

Авиационная радионавигация: Справочник./А. А. Сосновский, И. А. Хаймович, Э. А. Лутин, И. Б. Максимов; Под ред. А. А. Сосновского.— М.: Транспорт, 1990.—264 с.

Приведены сведения о методах построения и принципах комплексирования радионавигационных устройств и систем. Рассмотрены структура и состав навигационно-посадочных комплексов самолетов и вертолетов, структурные схемы, виды сигналов, нормы на параметры и сигналы и эксплуатационные характеристики радиосредств дальней и ближней навигации, автономной навигации и посадки ЛА и метеонавигационных радиолокаторов.

Для инженерно-технического состава, связанного с эксплуатацией радионавигационных средств обеспечения полетов.

Ил. 217, табл. 41, библиогр. 24 назв.

Рецензент канд. техн. наук Н. И. Рыбалов

Заведующий редакцией Л. В. Васильева

Редактор И. В. Иванова

Современный этап развития гражданской авиации характеризуется устойчивой тенденцией к росту объема перевозок пассажиров и грузов на внутренних и международных линиях и увеличению интенсивности воздушного движения. Естественное следствие такой тенденции — повышение роли и значения радионавигационных средств в обеспечении безопасности и регулярности полетов.

Широко применявшиеся еще десятилетие назад радионавигационные системы (РНС) и устройства (РНУ) не в состоянии удовлетворять возрастающие требования к точности и надежности навигационных измерений. В то же время большие капиталовложения в существующие радионавигационные системы вызывают необходимость эффективного их использования в новых условиях, что возможно путем модернизации бортовой аппаратуры. При разработке бортовых РНУ широко применяется современная микроэлектронная элементная база, позволяющая повысить надежность оборудования при резком снижении его массы и габаритных размеров. Повсеместно осуществляется переход к цифровым методам обработки на основе специализированных процессоров и ЭВМ, в том числе к оптимальной фильтрации по методу Калмана. Такие меры способствуют повышению точности **местопредопределения** по сигналам существующих РНС.

Большое внимание в последние годы уделяется разработке и вводу в эксплуатацию высокоточных систем навигации и посадки, основанных на последних достижениях науки и техники. К таким РНС относятся спутниковые системы навигации, позволяющие определять

местоположение летательного аппарата (ЛА) с точностью в несколько десятков метров в любое время суток при любых метеоусловиях и практически в любой точке земного шара. На пороге ввода в эксплуатацию системы посадки сантиметрового диапазона, с помощью которых возможно резкое повышение регулярности полетов при сохранении на должном уровне безопасности завершающего этапа полета. Эти системы заменят в ближайшем будущем применяемые во всем мире системы посадки, работающие в диапазоне метровых волн.

Прогресс в области радионавигационных средств обеспечения полетов сопровождается усложнением бортовой аппаратуры, использованием новых методов формирования и обработки сигналов, расширением возможностей бортовых устройств. В процесс навигационного обеспечения полетов оказывается вовлеченным широкий круг специалистов из числа технического и летного состава гражданской авиации. Грамотная эксплуатация новой техники требует от этих специалистов соответствующих знаний в области авиационной радионавигации и технических решений, на которых основана современная радионавигационная аппаратура.

Данный справочник представляет собой попытку ознакомить читателей, связанных с радионавигационными средствами обеспечения полетов, с основными системами и устройствами, применяемыми на современных самолетах и вертолетах для определения местоположения ЛА и параметров полета с помощью радиоволн.

Справочник охватывает основные

3206040000-205
А 049(01)-90 219-90

ISBN 5-277-00741-5

© Коллектив авторов, 1990

вопросы, связанные с радионавигационным обеспечением полетов самолетов и вертолетов гражданской авиации. Для полноты изложения этих вопросов в справочник включены материалы, содержащие общие сведения о радионавигационных системах и устройствах, основных параметрах, а также рассмотрены задачи, особенности построения, состав и параметры навигационно-посадочных комплексов.

Основная часть справочника посвящена описанию радионавигационных средств обеспечения полетов. При этом главным классификационным признаком этих средств считается их целевое назначение (например, системы дальней и ближней навигации, системы посадки и т. п.).

Учитывая ограниченный объем предлагаемого справочника, в нем рассмотрены, главным образом, только широко применяемые и перспективные РНС. По той же причине из книги исключены

разделы по системам предупреждения столкновений ЛА в воздухе и по бортовым ответчикам систем УВД. Данные зарубежных систем и устройств навигации используются лишь в тех случаях, когда такие данные иллюстрируют тенденции развития радионавигационной техники или когда соответствующие радионавигационные средства широко применяются для самолетовождения. Основное внимание в справочнике уделяется принципам построения, параметрам и структурным схемам радионавигационных систем и устройств. Авторы стремились к лаконичности изложения материала и использованию математического аппарата лишь при необходимости пояснения физических процессов, надеясь, что эти особенности книги сделают ее доступной для широкого круга читателей.

Отзывы и пожелания направлять в издательство «Транспорт» по адресу: 103064, Москва, Басманный туп., ба.

Глава 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВАХ И СИСТЕМАХ

1.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Вероятность достоверная — вероятность того, что погрешность измерения не выйдет за пределы заданного доверительного интервала.

Линия положения — множество точек в зоне действия РНС, характеризующееся одним и тем же значением НП.

Место ЛА — точка, соответствующая проекции центра масс ЛА на земную поверхность.

Место ЛА пространственное — точка пространства, в которой в данный момент находится центр масс ЛА.

Навигация — наука о методах и средствах, обеспечивающих вождение подвижных объектов из одной точки пространства в другую по траекториям, которые обусловлены характером задачи и условиями ее выполнения.

Ортодромия — дуга большого круга, плоскость которого проходит через центр земного шара и две заданные точки на его поверхности.

Параметр навигационный (W) — измеряемая данным РНУ геометрическая величина или ее производная, которая либо совпадает с навигационным элементом, либо связана с этим элементом известным соотношением.

Параметр сигнала информативный (v) — параметр сигнала, функционально связанный с определяемым НП.

Поверхность положения — геометрическое место точек в пространстве, соответствующих одному значению НП.

Погрешность измерения — отклонение результата измерения от истинного значения измеряемой величины.

Режим полета навигационный — закон изменения навигационных эле-

ментов на данном участке (этапе) полета.

Система радионавигационная — совокупность РНУ, предназначенных для решения навигационной задачи (определение МЛА, посадка и т. п.).

Скорость путевая (V_r) — проекция вектора скорости на горизонтальную плоскость.

Средства обеспечения полета радионавигационные — совокупность наземных и бортовых устройств, обеспечивающих решение основной задачи навигации и основанных на радиотехнических принципах.

Точка радионавигационная — пункт с известными координатами, в котором размещена аппаратура РНС, излучающая или принимающая сигналы. Относительно этого пункта определяется местоположение ЛА.

Точность — качество измерений, отражающее близость их результатов к истинному значению измеряемой величины и характеризующее статистическими параметрами погрешностей измерения.

Точность потенциальная — наивысшая точность измерения информативного параметра сигнала, достигаемая при оптимальной обработке сигнала.

Устройство радионавигационное — наземная и бортовая (или только бортовая) аппаратура, предназначенная для определения одного навигационного параметра.

Угол сноса (β_c) — угол в горизонтальной плоскости между векторами воздушной и путевой скоростей.

Элементы полета навигационные — геометрические и механические скалярные величины, характеризующие ПМ-ЛА и вектор скорости в данный момент.

1.2. РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ

Авиационная навигация рассматривает вождение ЛА из одной точки земной поверхности в другую по определенным пространственно-временным траекториям.

Основная задача авиационной навигации заключается в безопасном и экономичном по затратам времени и топлива выводе ЛА в заданную точку в определенный момент времени с установленной точностью. Решение этой задачи предполагает знание навигационных элементов полета, т. е. текущего ПМЛА, направления и скорости движения ЛА.

Главная задача управления ЛА — выдерживание заданного навигационного режима полета. Функциональная схема управления полетом ЛА (рис. 1.1) состоит из нескольких измерителей И-1, 2, определяющих навигационные элементы НЭ, вычислительных устройств ВУ и САУ. В простейших системах управления полетом ограничиваются индикацией измеренных И-1, 2 навигационных параметров НП или индикацией МЛА, определенного ВУ-1 на основе таких измерений. Дальнейшая обработка информации, т. е. сравнение измеренного МЛА_н с заданным МЛА_з, осуществляет экипаж, который вводит изменения в режим полета для устранения замеченного рассогласования с заданной траекторией полета. В системах с высоким уровнем автоматизации указанные функции выполняет ВУ-2, которое выдает в САУ сигналы, под действием которых устраняется отклонение траектории полета или навигационного режима от заданных программой полета ПП.

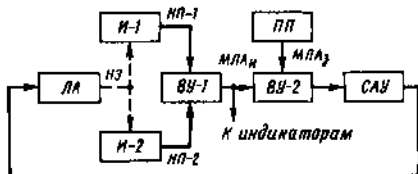


Рис. 1.1. Функциональная схема управления полетом

6

Средства навигации — совокупность различных устройств, в том числе и навигационных измерителей, обеспечивающих решение основной задачи навигации. Навигационные измерители по методам получения первичной информации подразделяются на аэрометрические, магнитные, астрономические, инерциальные и др.

Радионавигационные средства обеспечения полета представляют собой совокупность наземных и бортовых РНУ, обеспечивающих решение основной задачи навигации.

Физическая природа РНУ основана на двух главных свойствах электромагнитных колебаний (радиоволн): постоянстве скорости распространения и распространении колебаний по кратчайшему расстоянию между точками излучения и приема.

Скорость распространения радиоволн v в среде с коэффициентом преломления n определяется как $v = c/n$, где $c = 299\,792\,456,2 \pm 1,1$ м/с — скорость радиоволн (скорость света) в вакууме. В приближенных расчетах не учитывают влияния n и принимают $v = c = 300\,000$ км/с $= 3 \cdot 10^8$ м/с. Для стандартной атмосферы (давление 101,325 кПа, температура $+15^\circ\text{C}$, относительная влажность 70 %) скорость распространения уменьшается до 299 694 км/с, что объясняется увеличением коэффициента преломления радиоволн. Изменение скорости v при изменении параметров атмосферы принимается во внимание в РНУ высокой точности.

Распространение электромагнитных колебаний по кратчайшему пути между точками излучения и приема возможно только в свободном пространстве. На практике радиоволны при отражении от ионосферы и различных объектов вследствие ионосферной и тропосферной рефракции, дифракции и некоторых других факторов отклоняются от линии, соответствующей кратчайшему расстоянию. Это обстоятельство необходимо учитывать в РНУ повышенной точности.

Методы радионавигации по способу определения текущего местоположения ЛА разделяются на три группы: счисления пути, позиционные и обзорно-сравнительные.

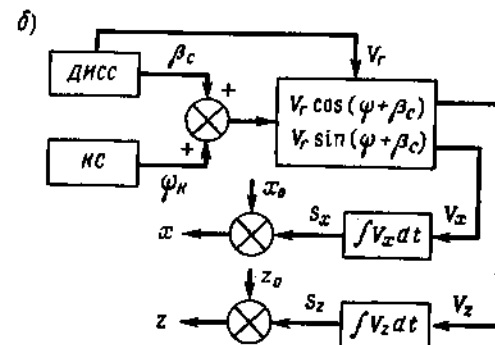
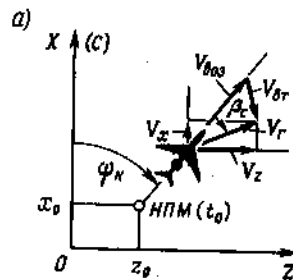


Рис. 1.2. Система счисления пути:

а — составляющие скорости ЛА ($V_{\text{воз}}$, $V_{\text{вет}}$ — воздушная скорость и скорость ветра); б — структура системы счисления

Метод счисления пути основан на измерении и интегрировании по времени составляющих вектора скорости ЛА относительно земной поверхности (рис. 1.2). Датчиком скорости служит доплеровский измеритель скорости и сноса ДИСС или инерциальный измеритель скорости. Система счисления пути в первом случае называется доплеровской, а во втором — инерциальной навигационной системой. В доплеровской навигационной системе измеряется горизонтальная (путевая) скорость V_r и угол сноса β_c . Вычислительное устройство определяет составляющие V_x и V_z вектора V_r и рассчитывает текущее положение ЛА. Для нахождения V_x и V_z необходима информация о курсе ЛА ψ_k , получаемая от курсовой системы КС. Интегрирование V_x и V_z дает составляющие пройденного пути S_x и S_z . Для определения текущих координат ЛА в вычислитель вводят координаты x_0 и z_0 начального пункта маршрута НППМ. Основное уравнение идеальной системы счисления пути

$$(x - x_0)^2 + (z - z_0)^2 = \left[\int_0^t V_r dt \right]^2,$$

где x, z — искомые координаты ЛА в момент t .

