизированных средств наблюдения и предотвращения конфликтных ситуаций в воздушном пространстве;
- система электронной индикации и отображения информации в кабине, обеспечивающая экипаж информацией о параметрах полёта и о состоянии систем в ясной, логичной и недвусмысленной форме.

Возможность осуществления обмена данными через радиоканал является основой, обеспечивающей новый способ организации движения в воздушном пространстве. Независимо от того, осуществляется ли связь посредством УКВ или спутниковой связи, самолётного адресного ответчика режима S или КВ каналов обмена данными, она будет обеспечивать быстрое и надёжное взаимодействие, необходимое для того, чтобы сделать "Фри Флайт" действительно жизнеспособной концепцией. Прототипом перспективной системы связи может являться сертифицированная и используемая многими авиакомпаниями система SAT-906 - шестиканальная спутниковая система связи для обмена данными.

Полностью интегрированная система обеспечивает экипаж цифровой и речевой связью, а пассажиров - телефонной, факсимильной и компьютерной связью. Один канал предназначен для обмена данными с экипажем и оборудованием самолёта, остальные пять позволяют пассажирам использовать в полёте телефон, факс и информационные каналы связи. Модульная конструкция системы позволяет каждой авиакомпании заказывать нужную ей конфигурацию, выбирая желаемое количество каналов без изменения базовой аппаратной части. Система соответствует требованиям к аппаратуре FANS-1 (перспективная аэронавигационная система).

Посредством интеграции системы спутниковой связи с самолётным ответчиком режима S, КВ каналом обмена данными и УКВ системами авиакомпании могут реализовать преимущества автоматического независимого наблюдения (ADS). Используя ADS, воздушное судно, которое находится вне зоны контакта с обычными радиосредствами, может автоматически сообщать УВД о своём местоположении в реальном масштабе времени через спутниковый канал связи.

Кроме того, ведутся разработки семейства высокочастотных радиосредств обмена данными (HFDL) для работы в диапазоне КВ. Эта функциональная возможность может быть добавлена к некоторым уже установленным на самолётах стандартным радиостанциям, тем самым устраняя необходимость установки отдельных информационных модемов и интерфейса связи с ними.

Использование глобальной спутниковой навигационной системы обеспечивает высокоточное самолётовождение и является вторым ключевым техническим элементом в концепции "Фри Флайт". Поскольку роль приёмника системы спутниковой навигации (GPS) является исключительно важной, разработан и выпускается специализированный GPS-приёмник, предназначенный для использования на коммерческом воздушном транспорте. Эта разработка с определённым уровнем избыточности обеспечивает всю совокупность технических потребностей навигации в современных условиях.

Устройство приёмника позволяет отслеживать вероятные изменения систем ОВД и наращивать его возможности в будущем в соответствии с развитием требований к навигационным системам. Устройство, названное "GPS для коммерческого применения" (CAGA), представляет собой модификацию разработанного ранее оборудования для военного применения. Для обеспечения инструментальной посадки с использованием данных спутниковой навигации создан многорежимный приёмник GLV-900, объединяющий функции ILS, MLS (микроволновой системы посадки) и GPS в одном интегрированном блоке. Устройство обеспечивает экономически эффективное решение перехода в ближайшем будущем к использованию метода "дифференциальной" посадки по информации GPS-приёмника.

Подсистемы ILS и GNSS являются основными для приёмника системы автоматической посадки, а MLS может быть использована при необходимости. GLV-900 совместим с существующими системами автоматического пилотирования и системами электронной индикации (аналогично системе ILS) и обеспечивает выполнение требования для аппаратуры автоматического пилотирования и для автоматической посадки по резервированию каналов. Обеспечивается выполнение требований по точности, надёжности и целостности, предъявляемых к "критическим" характеристикам посадки по категории 111В. К настоящему времени определены две конфигурации системы: GLU-900 - реализация ARINC-710 и GNLU-900 - реализация ARINC-547, причем последняя включает функцию VOR, а также возможность подключения полнорежимной функции системы самолётовождения.

Помимо своей исходной роли обеспечения эшелонирования потоков воздушного движения, система наблюдения через объединение функций точной навигации и связи приобретает новое качество. Практическое использование режима автоматического зависимого наблюдения (ADS), реализуемое через развитие спутниковых систем связи, значительно улучшает осведомлённость о воздушной обстановке как на борту самолёта, так и на земле. Функциональные возможности ADS и его способность разрешать конфликтные ситуации в возду-

хе являются одним из основных принципов реализации концепции "Фри Флайт".

Системы предупреждения столкновений самолётов в воздухе (TCAS), как реализующие схему безопасности полётов, будут сохранены в качестве элемента развивающейся системы ОВД. Возможность системы TCAS определять и отображать положение других самолётов, оборудованных самолётным ответчиком, а также в случае необходимости вычислять и "подсказывать" маневр уклонения, значительно повышает степень осведомлённости лётчика об окружающей обстановке и облегчает его работу. Система TCAS II предоставляет экипажу самолёта базовые рекомендации по разрешению конфликтных ситуаций в воздушном пространстве, обеспечивая тем самым разведение самолётов по эшелонам в соответствии с существующими требованиями безопасности - это набор высоты, снижение или сохранение текущей высоты. В случае непосредственной угрозы система автоматически взаимодействует с системой TCAS II самолёта, вторгающегося в защищаемое системой пространство, для выработки корректирующих действий или предупреждающего уклонения. На дисплеях системы электронной индикации показывается положение "нарушителя" с целью установления и сохранения визуального контакта, что повышает уровень безопасности полёта.

Средства отображения информации, полученной через линию обмена данными, и навигационной информации предполагается интегрировать в единую систему отображения информации в кабине экипажа. Методы обработки и простота отображения информации, разрабатываемые в рамках концепции "Фри Флайт", должны значительно упростить процедуры работы и подготовку экипажей. Система дисплеев отображает окружающую навигационную обстановку в режиме "карта" намного информативнее, чем плановый навигационный прибор, размещённый на современных самолётах. Система индикации может обеспечивать отображение дополнительных сообщений и выдачу предупреждающих сигналов. Для удовлетворения требований работы с перспективными ОВД разрабатываются жидкокристаллические дисплеи (ЖКД).

Литература

1. Олянюк П.В., Астафьев Г.П., Грачев В.В. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации. - М.: Транспорт, 1983.
2. Тарасов В.Г. Межсамолётная навигация. - М.: Машиностроение, 1980.
3. Бычков С.И., Пахолков Г.А., Яковлев В.Н. Радиотехнические системы предупреждения столкновений самолётов. - М.: Советское радио, 1977.
4. Беляевский Л.С., Новиков В.С., Олянюк П.В. Основы радионавигации.- М.: Транспорт, 1992.
5. Сосновский А.А., Хаймович И.А. Авиационная радионавигация. Справочник.- М.: Транспорт, 1990.
6. Колчинский В.Е., Мандуровский И.А., Константиновский М.И. Доплеровские устройства и системы навигации.- М.: Советское радио, 1975.
7. Хресин И.Н. Радионавигационные системы комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования. - М.: МГТУ ГА, 1999.