Система счисления пути автономна и отличается снижением точности со вре-

менем из-за накопления (интегрирования) погрешностей датчика скорости. Пройденный ЛА путь в направлении, например, оси X определяется с погрешностью (рис. 1.3)

$$\Delta S_x = \int_0^t [\Delta V_r \cos(\psi + \beta_c) - V_r (\Delta\psi + \Delta\beta_c) \sin(\psi + \beta_c)] dt + \Delta_n,$$

где ΔV_r , $\Delta\beta_c$, $\Delta\psi$ и Δ_n — погрешности ДИСС по скорости и углу сноса, курсовой системы и вычислителя соответственно. Условие $\Delta S \leq \Delta S_n$, где ΔS_n — допустимое значение погрешности, может быть выполнено либо при ограничении времени непрерывной работы T_p

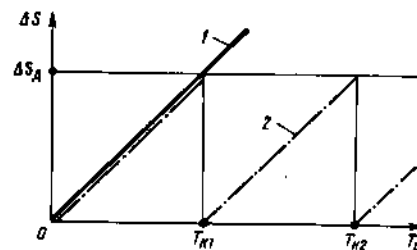


Рис. 1.3. Зависимость погрешности счисления пути от времени работы некорректируемой (1) и корректируемой (2) систем

7

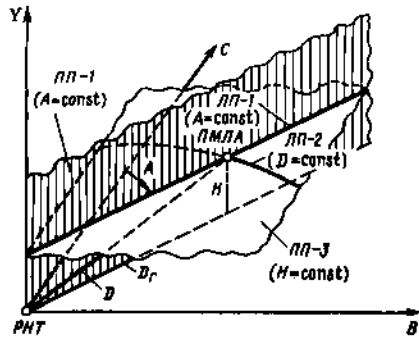


Рис. 1.4. Поверхности и линии положения в позиционной системе (поверхности равных дальностей не показана)

системы счисления, либо путем периодической коррекции (в моменты T_k) этой системы по другим навигационным средствам.

Позиционный метод основан на нахождении линий или поверхностей положения (рис. 1.4), соответствующих НП, которые характеризуют положение ЛА относительно РНТ. Для определения ПМЛА необходимо знание трех поверхностей положения ПП. Положение ЛА на некоторой поверхности, соответствующей, например, высоте полета $H = \text{const}$, находится по пересечению двух линий положения ЛП.

Большинство РНС реализует позиционный метод, что объясняется возможностью определения МЛА без учета и знания пройденного пути. Основная особенность позиционных систем — определение МЛА только в зоне действия РНС. На точность позиционных РНС большое влияние оказывают внешние дестабилизирующие факторы (помехи, отраженные сигналы и т. п.).

Погрешности определения МЛА ($2\sigma_{\text{нп}}$, км) при использовании позиционного метода и метода счисления пути имеют следующие ориентировочные значения:

Радиосистемы дальней навигации:	
Omega	3...4
Loran-C	0,2...1,0

Радиосистемы ближней навигации (при удалении ЛА до 400 км от РНТ):

РСБН	0,5
VOR/DME	1,8
Системы счисления пути:	
доплеровская навигационная система	0,015S
инерциальная навигационная система	0,004S

Здесь S — пройденный путь. Принято, что ЛА движется со скоростью 1000 км/ч. Погрешность курсовой системы $2\sigma_{\text{к.с}} = 0,5^\circ$.

Обзорно-сравнительный метод основан на сравнении некоторых наблюдаемых с помощью бортовых датчиков физических параметров, характеризующих местность, над которой совершается полет, с эталонными параметрами, хранящимися в памяти системы. В системах, реализующих данный метод, используется корреляционная связь между указанными параметрами, которые являются случайными в пространственном смысле. Для определения отклонений от заданной траектории полета применяют различного типа корреляционные устройства. Такие системы называют также корреляционно-экстремальными навигационными системами, поскольку экстремум (максимум) корреляционной функции измеренных и заложенных в память системы параметров достигается при точном соответствии траектории полета заданной.

Примером реализации обзорно-сравнительного метода может служить система, использующая информацию ξ_n о поле высот рельефа местности $\xi(x, y)$ (рис. 1.5). В блок памяти БП перед полетом вводится информация ξ_s о распределении высот местности в некоторой полосе вдоль маршрута полета. Текущая высота H_p определяется радиовысотомером РВ и сравнивается с данными H_0 от барометрического высотомера БВ.

Вычислительное устройство ВУ-1 служит для приведения ξ_n к тому же масштабу, в каком записано ξ_s . ВУ-2 определяет корреляционную функцию ξ_n и ξ_s и вырабатывает сигналы корреляции траектории полета Δx и Δz для САУ.

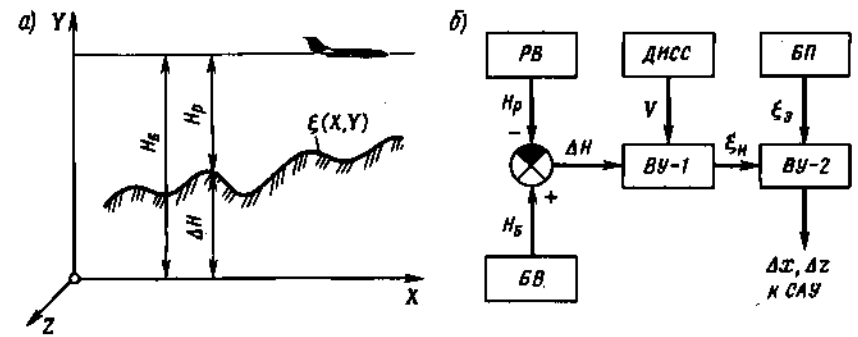


Рис. 1.5. Обзорно-сравнительная система:

а — поле высот рельефа местности (H_0 отсчитывается от уровня мирового океана); б — структурная схема системы

является перспективным в силу автономности, слабого влияния помех, отсутствия накапливающихся погрешностей и т. д. Однако метод требует априорной информации о характеристиках местности и большого объема памяти системы, что ограничивает пока его широкое применение.

Системы координат, в которых определяют ПМЛА, выбирают в зависимости от маршрута полета, имеющихся радионавигационных (и других) средств обеспечения полета и полетной задачи.

Глобальные системы координат позволяют определять положение ЛА

тремя координатами, жестко связанными с Землей: высотой полета Я, широтой φ и долготой λ . Радиотехническими средствами определяется истинная высота полета, т. е. расстояние от ЛА до земной поверхности. Широту и долготу РНУ непосредственно не измеряют. Эти координаты определяются вычислителями, входящими в состав бортовой аппаратуры некоторых РНС.

Наибольшее распространение получили географическая, геоцентрическая и ортодромическая глобальные системы координат.

В географической системе координат (рис. 1.6, а) МЛА определяется на

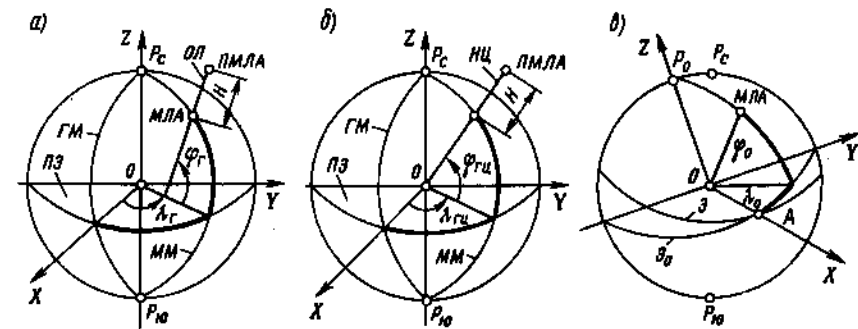


Рис. 1.6. Глобальные системы координат

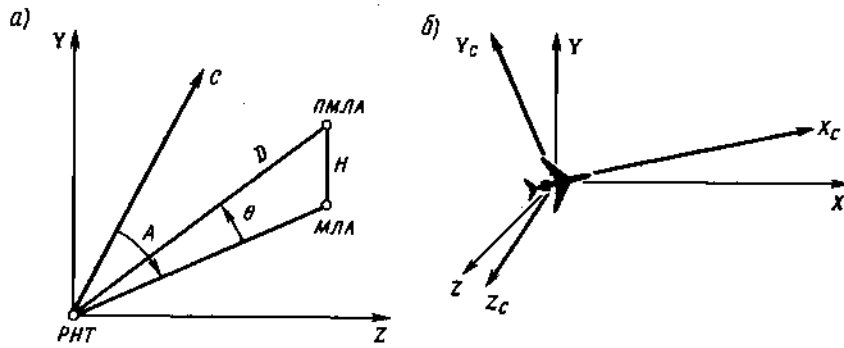


Рис. 1.7. Местные системы координат

земном геоиде. Географическая широта φ_r — угол между плоскостью экватора ПЭ и отвесной линией ОЛ, а географическая долгота λ_r — угол между плоскостями Гринвичского меридиана ГМ и меридиана ММ, проходящего через МЛА.

В геоцентрической и ортодромической системах координат Земля принимается за шар, что упрощает навигационные расчеты. Данные системы — основные в авиационной навигации. Геоцентрическая широта $\varphi_{гц}$ (рис. 1.6, б) — угол между плоскостью экватора ПЭ и направлением НЦ из данной точки к центру Земли. Геоцентрическая долгота $\lambda_{гц}$ определяется так же, как и географическая.

Ортодромическая система (рис. 1.6, в) отличается тем, что ее экватор \mathcal{O}_0 (главная ортодромия) и полюс P_0 повернуты относительно земного экватора Э и географического полюса P_c на определенный угол. За экватор \mathcal{O}_0 удобно принять ортодромию, совпадающую с трассой полета. Ортодромическая долгота λ_0 отсчитывается вдоль главной ортодромии от выбранной начальной точки А. Ортодромическая широта φ_0 есть кратчайшее расстояние между МЛА и главной ортодромией. Координаты λ_0 и φ_0 обычно задаются в линейных величинах. Положение ортодромической системы относительно земного шара определяется, например, географическими

координатами точки А и точки вертекса (точки главной ортодромии с наибольшей широтой) или P_0 .

Местные системы координат применяются при определении навигационных элементов с помощью РНУ малой и средней дальности. В горизонтальной сферической системе (рис. 1.7, а) начало координат может совмещаться с РНТ. Поверхность Земли считается горизонтальной (что возможно при удалении ЛА от РНТ до 1000 км) и принимается за основную плоскость отсчета. Одну из осей системы совмещают с северным направлением С меридиана, проходящего через РНТ. Положение ЛА определяется дальностью D , азимутом A и углом возвышения θ (или высотой H).

При измерениях скорости и угловых координат бортовыми РНУ используется связанная с ЛА система координат (рис. 1.7, б). Начало системы находится в центре масс ЛА. Ось X_c совмещается с продольной осью ЛА, а ось Z_c — с поперечной осью. Углы и положение вектора скорости в этой системе отсчитываются обычно от оси X_c .

Используется также не связанная с ЛА горизонтальная прямоугольная система координат, начало которой совпадает с центром масс ЛА, а оси X и Z лежат в плоскости горизонта. Система является опорной при определении угловых положений ЛА, т. е. углов крена, тангажа и курса.

1.3. ОСОБЕННОСТИ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

Вид информативного параметра сигнала v определяет потенциальную, т. е. предельно достижимую, точность РНУ. Источником информации о НП служит принимаемый сигнал $u(t) = U_m \sin(\omega t + \psi)$, где U_m — амплитуда; ω — частота; t — время; ψ — фазовый сдвиг. В зависимости от того, какой из параметров полезного сигнала информативный, различают амплитудные, частотные, временные и фазовые РНУ. Заключенная в v информация выделяется при сравнении принятого сигнала с опорным. Отдельную группу РНУ составляют корреляционные устройства с псевдослучайными сигналами.

Амплитудные РНУ определяют НП по результатам измерения амплитуды сигнала. Амплитуда принимаемого сигнала зависит не только от НП, но и от многочисленных факторов, учесть которые не всегда возможно. Область применения амплитудных РНУ ограничивается определением угловых координат. В таких РНУ для уменьшения паразитных (не вызываемых изменением НП) вариаций амплитуды сигнала применяется измерение глубины амплитудной модуляции m или разности глубин модуляции РГМ, представляющих собой информативные параметры сигнала.

Обязательный элемент амплитудных угломерных РНУ — одна или несколько направленных антенн, с помощью которых формируется сигнал с амплитудой $U_m(\varphi_p)$, зависящей от угла рассогласования φ_p между осью симметрии ОС диаграммы направленности ДН_н и направлением передатчик — приемник НПП (рис. 1.8). Сигнал, амплитуда U_{m0} которого не зависит от угла рассогласования при определенном значении последнего, формируется либо дополнительной антенной (ДН_д), либо при обработке сигналов, принятых от направленных антенн (суммарный сигнал). Информативный параметр сигнала $v = m = U_m(\varphi_p) / (U_{m0})$.

Погрешность определения угловых координат $\sigma_v = K_n \sigma_v / f'_v(0)$, где σ_v — погрешность измерения v , которая тем меньше, чем больше отношение сигнал/

шум на входе измерителя; $f'_v(0)$ — крутизна ДН_н при $\varphi_p = 0$; K_n — постоянный коэффициент, зависящий от построения РНУ.

Частотные РНУ определяют НП по результатам измерений частоты сигнала, т. е. $v = \omega$. Они применяются в основном для определения высоты полета (радиовысотомеры малых высот) и скорости ЛА (доплеровские измерители скорости), основаны на сравнении частоты отраженного от земной поверхности сигнала с частотой опорного сигнала и работают в режиме непрерывного излучения. Опорным сигналом служат излучаемые колебания. Требуемая точность достигается только при когерентности отраженного и опорного сигналов, т. е. при достаточно высокой стабильности опорного генератора (генератора высокой частоты), когда уход его частоты за время прохождения сигнала от ЛА до земной поверхности и обратно существенно меньше измеряемого сдвига частоты. Разница по частоте принимаемого и опорного сигналов в радиовысотомерах является следствием частотной модуляции излучаемых колебаний, а в измерителях скорости вызывается доплеровским сдвигом частоты.

Непрерывный характер излучения колебаний приводит к появлению просачивающегося или прямого сигнала, падающего в приемный тракт из-за паразитных электромагнитных связей с передающим. Прямой сигнал имеет слу-

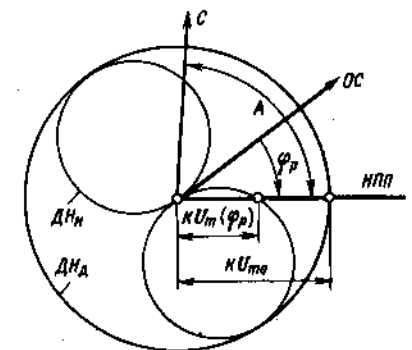


Рис. 1.8. Диаграммы направленности антенн угломерного РНУ

чайную модуляцию и при детектировании дает шумовое напряжение, ухудшающее чувствительность приемника и ограничивающее максимальные рабочие высоты частотных РНУ.

Принимаемый сигнал образуется в результате отражения от участка земной поверхности в пределах ДН антенны РНУ. Отдельным точкам этого участка соответствуют разные задержки сигнала и различные доплеровские сдвиги частоты. В результате отраженный сигнал приобретает случайный характер и имеет сплошной спектр. Измерители частоты, входящие в частотные РНУ, определяют среднюю или среднюю квадратичную частоту спектра случайного сигнала. Поэтому любое искажение огибающей спектра, например, из-за неравномерности коэффициента отражения или наложения шумов приводит к погрешности частотного РНУ.

Временные РНУ определяют НП по результатам измерения времени запаздывания сигнала ($\nu = t$). Сигналы временных РНУ имеют импульсный характер (импульсные устройства).

Временные (импульсные) РНУ применяются для определения дальности, разности дальностей и угловых координат и основаны на измерении интервала времени между импульсными сигналами. В разностно-дальномерных и угломерных РНУ импульсы, интервал времени между которыми измеряется на ЛА, формируются аппаратурой опорных станций (обычно наземных). В дальномерных РНУ измеряется время между излучением с ЛА запросного сигнала и приемом ответного сигнала от наземного радиомаяка.

Импульсные сигналы временных РНУ имеют форму, близкую к колоколообразной, и отсчет времени производится по некоторой характерной точке огибающей импульса, где крутизна нарастания (или спада) импульса максимальна. При таком выборе точки отсчета уменьшаются погрешности измерения, которые вызываются помехами и шумами, искажающими форму огибающей импульса.

Фазовые РНУ определяют НП по результатам измерения фазового сдвига сигнала ($\nu = \psi$), применяются для определения дальности, разности дальностей и угловых координат и основаны на

измерении разности фаз двух сигналов. Отличительная особенность фазовых дальномерных РНУ — наличие бортовых эталонных генераторов с высокой долговременной стабильностью частоты. С фазой колебаний этого генератора производится сравнение фазы принимаемого сигнала. В фазовых угломерных РНУ определяется разность фаз между сигналом, несущим навигационную информацию, и опорным сигналом. Опорный сигнал формируется аппаратурой наземного радиомаяка и передается на борт ЛА.

Погрешность σ_{ψ} определения НП связана с погрешностью измерения фазы σ_{ϕ} соотношением $\sigma_{\psi} = \lambda \sigma_{\phi} / 2\pi$ и уменьшается с уменьшением длины волны λ , на которой производится измерение фазы. Однако при уменьшении λ сокращается зона однозначного определения НП, поскольку точно судить о НП можно лишь в том случае, если вызываемый изменением W фазовый сдвиг не превысит 2π . Противоречие между требуемой точностью и однозначностью определения НП характерно для фазовых РНУ.

Фазовые РНУ относятся к кузкополосным устройствам и чувствительны к паразитным фазовым сдвигам, возникающим в резонансных элементах трактов обработки при нестабильности частоты их настройки или несущей частоты сигнала. Эти фазовые сдвиги тем меньше, чем шире полоса пропускания тракта. Паразитные фазовые сдвиги имеют место и при распространении сигналов и могут привести к существенным погрешностям определения навигационных параметров, особенно в системах дальней навигации.

Корреляционные РНУ определяют НП при вычислении максимума взаимной корреляционной функции (ВКФ) принятого и опорного сигналов. Основной областью применения корреляционных РНУ, кроме обзорно-сравнительных систем, является измерение дальности при псевдошумовых сигналах. При этом в бортовой аппаратуре должна генерироваться копия сигнала, прием которого ожидается. Необходима точная синхронизация моментов излучения сигнала и генерации опорного сигнала, так как по сдвигу последнего во времени, необходимому для получения максимума ВКФ,

оценивается дальность. Отличительная особенность такого РНУ — высокая точность, малые энергетические затраты на излучение сигнала и высокая помехоустойчивость. Эти качества проявляются тем сильнее, чем шире спектр сигнала. Кроме того, при соответствующем формате сигнала высокая точность сочетается с однозначностью измерения дальности.

Вид навигационного параметра W влияет на форму поверхностей и линий положения, т. е. на геометрические особенности РНУ, от которых зависит точность определения МЛА. Различают угломерные, дальномерные, разностно-дальномерные РНУ и измерителя скорости.

Угломерные РНУ определяют НП — угол в горизонтальной или вертикальной плоскости или в главной плоскости системы координат, связанной с ЛА. Применяются радиомаячные и радиопеленгационные РНУ. Радиомаячные устройства (обычно наземные) формируют электромагнитное поле, параметры которого зависят от угловых координат точки приема. Представителями этой группы являются угломерные РНУ систем посадки и угломерные каналы систем ближней навигации. Радиопеленгационные устройства (радиопеленгаторы) определяют угловые координаты источника сигнала путем измерения направления прихода радиоволн. Применяются как наземные радиопеленгаторы, так и бортовые (радиокомпасы).

Поверхность положения угломерных РНУ — вертикальная плоскость (при определении угла в горизонтальной плоскости, например азимута) или конус (при определении угла в вертикальной плоскости). Линия положения, образованная сечением поверхности положения плоскостью (горизонтальной или вертикальной), в которой определяется угловое положение ЛА, есть прямая (линия равных азимутов или углов места).

Дальномерные РНУ (радиодальномеры) определяют НП — дальность D ($W = D$) либо удвоенную дальность ($W = 2D$) до РНТ. Радиодальномеры без ответчика ($W = D$) основаны на сравнении параметров сигнала, принятого от аппаратуры, установленной

в РНТ, с сигналом бортового эталона и составляют основу спутниковых навигационных систем и систем дальней навигации. Дальномеры с ответчиком определяют $W = 2D$ сравнением сигнала, принятого от ответчика (дальномерного радиомаяка), с запросным сигналом. На принципе «запрос-ответ» построены радиодальномеры систем ближней навигации. К дальномерным устройствам относится и радиовысотомер ($W = 2H$, где H — высота полета). Поверхность положения дальномерных РНУ — сфера радиуса D , а линия положения — окружность (линия равных дальностей).

Разностно-дальномерные РНУ определяют $W = D_1 - D_2$, где D_1 и D_2 — расстояние ЛА от двух РНТ, в которых расположены передающие радиостанции (РС). Разность расстояний $D_p = D_1 - D_2$ находится сравнением параметров сигналов, принимаемых от передающих радиостанций. Наибольшее применение разностно-дальномерные РНУ получили в системах дальней навигации.

Поверхность положения разностно-дальномерных РНУ — гиперboloид, образованный вращением гиперболы $D_p = \text{const}$ (вокруг оси, проходящей через РНТ (фокусы гиперболы)), а сама гипербола является линией положения РНУ.

Измерители скорости предназначены для определения вектора горизонтальной скорости V_r или вектора полной скорости V . Информация о W (компоненты V) заключена в доплеровском сдвиге частоты F_d ($\nu = F_d$), который выделяется при сравнении частоты отраженного от земной поверхности сигнала с частотой излучаемых колебаний. К рассматриваемым РНУ относятся доплеровские измерители скорости и угла сноса (ДИСС), которые обычно используются в качестве датчиков систем счисления пути.

Степень автономности определяет возможность использования РНУ или РНС для навигации ЛА на трассах, не обслуживаемых наземными или спутниковыми средствами обеспечения полетов. Различают автономные и неавтономные РНУ (РНС). Неавтономные РНС делятся на однопозиционные и многопозиционные.

Автономные РНУ определяют навигационные параметры с помощью только бортовой аппаратуры данного ЛА. В таких РНУ реализуются радиолокационные принципы, т. е. НП определяются по отраженному сигналу (радиовысотомеры, ДИСС, метеонавигационные радиолокаторы).

Неавтономные РНУ включают как бортовую аппаратуру данного ЛА, так и связанную с ней радиолинией аппаратуру, размещенную в РНТ или на других ЛА. К неавтономным относятся системы спутниковой, дальней и ближней навигации, посадки.

Многопозиционные РНС — совокупность разнесенных в пространстве и функционально связанных между собой пунктов излучения — РНТ, совместная обработка сигналов которых позволяет с высокой точностью определить как МЛА, так и параметры движения ЛА. Повышению точности способствует избыточность информации из-за большого числа пунктов излучения сигналов, которая позволяет выбрать такие источники сигналов, геометрическое расположение которых относительно ЛА наиболее благоприятно в смысле снижения погрешности. Типичный пример — спутниковые навигационные системы и системы дальней навигации.

Назначение характеризует вид навигационных задач, для решения которых служит РНУ или РНС. Различают системы дальней и ближней навигации и посадки, а также спутниковые навигационные системы.

Системы дальней навигации (СДН) относятся к многопозиционным дальномерным или разностно-дальномерным системам, работают в диапазонах километровых и мириаметровых волн и имеют дальность действия до нескольких тысяч километров. Дальномерные СДН — фазовые и требуют для определения МЛА две наземные станции (РНТ). В разностно-дальномерных СДН измеряется разность фаз когерентных сигналов, принятых от трех-четырех взаимно синхронизированных наземных станций (РНТ).

Спутниковые навигационные системы (СНС) — многопозиционные, работают в диапазоне дециметровых волн и определяют ПМЛА по измерениям дальности относительно РНТ, за которые

принимаются точки расположения навигационных искусственных спутников Земли в момент измерения. При соответствующем расположении спутников измерения возможны практически в любой точке земной поверхности (глобальные РНС). Большая точность СНС достигается применением псевдощумовых сигналов.

Системы ближней навигации (СБН) — однопозиционные и обслуживают зону, в пределах которой возможен прием сигналов наземных радиомаяков (РМ), работающих в диапазоне ультракоротких волн. При высотах полета до 10 км диаметр этой зоны (дальность прямой видимости) не превышает 420 км. В основу СБН положено определение азимута и дальности до наземного радиомаяка (РНТ). Угломерно-дальномерные СБН по виду информативного параметра сигнала относятся к временным (импульсным) и фазовым РНС.

Системы посадки метрового диапазона выдают экипажу и САУ информацию о значении и знаке отклонения ЛА от линий курса и глиссады, создаваемых в пространстве наземными курсовыми (КРМ) и глиссадным (ГРМ) радиомаяками, а также о пролете маркерных (МРМ) радиомаяков, установленных на известном расстоянии от начала ВПП. Принципиальный недостаток таких систем — формирование в пространстве единственной траектории, лежащей в плоскости оси ВПП под углом возвышения 2...4°, что неприемлемо для ЛА с укороченным или вертикальным взлетом и посадкой. Кроме того, на параметры системы посадки оказывают существенное влияние местные объекты и рельеф местности. Перспективные системы посадки сантиметрового диапазона в значительной мере свободны от этих недостатков.

1.4. ПАРАМЕТРЫ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

Тактические параметры — совокупность показателей назначения, характеризующих возможности РНУ или РНС. Основными для большинства РНУ (РНС) тактическими параметрами являются: точность; рабочая зона (об-

ласть) и дальность действия; пропускная способность; быстрдействие; надежность; помехоустойчивость; масса и объем бортового оборудования.

Точность отражает близость результатов измерений к истинному значению измеряемой величины. Характеристикой точности РНС в целом является погрешность определения МЛА. Погрешности РНУ (РНС) подчиняются обычно гауссовскому закону распределения с нулевым средним значением. При этом распределении основная мера точности — средняя квадратичная погрешность (СКП) σ . Вероятность того, что погрешности измерения не превысят σ , равна 0,683. На практике точность навигационных средств часто регламентируют с доверительной вероятностью 0,95, соответствующей доверительному интервалу $\pm 2\sigma$. При этом 95 % всех измерений имеют погрешность, меньшую 2σ . Точностные параметры систем повышенной точности регламентируют при доверительном интервале $\pm 3\sigma$, т. е. для 99,7 % всех измерений (максимальная погрешность).

Рабочая область — объем пространства, в пределах которого погрешность определения ПМЛА не превышает заданную с определенной вероятностью. При решении навигационных задач на плоскости понятию рабочая область соответствует рабочая зона РНС. Дальность действия РНС часто называют максимальное расстояние в пределах рабочей зоны (области).

Пропускная способность определяется как максимальное число ЛА, одновременно обслуживаемых данным РНУ или РНС. Ограничение пропускной способности свойственно РНУ и РНС, которые работают по принципу «запрос-ответ».

Быстрдействие РНС (РНУ) определяется временем, которое затрачивается на получение навигационной информации. Быстрдействие увеличивается при одновременности и автоматизации отсчета НП и при использовании ЦВМ для обработки информации.

Считается, что на дозвуковых ЛА время на определение МЛА не должно превышать 1 мин при интервалах между измерениями не более 10 мин. На сверхзвуковых ЛА это время снижается

до нескольких секунд, а интервалы между измерениями — до 5 мин.

Надежность характеризует свойство РНУ и РНС сохранять тактические параметры (в первую очередь точность) в заданных пределах при определенных условиях эксплуатации. В качестве основных показателей надежности используют вероятность безотказной работы, интенсивность отказов и среднюю наработку до отказа. Первый из этих параметров характеризует вероятность того, что данное устройство в течение заданного времени сохранит свои качественные показатели в пределах допусков. Интенсивность отказов — условная плотность вероятности возникновения отказа невозстановляемого объекта, определяемая для рассматриваемого момента времени при условии, что до этого момента отказ не возник. Средняя наработка до отказа является математическим ожиданием наработки объекта (продолжительности его работы) до первого отказа. Одна из мер повышения надежности — использование в РНУ систем встроенного контроля, дающих автоматическую индикацию о неисправности любого из его элементов.

По мнению зарубежных специалистов, надежность навигационных средств сверхзвукового самолета должна быть такой, чтобы вероятность отказа не превышала 10^{-4} за 3 ч (средняя наработка до отказа не менее $3 \cdot 10^4$ ч). При полетах, например, над Северной Атлантикой надежность навигационного оборудования должна обеспечивать практически полную безаварийность (одно летное происшествие по вине навигационного оборудования на $10^7 \dots 10^8$ летных часов). По установившейся концепции посадочное оборудование должно обеспечивать безопасную автоматическую посадку при вероятности летного происшествия, не превышающей 10^{-7} .

Помехоустойчивость РНУ характеризует возможность работы РНУ (РНС) в условиях радиопомех. Для количественной оценки помехоустойчивости используют отношение сигнал/помеха (обычно по напряжению), при котором погрешность определения НП не превышает выбранного значения с заданной вероятностью. Основные меры

повышения помехоустойчивости: подбор несущих частот и формата сигнала, использование временной и частотной селекции сигналов и применение направленных антенн.

Эксплуатационная эффективность характеризуется средними затратами времени на настройку, регулировку и обслуживание устройств и систем по сравнению с временем использования их по назначению. Чем больше затраты времени на профилактические и ремонтные работы, тем ниже эксплуатационная эффективность системы. Повышению эксплуатационной эффективности способствует применение больших интегральных схем высокой надежности. Модульная конструкция аппаратуры облегчает обнаружение и устранение неисправностей и позволяет в случае необходимости изменять или наращивать функции без замены устройства в целом. Существенное значение имеет и возможность выявления отказов устройств с помощью встроенных средств контроля и прогнозирование отказов по данным периодической проверки этих устройств.

Масса и объем бортовой аппаратуры — параметры, определяющие рентабельность ЛА. Увеличение массы и объема аппаратуры приводит к снижению коммерческой загрузки ЛА или сокращению дальности полета. Радикальной мерой улучшения массовых и габаритных характеристик является комплексная микроминиатюризация бортовой аппаратуры на основе применения микроэлектронных компонентов с высокой степенью интеграции.

Технические параметры — совокупность величин, характеризующих технические средства, необходимые для получения заданных тактических параметров.

Важнейшие технические параметры: значение и стабильность несущей частоты; вид и параметры модуляции излучаемых сигналов (формат сигнала); диаграммы направленности антенн; мощность передатчика; чувствительность приемника и т. д.

Задача технической эксплуатации — контроль и стабилизация технических параметров РНУ (РНС). Отклонение любого технического параметра от заданного значения влияет на определен-

ный тактический параметр (или группу параметров), что в отдельных случаях может вызвать отказ РНУ (РНС).

Параметры зарубежных РНС, используемые в технической литературе, кроме перечисленных выше, включают эксплуатационную пригодность, целостность (достоверность) системы и специальные характеристики точности.

Точность систем характеризуют обычно удвоенной СКП, однако эту характеристику используют при определении только линейной точности или при описании погрешностей вдоль ортогональных осей какой-либо системы координат. В системах, определяющих МЛА, применяется удвоенная СКП определения местоположения ($2drms$), представляющая собой радиус окружности, которая содержит не менее 95 % всех возможных местопределений данного объекта. Используется также вероятная круговая погрешность (СЕР), т. е. радиус окружности, содержащей 50 % всех местопределений. Считается, что $2drms = 2,5СЕР$.

Различают следующие виды точности:

прогнозируемая точность — точность местоопределения по отношению к истинному положению объекта в географических или геодезических координатах;

повторяющаяся точность — точность, с которой потребитель навигационной информации может возвратиться на позицию, координаты которой были измерены ранее с помощью той же РНС;

относительная точность — точность, с которой потребители навигационной информации, использующие одну и ту же РНС, определяют свое положение в одной и той же точке, и которая характеризуется расстоянием между этими потребителями в момент времени, соответствующий определениям местоположений.

Эксплуатационная пригодность (доступность) — вероятность того, что в любое время и в любой точке пространства РНС обеспечивает потребителя информацией, достаточной для определения местоположения с заданной точностью. Мерой этого параметра является выраженное в процентах отно-

шение времени, в течение которого навигационные сигналы данной РНС пригодны для определения местоположения, к общему времени работы системы. Для большинства систем данная вероятность достигает установившегося значения в начальный период эксплуатации системы и не зависит от времени.

Целостность (или достоверность) — способность системы обнаруживать свое неправильное функционирование и оповещать об этом потребителей, для того чтобы исключить использование системы в тех случаях, когда ее эксплуатационные параметры выходят за пределы установленных допусков. Мера целостности — значение временной задержки, соответствующей интервалу времени от момента начала неправильного функционирования системы до того момента, когда об этом будет сообщено экипажу ЛА.

1.5. ТОЧНОСТЬ ПОЗИЦИОННЫХ РНС

Точность определения МЛА — статистическая мера характеристик системы. Заключение о точности РНС

должно содержать данные об имеющейся при этом неопределенности определения МЛА.

Погрешности навигационных систем имеют обычно известный закон распределения, и неопределенность МЛА может быть выражена вероятностью того, что погрешность не превысит заданное значение. Определение точности осложняется тем, что она зависит от нестабильности передаваемого сигнала, влияния погоды и других физических изменений в среде распространения, погрешностей приемной аппаратуры и вычисления МЛА. Хорошая точность каждого из входящих в систему РНУ еще не гарантирует высокой точности определения МЛА, так как последняя является функцией «геометрии системы», т. е. взаимного расположения ЛА относительно РНТ системы. В общем случае точность РНС может быть найдена только из анализа точностного поля системы (рис. 1.9), которое представляет собой распределение погрешностей по тракту определения МЛА.

Основные источники составляющих погрешности $\sigma_{МП}$ определения МЛА: $\sigma_{п.г}$ — внутренние дестабилизирующие факторы, действующие на передающую

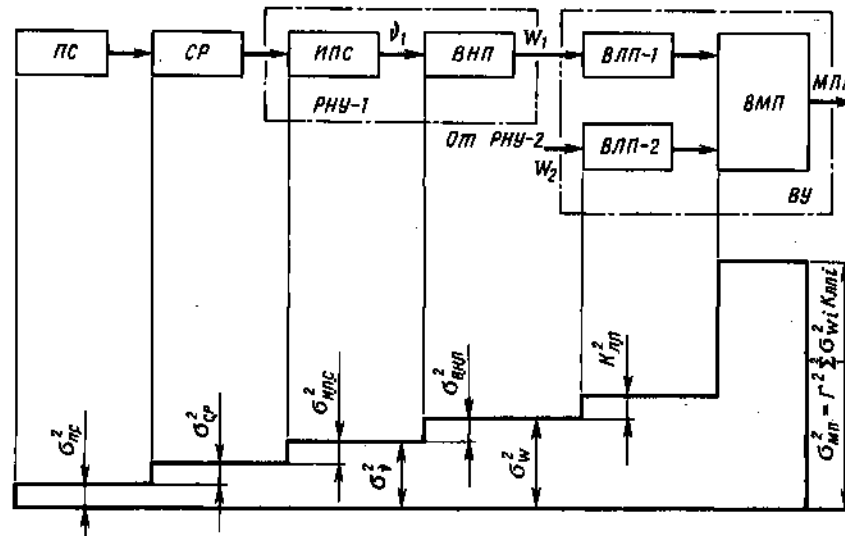
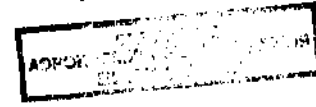


Рис. 1.9. Точностное поле РНС (погрешности приведены к одинаковой размерности)



станцию ПС, излучающую навигационный сигнал; $\sigma_{с.р}$ — внешние факторы, искажающие информативный параметр сигнала в среде распространения СР или при отражении сигнала; $\sigma_{н.с}$ — недостаточная точность и шум измерителя параметра сигнала ИПС; $\sigma_{н.н}$ — нестабильность масштабного коэффициента M и погрешности пересчета v в значении W вычислителем навигационного параметра ВНП; $K_{л.н}$ — геометрические особенности линий положения, учитываемые вычислителем линии положения ВЛП; Γ — геометрический фактор, сказывающийся при обработке данных двух РНУ вычислителем местоположения ВМП. Второстепенные погрешности (например, вычислительного устройства ВУ) на рис. 1.9 не показаны. Обычно источники погрешностей действуют независимо и общая погрешность определяется геометрической суммой отдельных составляющих.

Погрешность определения НП находится из основного уравнения РНУ, которое для большинства устройств имеет вид $W = Mv$, где M — масштабный коэффициент. Погрешность $\sigma_W = (M^2\sigma_v^2 + v^2\sigma_M^2)^{1/2}$ зависит от точности измерения информативного параметра сигнала (σ_v) и масштабного коэффициента M , а также от его нестабильности σ_M .

Погрешность измерения v — одна из основных причин снижения точности определения НП. При отсутствии погрешностей $\sigma_{н.с}$ и $\sigma_{с.р}$ нижняя граница σ_v определяется потенциальной точностью РНУ, которая соответствует оптимальной обработке сигнала с использованием согласованного с сигналом фильтра или коррелятора. При оптимальной обработке сигнала, наблюдаемого на фоне аддитивного гауссовского шума $n(t)$ с постоянной спектральной плотностью N_0 («белый шум»), отношение q^2 энергии сигнала \mathcal{E} к спектральной плотности шума имеет наименьшее из возможных значение $q_{\min}^2 = q_0^2 = 2\mathcal{E}/N_0$, где энергия определяется амплитудой сигнала U_m и временем его наблюдения T_n , т. е.

$$\mathcal{E} = \int_0^{T_n} U_m^2(t) dt.$$

Потенциальная точность характеризуется минимальной дисперсией $\sigma_{v,н}^2$ измерения v , составляющей:

$$\sigma_{v,н}^2 = U_m^2 q_0^{-2} \quad (\text{амплитудные РНУ});$$

$$\sigma_{v,н}^2 = [q_0^2 (2\pi T_n)^{-1}]^{-1} \quad (\text{частотные РНУ});$$

$$\sigma_{v,н}^2 = [q_0^2 (2\pi \Delta F_s)^{-1}]^{-1} \quad (\text{временные РНУ});$$

$$\sigma_{v,н}^2 = q_0^{-2} \quad (\text{фазовые РНУ}),$$

где T_n и ΔF_s — эффективные длительность и ширина спектра сигнала. Последние два параметра определяются из соотношений:

$$T_n^2 = \int_{-\infty}^{\infty} t^2 |U(t)|^2 dt / \int_{-\infty}^{\infty} |U(t)|^2 dt;$$

$$\Delta F_s^2 = \int_{-\infty}^{\infty} f^2 |S(f)|^2 df / \int_{-\infty}^{\infty} |S(f)|^2 df,$$

где $S(f)$ — амплитудный спектр сигнала $U(t)$.

Масштабный коэффициент M зависит от типа РНУ и вида информативного параметра сигнала. При $M = \text{const}$ погрешность $\sigma_W = M\sigma_v$. Для достижения требуемой точности определения НП при заданном (достижимом на данном уровне техники) значении σ_v необходимо уменьшать M путем соответствующего выбора технических параметров РНУ. Дополнительной мерой повышения точности является стабилизация масштабного коэффициента, широко применяемая в РНУ. Эта мера приводит к устранению или уменьшению составляющей $v\sigma_M$ общей погрешности определения НП.

Точность определения МЛА при заданном значении σ_W зависит от геометрических особенностей РНУ и РНС, т. е. от вида НП и положения ЛА относительно РНТ системы. Эти факторы приводят к погрешности определения линии положения и снижению точности определения МЛА.

Погрешность определения линии положения $\Delta ЛП$, т. е. кратчайшее расстояние между измеренной и истинной линиями положения, зависит от формы линий положения и взаимного расположения ЛА и РНУ. Эту погрешность характеризуют СКП

$$\sigma_{л.н} = |\text{grad } W|^{-1} \sigma_W = K_{л.н} \sigma_W,$$

где $K_{л.н}$ — коэффициент погрешности линии положения. При определении МЛА на плоскости XY

$$K_{л.н} = |\text{grad } W|^{-1} = [(\partial W / \partial x)^2 + (\partial W / \partial y)^2]^{-1/2},$$

где параметр W должен быть выражен в координатах x, y .

Погрешность определения МЛА на плоскости ЛМЛА есть кратчайшее расстояние между МЛА_н и МЛА_о, т. е. между определенным по результатам измерений и истинным МЛА (рис. 1.10). Эту погрешность характеризуют СКП

$$\sigma_{л.н} = (\sigma_{л.н1}^2 + \sigma_{л.н2}^2 + 2\rho\sigma_{л.н1}\sigma_{л.н2}\cos\gamma)^{1/2} \text{cosec}\gamma,$$

где γ — угол пересечения линий положения; ρ — коэффициент корреляции, учитывающий взаимную связь погрешностей определения W_1 и W_2 . Обычно принимают $\rho = 0$. Тогда

$$\sigma_{л.н} = (K_{л.н1}^2 \sigma_{W1}^2 + K_{л.н2}^2 \sigma_{W2}^2)^{1/2} \text{cosec}\gamma.$$

Величина $\sigma_{л.н}$ представляет собой радиус среднего квадратичного круга рассеивания. Вероятность того, что результат измерения будет находиться внутри данного круга, составляет 0,63...0,68. Разброс вероятностей является следствием отличия закона распределения погрешностей Δ МЛА от гауссовского. При выборе в качестве меры точности величины $2\sigma_{л.н}$ вероятность попадания результатов измерений в круг радиусов $2\sigma_{л.н}$ лежит в пределах 0,95...0,98, т. е. $2\sigma_{л.н} \approx 2d_{rms}$.

Погрешность определения местоположения ЛА в пространстве при независимости измерений по разным координатам

$$\sigma_{л.н3} = (\sigma_{л.н1}^2 + \sigma_{л.н2}^2)^{1/2} \text{cosec}\gamma_1,$$

где γ_1 — угол между третьей поверхностью положения и линией положения на плоскости; $\sigma_{л.н3}$ — СКП определения третьей поверхности положения.

Точность многопозиционных РНС (МПРНС), в состав которых входят несколько передающих позиций, может быть существенно повышена при использовании избыточности информации в точке приема. Наибольшее распространение в радионавигации получили дальномерные, разностно-дальномерные и угломерные МПРНС. Дальномерный метод используется в СДН и СНС, в первых из них применяется и разностно-дальномерный метод. Угломерный метод определения МЛА находит ограниченное применение, пример его использования — определение МЛА по данным автоматических радиоконпасов.

Аналитические выражения, характеризующие точность этих методов, приведены в табл. 1.1, формулы которой справедливы для расположения станций в РНТ A, B, C на имеющихся в таблице рисунках. В формулах использованы обозначения, соответствующие этим рисункам, а также

$$\begin{aligned} b &= B/2D_0; \quad b_{OA} = B_{OA}/D_0; \quad b_{OB} = \\ &= B_{OB}/D_0; \\ K_r &= (1 - 2b^2 \cos 2\alpha_0 + b^4)^{1/2}; \\ K_{r,OA} &= (1 - 2b_{OA} \cos \alpha_0 + b_{OA}^2)^{1/2}; \\ K_{r,OB} &= (1 - 2b_{OB} \sin \alpha_0 + b_{OB}^2)^{1/2}. \end{aligned}$$

В системах, состоящих из однопозиционных РНУ, считается, что $\sigma_{W1} = \sigma_{W2} = \sigma_W$. Коэффициент корреляции погрешностей принят равным нулю. Для всех однобазовых систем ($n_0 = 1$) наивысшая точность имеет место на перпен-

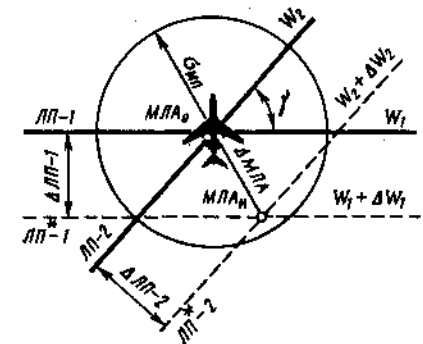


Рис. 1.10. Истинные и измеренные линии положения при определении МЛА

Таблица 1.1. Вид НП и выражения для погрешностей

Тип системы и число баз n_b	Геометрия	
	Измеряемые НП, вид ЛП	Расположение
Угломерно-дальномерная, $n_b=0$	$D_0=D$ — окружность, α_0 — прямая	
Дальномерная, $n_b=1$	D_A — окружность, D_B — окружность	
Угломерная, $n_b=1$	α_A — прямая; α_B — прямая	

определения МЛА в основных многопозиционных РНС

Выражение для погрешности местоопределения $\sigma_{мп}$	
точное	приближенное для дальней зоны $(D_0/B)^2 \gg 1$
$[\sigma_D^2 + (D_0 \sigma_\alpha)^2]^{1/2}$	$\frac{D_0 \sigma_\alpha}{(D_0 \sigma_\alpha \gg \sigma_D)}$
$\sigma_D \left(\frac{B}{D_0} \sin \alpha_0 \right)^{-1} K_r \sqrt{2}$	$\frac{D_0 \sqrt{2}}{B \sin \alpha_0} \sigma_D$
$D_0 \sigma_\alpha \left(\frac{B}{D_0} \sin \alpha_0 \right)^{-1} K_r [2(1 + \epsilon^2)]^{1/2}$	$\frac{D_0 \sqrt{2}}{B \sin \alpha_0} D_0 \sigma_\alpha$

Тип системы и число баз n_0	Геометрия	
	Измеряемые НП, вид ЛП	Расположение
Разностно-дальномерная, $n_0=2$	$D_{p1}=D_A-D_O$ — гипербола, $D_{p2}=D_B-D_O$ — гипербола	

дикулярно к базе, т. е. при $\alpha_0 = \pi/2$. В двухбазовых системах ($n_0=2$) наивысшая точность достигается при $\alpha_0 = \pi/4$.

Геометрический фактор, т. е. коэффициент, показывающий, во сколько раз увеличивается СКП местоопределения по сравнению с СКП измерения НП, при равноточных измерениях ($\sigma_{\psi 1} = \sigma_{\psi 2} = \sigma_{\psi}$):

$$\Gamma = (K_{л.н1}^2 + K_{л.н2}^2)^{1/2} \operatorname{cosec} \alpha_0$$

Для нахождения Γ необходимо знание коэффициента погрешностей определения линий положения $K_{л.н}$. Можно также воспользоваться данными табл. 1.1. В общем случае, представляя вектор навигационных параметров W в виде функции координат x, y, z потребителя, получают определяющую геометрический фактор матрицу

$$\Gamma = \begin{vmatrix} \frac{\partial W_1}{\partial x} & \frac{\partial W_1}{\partial y} & \frac{\partial W_1}{\partial z} \\ \frac{\partial W_2}{\partial x} & \frac{\partial W_2}{\partial y} & \frac{\partial W_2}{\partial z} \end{vmatrix}$$

При неблагоприятном расположении ЛА относительно РНГ геометрический фактор увеличивается и точность определения МЛА падает. Значение геометрического фактора зависит от типа РНС.

1.6. ИНТЕГРАЦИЯ БОРТОВОЙ РЭА

Интеграция (функциональное комплексирование) бортовой РЭА представляет собой объединение различных функций и средств их реализации с целью снижения массы, объема и стоимости аппаратуры при сохранении высокой функциональной надежности. Необходимость интеграции диктуется большим числом бортовых РЭУ, масса которых составляет 2...10 % взлетной массы, а стоимость — до 30 % стоимости ЛА.

Основные задачи интеграции:

обеспечение заданных функциональных характеристик без изменения форматов сигналов объединяемых систем;

существенное снижение массы, объема и стоимости многофункциональной аппаратуры по сравнению с однофункциональной, объединяемой в процессе интеграции;

повышение функциональной надежности и отказоустойчивости.

Выражение для погрешности местоопределения $\sigma_{\text{мл}}$	
точное	приближенное для дальней зоны $(D_0/B)^2 \gg 1$
$\sigma_{Dp} \left(1 - \frac{1 - \delta_{OA} \cos \alpha_0 - \delta_{OB} \sin \alpha_0}{K_{r.OA} K_{r.OB}} \right)^{-1/2} \times$ $\times \left[\left(1 - \frac{1 - \delta_{OA} \cos \alpha_0}{K_{r.OA}} \right)^{-1} + \right.$ $\left. + \left(1 - \frac{1 - \delta_{OB} \sin \alpha_0}{K_{r.OB}} \right)^{-1} \right]^{1/2}$	$\frac{2\sqrt{2} (D_0/B)^2}{(1 + \sin 2\alpha_0)^{1/2}} \sigma_{Dp}$

Область применения интеграции распространяется на устройства и системы, которые работают на близких частотах и выполняют схожие функции при обработке сигналов. Одним из основных объектов интеграции считается аппаратура связи, навигации и опознавания (СНО). На гражданских ЛА интеграции могут подвергаться следующие устройства СНО: радиостанции дальней и ближней связи (рабочие частоты 2...24 и 118...136 МГц), аппаратура посадки (108...112 и 328...336 МГц) и ближней навигации (108...118, 772...1213 МГц), ответчики систем вторичной радиолокации УВД (730...750, 835...840, 1030 и 1090 МГц), аппаратура спутниковых навигационных систем (1200...1600 МГц) и систем предупреждения столкновений (≈ 1600 МГц).

Функциональная надежность и отказоустойчивость характеризуют способность аппаратуры выполнять во время полета требуемые функции при отказах ее элементов. Ожидаемый уровень функциональной надежности интегрированной аппаратуры СНО на микроэлектронной элементной базе примерно в 5 раз выше, чем в однофункциональной аппаратуре. Отказоустойчивость обеспечивается входящими в состав аппаратуры СНО устройствами встроенного контроля и процессорами.

При встроенном контроле автоматически выявляется и отключается неисправный элемент (модуль), а выполняемые им функции перераспределяются программным обеспечением процессоров между другими модулями или передаются модулю, свободному от выполнения задач. При этом возможно некоторое ухудшение тактических параметров аппаратуры СНО.

Структура интегрированной аппаратуры предусматривает необходимое число программно-управляемых каналов формирования, передачи, приема и обработки сигналов систем СНО и может динамично изменяться в зависимости от режима работы, информации о работоспособности элементов аппаратуры и других данных. Исследования показывают, что в интегрированной аппаратуре СНО примерно в 2 раза по сравнению с совокупностью объединяемых устройств снижаются масса, объем и энергопотребление и примерно втрое уменьшается стоимость жизненного цикла аппаратуры. Наилучшие результаты достигаются при раздельном во времени выполнении функций, применении АЦП на возможно более ранних ступенях обработки сигналов и максимальном использовании модулей, выполняющих одинаковые функции.

Структурная схема интегрированной аппаратуры СНО (рис. 1.11) включает

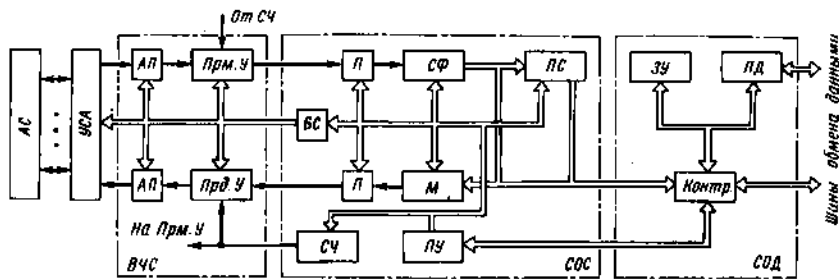


Рис. 1.11. Структурная схема интегрированной аппаратуры СНО

антенную систему АС с устройством согласования УСА, высокочастотную секцию ВЧС и секции обработки сигналов СОС и данных СОД.

Антенная система предназначена для приема и передачи сигналов на всех рабочих частотах в верхней и нижней полусферах ЛА. Для повышения помехоустойчивости возможно использование ФАР с регулируемыми направлениями нулевого приема в диаграмме направленности. Процессор такой антенны состоит из модулей (входные и преобразующие цепи, синтезатор частот, управляющий процессор, интерфейс приемника и др.) и обеспечивает перестройку ФАР в заданном диапазоне частот при динамическом диапазоне сигналов не менее 100 дБ.

Высокочастотная секция содержит приемное Прм. У и передающее Прд. У устройства, которые через антенные переключатели АП соединены с АС. Для выполнения наиболее сложной функции — фильтрации сигналов предполагается использовать трансверсальные фильтры на приборах с зарядовой связью и на **поверхностно-акустических волнах**. Несколько передатчиков Прд. У предоставляются различным системам СНО в зависимости от приоритета последних.

Секция обработки сигналов соединяется с ВЧС через блок согласования БС и переключатели П, положение которых определяется выполняемой функцией и задается процессором управления ПУ. В аппаратуре имеются две подобные по конфигурации СОС, предназначенные для обработки

соответственно широкополосных (навигация и опознавание) и узкополосных (связь) сигналов. Блоки согласованных фильтров СФ, в которые входят АЦП, генераторы копий сигналов, интеграторы и некоторые другие устройства, вместе с процессорами сигналов ПС образуют многоканальный коррелятор, выполняющий функции обнаружения сигналов, слежения за частотой и задержкой, АРУ, демодуляции и декодирования сигналов. Число каналов коррелятора примерно в 2 раза меньше числа объединяемых систем.

Цифровая обработка сигналов и формирование сигналов в модуляторах М производится с помощью векторных процессоров, которые выполняют ограниченный набор операций над векторами (умножение, сложение и др.), но с большой скоростью — до 100 млн. операций в секунду. Узкополосные сигналы обрабатываются непосредственно на низкой промежуточной частоте, а широкополосные перед поступлением на векторный процессор переносятся на нулевую промежуточную частоту в согласованном фильтре. Сужение спектра таких сигналов достигается при совместной корреляционной обработке с опорным сигналом или с помощью специальных операций в частотной области (преобразование Фурье принятого и опорного сигналов, перемножение полученных сигналов и обратное преобразование Фурье).

Жесткие требования к синхронизации (примерно 100 нс для некоторых систем СНО) обуславливает применение в синтезаторе частот СЧ цезиевого эталона времени и частоты (ЭВЧ).

Секция обработки данных содержит запоминающее устройство ЗУ, процессор данных ПД и контроллер Контр., предназначенный для проверки кодирования сигналов.

Процессор ПД вместе с процессором управления (в СОС) выполняет функции формирования данных, кодирования, управления аппаратурой, контроля и др.

Глава 2

БОРТОВЫЕ НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНЫЕ КОМПЛЕКСЫ

2.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Оптимизация — наилучшая организация процессов в устройстве или системе, обеспечивающая экстремум некоторого критерия, характеризующего качество этого устройства или системы.

Погрешность аппаратурная (инструментальная) — часть суммарной погрешности, возникающей из-за несовершенства средств измерения.

Погрешность динамическая — часть суммарной погрешности, которая обусловлена непостоянством измеряемого информативного параметра сигнала, т. е. изменением, например, НП из-за движения ЛА.

Погрешность методическая — часть суммарной погрешности, возникающая вследствие несовершенства метода измерения.

Погрешность флуктуационная — часть суммарной погрешности, которая вызывается помехами (шумами), действующими на входе измерителя одновременно с полезным сигналом.

Эшелонирование — система рассредоточения ЛА, которая обеспечивает постоянное и надежное сохранение безопасных расстояний между ЛА, следующими на одинаковой высоте по параллельным воздушным трассам (боковое), по одной воздушной трассе (продольное) или летящими на разных высотах (вертикальное).

2.2. ТРЕБОВАНИЯ К ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО И ПОСАДОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Требования к точности навигационного оборудования обусловлены безопасностью полетов и экономическими соображениями. В целях предотвращения опасных сближений вокруг каждого

ЛА должно быть защитное пространство (рис. 2.1), в пределах которого нахождение другого ЛА не допускается.

Нормы продольного, бокового и вертикального эшелонирования (табл. 2.1), т. е. размеры защитного пространства, зависят от наличия и степени совершенства наземных и бортовых средств контроля и определения ПМЛА. На воздушных трассах США значение z_0 составляет 1,8...3,7 км в зоне захода на посадку, 7,4 км в районе аэродрома и 14,8 км на внутренних воздушных линиях. Ужесточение норм эшелонирования позволяет оптимизировать воздушные трассы и увеличить плотность воздушного движения. Расчет показывает, что спрямление трассы Москва — Ленинград и Москва — Хабаровск приводит к экономии летного времени на 3...7 мин за час полета, что соответствует годовой экономии от 100 до 200 ч на самолет.

Требуемая точность определения ПМЛА может быть оценена в предположении, что максимальная погрешность ПМЛА не должна приводить к выходу ЛА за пределы защитного пространства (например, при боковом отклонении $3\sigma_z < 0,5z_0$). При такой точности вероятность нарушения границ

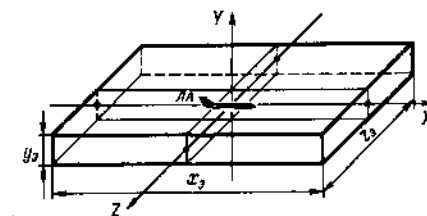


Рис. 2.1. Защитное пространство самолета

Таблица 2.1. Параметры, характеризующие навигационную обстановку (с учетом рекомендаций ИКАО)

Район воздушного пространства	Размеры района (зоны)		
	Радиус, км	Минимальная высота, м	Максимальная высота, м
Зона взлета и посадки	25...50	Уровень земной поверхности	1200...1500
Аэродрома (аэроузла)	70...120 (150...250)	1500	4500...6000 (7450)
Диспетчерской службы (РДС)	300...500	1500	≥ 7450
Над океаном	—	—	—

Продолжение табл. 2.1

Район воздушного пространства	Нормы эшелонирования		
	продольного x_z , км	бокового z , км	вертикального y_z , м
Зона взлета и посадки	2* ¹ ; 5	0,5* ¹	300; 150* ²
Аэродрома (аэроузла)	10* ³ при АС УВД, 20* ³ без АС УВД	10* ⁴ ; 10* ⁴	300 ($H < 6000$ м) 600 ($H > 6000$ м)
Диспетчерской службы (РДС)	30* ³	50	600 ($H < 12000$ м) 1000 ($12000 < H < 16000$ м)
Над океаном	Соответствует 10 мин полета	111	300 ($H < 8820$ м); 600 ($H > 8820$ м)

*¹ При визуальном полете со скоростью менее 300 км/ч.

*² Ниже нижнего эшелона и скорости менее 300 км/ч.

*³ При радиолокационном контроле воздушного движения.

*⁴ При соблюдении 30-километрового продольного интервала при пересечении эшелона попутного ЛА.

защитного пространства и сближения двух ЛА меньше 0,003. В контролируемом службами УВД воздушном пространстве США требуемая точность навигационных средств при указанных значениях z , лежит в пределах $2\sigma_z = 0,1...1$ км. На воздушных трассах Западной Европы при расстоянии между воздушными трассами $z = 30,6$ км (в перспективе 13 км) допустимое откло-

нение от центра трассы $2\sigma_z \leq 5,2$ км (1,85 км). При этом вероятность полета с отклонением более $0,5z$, составляет $2,3 \cdot 10^{-5}$ ($2 \cdot 10^{-6}$), а более z , $-3 \cdot 10^{-6}$ ($2 \cdot 10^{-8}$). Существующие нормы бокового эшелонирования при полете над океаном ($z = 111$ км) требуют точности навигации $2\sigma_z \leq 23,3$ км (вероятность полета с отклонением более $0,5z$, не превышает $5,3 \cdot 10^{-4}$).

По данным ИКАО, нарушение норм бокового эшелонирования не должно приводить более чем к двум опасным сближениям ЛА за 10^8 ч.

Требования к точности посадочного оборудования (табл. 2.2) определяются заданными ИКАО из соображений безопасности размерами зоны предпосадочного маневра — участка пространства, сужающегося по мере уменьшения расстояния до ВПП. Ширина этого участка у среднего маркерного радиомаяка (примерно 1000 м от начала ВПП) не более ± 300 м относительно оси ВПП. Размеры зоны в вертикальной плоскости выбирают из условия безопасного пролета препятствий при заходе самолета на посадку. Заданная (опорная) траектория (ЗТ) движения ЛА лежит в центральной части зоны и совпадает с положениями номинальных линий курса и глиссады.

Этапы процесса посадки (рис. 2.2): 1 — полет без снижения, ЛА выполняет развороты для входа в сектор курса, а затем, выдерживая траекторию, максимально приближенную к линии курса, следует до выхода на глиссаду; 2 — слежение за линией глиссады;

Таблица 2.2. Требования Федерального навигационного плана США (1984 г.) к точности посадочного оборудования

Категория посадки	Высота, м*	Требуемая точность 2 σ , м, по отклонению	
		боковому	вертикальному
I	30	± 9,1	± 3,0
II	15	± 4,6	± 1,4
III	2,4	± 4,1	± 0,4

* Высота над земной поверхностью точки, для которой регламентирована точность.

3 — выравнивание перед посадкой, самолет переходит к снижению по траектории с малым углом наклона; 4 — устранение сноса при наличии боковой составляющей скорости ветра; 5 — заключительный этап от касания самолета ВПП до окончания его пробега по ВПП.

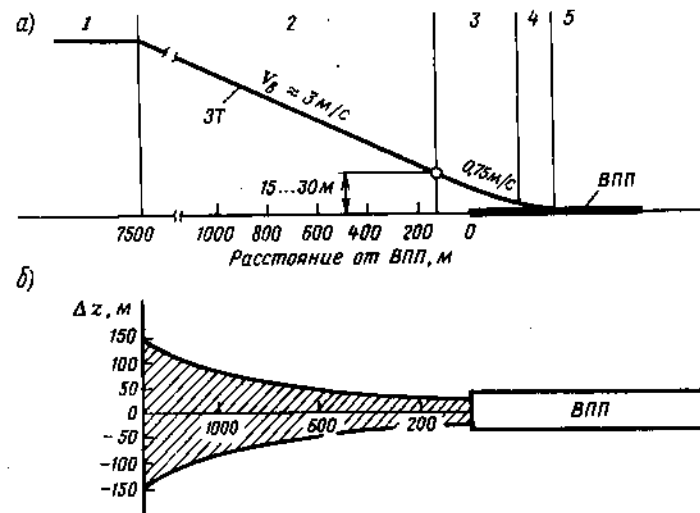


Рис. 2.2. Опорная траектория в вертикальной плоскости (а) и допустимые боковые отклонения самолета от оси ВПП (б)

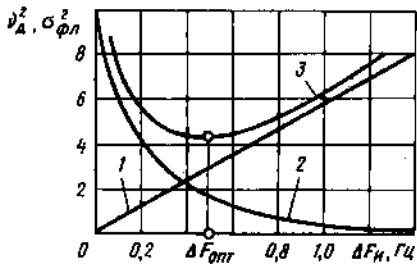


Рис. 2.5. Зависимость дисперсий флуктуационной σ_d^2 (7), динамической σ_ϕ^2 (2) и суммарной σ_Σ^2 (3) погрешностей измерителя от его полосы пропускания ΔF_n .

оптимальную полосу пропускания измерителя ΔF_{opt} .

Оптимальная полоса пропускания измерителя ΔF_{opt} соответствует минимуму суммарной погрешности РНУ (рис. 2.5) и лежит в пределах 0,1...1,5 Гц при обычных условиях полета. Измеритель с полосой ΔF_{opt} оптимален только при определенном законе изменения параметра $v(t)$, а следовательно, и НП $W(t)$.

Оптимизация обработки в нестационарном режиме выполняется при представлении РНУ или РНС в виде много-

мерной системы с переменными параметрами. Метод анализа зависит от типа системы (нелинейная или линейная, стационарная или нестационарная и т. п.). Наиболее общими являются статистические методы, базирующиеся на описании динамических систем в терминах пространства состояния.

Критерии оптимизации основаны обычно на представлении погрешности измерений в виде случайных величин, распределенных по многомерному гауссовскому закону с нулевым средним значением и известной корреляционной матрицей. Оптимизации подвергается в большинстве случаев измерительная система с линейной структурой, поскольку такая система обеспечивает наивысшую точность. В качестве критерия оптимизации применяют функции, минимум которых соответствует наивысшей точности измерений, а сама оптимизация наиболее часто базируется на методе Калмана.

Метод Калмана — метод последовательного оценивания по критерию минимума дисперсии оценки. Выделяемый процесс представляется в виде линейной комбинации компонентов вектора состояния системы x . Эти компоненты определяются решением системы линейных дифференциальных уравнений, описывающих поведение динамической системы. Число компонен-

тов этого вектора $r \gg 1$, где l — порядок указанных дифференциальных уравнений.

В приложении к задачам навигации метод Калмана используют для описания поведения объекта навигации (ЛА) и измерительной системы. Модели объекта и измерительной системы (рис. 2.6, а) описываются уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{x}(k) &= \Phi(k|k-1)x(k-1) + \Gamma(k|k-1)w(k-1) \\ z(k) &= H(k)x(k) + n(k), \end{aligned}$$

где k или $k-1$ показывает, что соответствующая величина определена в момент t_k или t_{k-1} для $k=0, 1, 2, \dots$; $x[r \times 1]$ — вектор состояния объекта; $w[r \times 1]$ — вектор возмущений объекта; $z[m \times 1]$ — вектор измерений; $n[m \times 1]$ — вектор случайных погрешностей датчиков измерительной системы; $\Phi[r \times r]$ и $\Gamma[r \times r]$ — переходные матрицы от состояния $k-1$ к состоянию k ; $H[m \times r]$ — матрица, связывающая состояние объекта и измерения. В квадратных скобках указана размерность вектора. Шум w — результат воздействия на ЛА случайных факторов (порывы ветра, турбулентность атмосферы и т. п.).

Оптимальная оценка искомого компонента (или нескольких компонентов) вектора состояния в момент t_k по результатам наблюдений за время t_k находится по алгоритму

$$\begin{aligned} \hat{x}(k|k) &= \Phi(k|k-1)\hat{x}(k-1|k-1) + \\ &+ K(k)[z(k) - H(k)\Phi(k|k-1)\hat{x}(k-1|k-1)] = \Phi(k|k-1)\hat{x}(k-1|k-1) + \\ &+ K(k)\Delta z(k|k-1), \end{aligned}$$

где $K[r \times m]$ — матрица передачи фильтра, которая рассчитывается в ЦВМ на основе априорного знания начального значения корреляционной матрицы компонентов фильтруемого процесса и корреляционных свойств помех измерения.

Фильтр Калмана, соответствующий приведенному алгоритму (рис. 2.6, б), состоит из модели динамики объекта $\Phi(k|k-1)$, позволяющей экстраполировать оценку состояния объекта, и модели измерительной системы $H(k)$, с помощью которой находится отклик системы на прогнозируемое изменение состояния объекта. Вычитая пред-

сказанный результат измерения, т. е. оценку $\hat{z}(k|k-1)$, из истинного результата $z(k)$, получают погрешность экстраполяции $\Delta z(k|k-1)$. Последняя умножается на рассчитанную ЦВМ матрицу передачи $K(k)$, а результат складывается с $\hat{x}(k|k-1)$ для получения оценки $\hat{x}(k|k)$. Эта оценка хранится в памяти ЦВМ до следующего измерения. Затем цикл повторяется.

Особенность фильтра Калмана — рекуррентность алгоритмов, когда данные предыдущих измерений включаются в последнюю оценку и отпадает необходимость хранения их в ЦВМ. Однако алгоритм требует запоминания матриц, входящих в уравнение фильтра, для всех $k=1, 2, \dots$. Порядок этих матриц зависит от размерности r вектора состояния объекта. Для облегчения требований к ЦВМ вместо оценки полного вектора состояния часто применяют оценку погрешностей датчиков измерительной системы. При этом сокращается размерность оцениваемого вектора, а следовательно, машинное время и объем памяти ЦВМ.

Качество работы фильтра Калмана зависит от степени соответствия действительности моделей объекта и измерительной системы, а также заложенных в фильтр априорных сведений о погрешностях, начальных условиях и возмущающих воздействиях. Указанные сведения известны всегда приблизительно, и фильтрация не является полностью оптимальной. Степень отклонения введенных в фильтр данных от действительных определяется иногда также желанием упростить вычисления и структуру ЦВМ.

2.4. ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ ПРИ КОМПЛЕКСИРОВАНИИ ДАТЧИКОВ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Комплексирование — объединение основанных на различных принципах систем (датчиков навигационной информации) в комплексную систему с целью повышения точности и надежности измерений. Предпосылкой объединения являются высокие требования к навигационным средствам в усло-

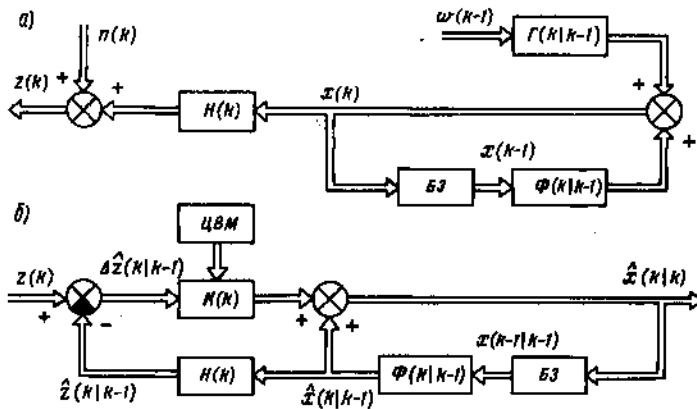


Рис. 2.6. Модель динамики ЛА и измерительной системы (а) и структурная схема фильтра Калмана (б): БЗ — блок задержки на один такт

виях возрастающей плотности воздушного движения и повышения уровней регулярности и безопасности полетов.

Принцип комплексирования основан на избыточности измерительной системы, т. е. использовании не менее двух измерителей, определяющих один и тот же (в простейшем случае) навигационный параметр $W(t)$ различными методами. Комплексная измерительная система может состоять как из неследящих, так и следящих измерителей.

Комплексирование неследящих измерителей предполагает наличие устройств с непосредственным отсчетом НП, которые не содержат вносящих динамическую погрешность инерционных звеньев.

Алгоритм комплексирования основан на разделении цепей фильтрации и цепей, по которым проходит несущий информацию о параметре $W(t)$ сигнал, и приводит к системе, не вносящей динамических погрешностей, т. е. делает систему инвариантной по отношению к изменению параметра $W(t)$. Выходные сигналы двух комплекслируемых измерителей параметра $W(t)$ имеют вид $u_1(t) = W(t) + x_1(t)$; $u_2(t) = W(t) + x_2(t)$, где $x_1(t)$ и $x_2(t)$ — стационарные независимые случайные процессы, соответствующие помехам на выходах измерителей (коэффициент пропорциональности сигналов измерителей параметру W принят равным единице). Инвариантный относительно W алгоритм обработки сигналов требует перехода к процессу $z(t) = u_1(t) - u_2(t) = x_1(t) - x_2(t)$, не содержащему этот параметр. Пропуская процесс $z(t)$ через фильтр, получают оценку помехи x_1 или x_2 . Если най-

дена оценка \hat{x}_1 , то, образуя разность

$$y(t) = u_1(t) - \hat{x}_1(t) = W(t) + [x_1(t) - \hat{x}_1(t)],$$

можно скомпенсировать помеху x_1 ее оценкой и повысить точность измерений.

Схема комплексной измерительной системы, реализующая приведенный алгоритм (рис. 2.7, а), называется схемой компенсации помех. При комплексировании радиотехнического И-1 и нерадиотехнического И-2 (например, механического) измерителей их различие отражается на спектрах $G_1(f)$ и $G_2(f)$ помех на выходах этих измерителей (рис. 2.7, б). Помеховые составляющие выходного сигнала механического измерителя сосредоточены в области низких частот, а спектр помехи радиотехнического измерителя занимает полосу от низких до высоких частот. На основе априорных сведений о спектре (или корреляционной функции) помехи x строят фильтр Φ , который формирует оценку \hat{x}_1 . Выходной сигнал системы

$$y(t) = W(t) + [1 - K_\Phi(p)]x_1(t) + K_\Phi(p)x_2(t),$$

где $K_\Phi(p)$ — операторный коэффициент передачи фильтра Φ .

Комплексирование следящего радиотехнического измерителя с неследящим предполагает использование в качестве фильтрующих звеньев элементов следящей системы датчика Д. В следящий измеритель СИ входят инерционные звенья с операторными коэффициентами передачи $K_1(p)$ и $K_2(p)$, а сигнал нерадиотехнического измерителя И вводится через фильтр с коэффи-

циентом передачи $H(p)$ (рис. 2.8). Фильтр необходим для того, чтобы привести сигнал измерителя И к тому же виду, какой имеет сигнал СИ в точке их сложения.

Выходной сигнал измерителя

$$y(t) = \frac{K(p) + H(p)K_2(p)}{1 + K(p)} W(t) + \frac{H(p)K(p)}{1 + K(p)} x_1(t) + \frac{K(p)}{1 + K(p)} x_2(t),$$

где $K(p) = K_1(p) + K_2(p)$.

Условие инвариантности, т. е. отсутствия динамической погрешности, имеет вид $H(p)K(p) = 1$. При выполнении этого условия

$$y(t) = W(t) + [1 + K(p)]^{-1} x_1(t) + K(p)[1 + K(p)]^{-1} x_2(t).$$

Когда $K(p)[1 + K(p)]^{-1} = K_\Phi(p)$, рассматриваемая схема эквивалентна схеме компенсации помех.

Основной источник погрешностей комплексной измерительной системы — неполная компенсация погрешности одного из измерителей и перекрытие спектров их помех.

Первая причина снижения точности может быть исключена, когда точно известно изменение компенсируемой погрешности во времени при различных условиях полета и можно выполнить фильтр, соответствующий ее спектру.

Вторая причина неустранима и приводит к флюктуационной погрешности. Спектры $G_1(f)$ и $G_2(f)$ всегда частично перекрываются. Поэтому на выходе комплексной системы действует помеховая составляющая

$$y_{\Phi}(t) = [1 - K_\Phi(p)]x_1(t) + K_\Phi(p)x_2(t).$$

Дисперсия этой составляющей, т. е. дисперсия флюктуационной погрешности измерения

$$\sigma_{\Phi}^2 = \int_0^{\infty} [G_1(f) |1 - K_\Phi(j\omega)|^2 + G_2(f) |K_\Phi(j\omega)|^2] df,$$

где $K_\Phi(j\omega)$ — АЧХ фильтра Φ . Погрешность σ_{Φ} меньше, чем у любого из

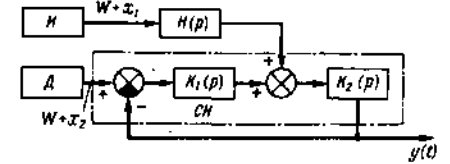


Рис. 2.8. Схема комплексирования следящего радиотехнического измерителя с нерадиотехническим измерителем

комплекслируемых измерителей. При полном выделении помехи x фильтром Φ первая составляющая погрешности $\sigma_{\Phi 1}$ равна нулю и точность измерения ухудшается только за счет составляющих спектра $G_2(f)$, попадающих в полосу пропускания фильтра Φ (см. рис. 2.7, б).

Достоинства комплексной измерительной системы, кроме снижения флюктуационной погрешности, включают отсутствие дополнительной динамической погрешности и повышенную надежность.

Отсутствие дополнительной динамической погрешности, вносимой самой системой, объясняется тем, что полезный сигнал, содержащий информацию о параметре $W(t)$, не проходит через инерционные (фильтрующие) цепи. Такое преимущество достигается ценой информационной избыточности комплексной системы.

Повышение надежности — следствие структурной избыточности системы. Отказ одного из измерителей приводит к снижению точности системы, но не к потере информации о параметре $W(t)$.

Основные типы комплексных систем отличаются схемой включения фильтра. Различают разомкнутую, замкнутую и смешанную (комбинированную) системы.

Разомкнутая система основана на коррекции сигнала одного из измерителей, принятого за базовый. К числу разомкнутых относится система, построенная по схеме компенсации погрешности, и ее вариант, основанный на использовании следящего радио-

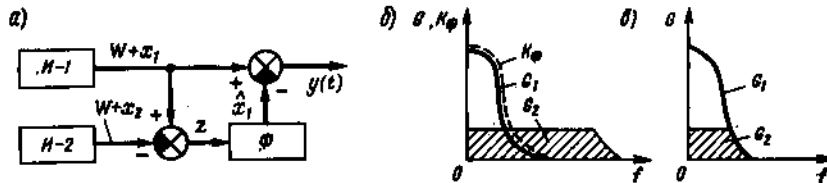


Рис. 2.7. Структурная схема комплексной системы с компенсацией погрешностей измерителя И-1 (а) и спектры помех на входе (б) и выходе (в) фильтра Φ

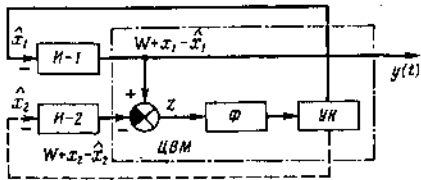


Рис. 2.9. Замкнутая система компенсации погрешностей измерителя И-1 (штриховой линией показана возможная цепь компенсации погрешностей измерителя И-2)

технического измерителя. Достоинство разомкнутой системы — отсутствие непосредственного воздействия на сами измерители. Система может быть реализована с использованием типовых измерителей и найдено применение при компенсации измерителей одного НП, например измерителей скорости инерциального и доплеровского типов.

Замкнутая система представляет собой систему коррекции самих измерителей (или одного из них). В такой системе (рис. 2.9) погрешности датчиков характеризуются их значениями x_1 и x_2 , соответствующими разомкнутой системе. В вычитающем устройстве формируется сигнал измерений $z = (x_1 - \hat{x}_1) - (x_2 - \hat{x}_2)$. Этот сигнал фильтруется с целью выделения погрешностей, присущих тому или другому измерителю. Полученный в устройстве коррекции УК сигнал подается затем в качестве поправки на соответствующий измеритель. Указанные операции выполняются в ЦВМ. Достоинство замкнутой систем — большая точность, что объясняется коррекцией любых погрешностей измерителей, которые могут быть оценены фильтром Ф. Построение замкнутой системы возможно при воздействии на внутренние элементы измерителей.

Смешанная система отличается от замкнутой тем, что в ней замкнуты не все возможные обратные связи. Применение смешанной системы целесообразно в тех случаях, когда желательна высокая точность, но отсутствует физическая возможность подключения к внутренним элементам некоторых измерителей.

2.5. ПРИНЦИП ПОСТРОЕНИЯ КОМПЛЕКСНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Комплексная навигационная система (КНС) состоит из нескольких измерителей одного и того же навигационного параметра W , объединенных ЦВМ. Эта ЦВМ оценивает составляющие погрешности одного из измерителей, принятого за основной (базовый), и осуществляет коррекцию или погрешностей (в разомкнутой системе), или самого измерителя (в замкнутой системе). Основной измеритель должен обладать минимальной динамической погрешностью, а следовательно, быть разомкнутым (т. е. неследящим) по отношению к измеряемому параметру W .

Метод оценки погрешностей основан на минимизации отличия отклика фильтра КНС от выделяемого фильтром процесса. Для оценки используется фильтр Калмана. Алгоритм калмановской фильтрации реализуется в ЦВМ КНС.

Требования к быстрдействию и объему памяти ЦВМ КНС определяются, главным образом, размером l вектора состояния x , который зависит от числа учитываемых составляющих общей погрешности. Число операций умножения и сложения, определяющее требуемое быстрдействие ЦВМ, пропорционально l^3 , а число постоянно используемых ячеек оперативного запоминающего устройства ЦВМ пропорционально l^2 . Увеличение числа измерений m не вызывает существенного роста объема вычислений и времени решения навигационной задачи, которое в современных ЦВМ не превышает 1 с. Это время определяет интервал дискретизации подаваемых на фильтр сигналов, так как каждый следующий сигнал должен быть подан на фильтр тогда, когда закончится обработка предыдущего сигнала.

Комплексная навигационная система определения скорости ЛА по данным ИНС и ДИСС (рис. 2.10) использует информацию о двух составляющих вектора горизонтальной скорости (V_x, V_z), которая в цифровой форме подается на блок предварительной обработки БПОИ, где синхронизируется

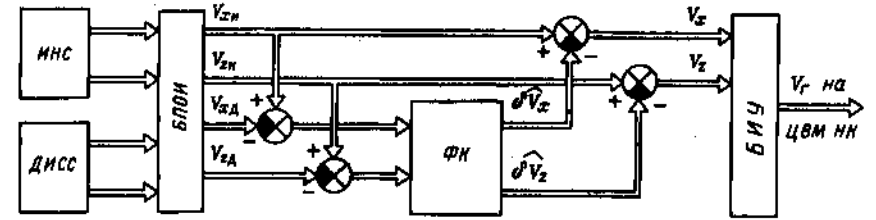


Рис. 2.10. Структурная схема комплексной навигационной системы определения скорости ЛА

зирруется скорость поступления данных в фильтр Калмана ФК. Вектор измерений $z [2 \times 1]$ формируется как разность соответствующих составляющих вектора скорости измеренных ИНС (V_{xn}, V_{zn}) и ДИСС (V_{xd}, V_{zd}). Вектор x включает основные составляющие погрешностей ИНС и ДИСС. Порядок системы дифференциальных уравнений, описывающих погрешности ИНС, а следовательно, и число

учитываемых при построении КНС компонентов вектора x определяется требуемой точностью компенсации.

Фильтр Калмана выдает оценки погрешностей ИНС по скорости на основе заложенной в фильтр априорной информации о поведении погрешностей во времени (матрица Φ) и о шумах измерения n ДИСС. Скорректированные значения составляющих горизонтальной скорости поступают от ИНС

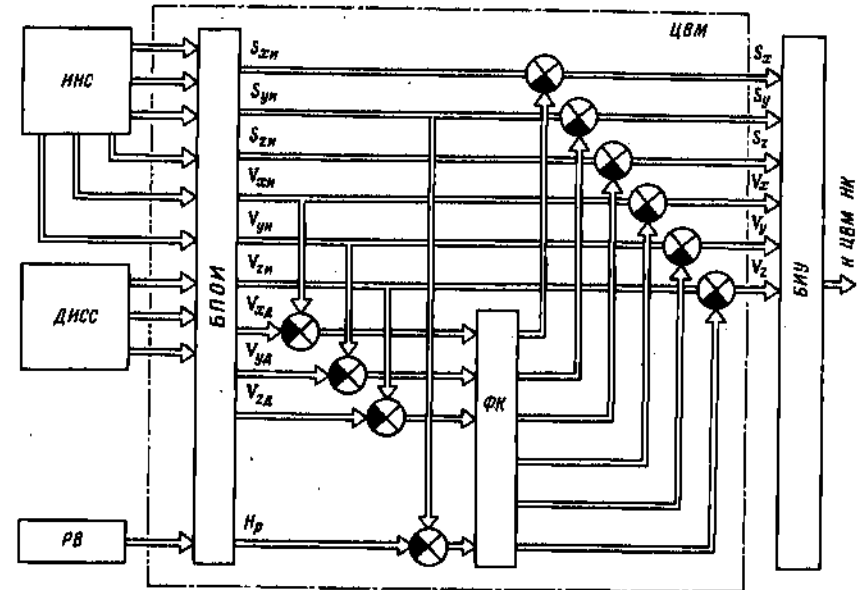


Рис. 2.11. Структурная схема комплексной навигационной системы определения местоположения и скорости ЛА

числяет МЛА_с в основной системе координат, принятой для решения навигационных задач. Позиционная навигационная система ПС определяет МЛА_н в той же или другой системе координат.

Результаты местоопределения уточняются в устройстве обработки УО-1. В простейшем варианте с помощью УО-1 корректируется одна из систем местоопределения по данным, полученным от другой системы. При этом результирующая точность определяется системой, используемой для коррекции. Более сложные варианты устройства обработки строятся на базе комплексных навигационных систем. Результаты определения МЛА могут выводиться на индикаторы.

Устройство сравнения УС в результате сопоставления координат текущего МЛА_о и заданного МЛА_з вырабатывает сигнал рассогласования СР (например, продольное и боковое отклонения ЛА от заданной траектории). В устройстве выработки навигационного решения ВНР определяются регулируемые параметры полета (линейное или угловое отклонение ЛА; требуемые значения путевого угла и путевой скорости и т. д.), набор которых зависит от алгоритма работы НК. Пилотажный комплекс Пл.К вырабатывает сигналы управления ЛА, с помощью которых устраняется отмеченное рассогласование.

Посадочный комплекс (ПК) выдает экипажу и в САУ информацию о ПМЛА с целью выполнения (в том числе и автоматически) операций по заходу ЛА на посадку, посадки и руления по ВПП.

Основные задачи ПК при автоматической посадке:

определение с заданными точностью и достоверностью отклонений ЛА от заданной траектории посадки, высоты и вертикальной скорости полета;

минимизация в момент приземления бокового отклонения ЛА от оси ВПП, боковой составляющей скорости и угла между продольными осями ВПП и ЛА; определение направления пробега ЛА по ВПП.

Алгоритм работы ПК в настоящее время существенно проще, чем навигационного комплекса, так как траекто-

рия захода на посадку не рассчитывается по данным измерений, а задается с помощью наземных радиомаяков. Бортовое оборудование системы посадки ОСП измеряет и выдает отклонения от траектории, т. е. на выходе ОСП имеются готовые сигналы навигационного управления. Ограниченное применение получили и средства взаимной коррекции радиотехнических и нерадотехнических устройств, обеспечивающих посадку самолета (соответствующее устройство УО-2 показано на рис. 2.12 штриховой линией). Не подвергаются обычно предварительной обработке в комплексе и сигналы радиовысотомера РВ, используемого при посадке.

2.7. СОСТАВ И ПАРАМЕТРЫ НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Обобщенная структурная схема комплекса (рис. 2.13) содержит следующие системы: датчиков СД, вычислительную ВС, индикации и управления СИУ, контроля СК и обмена информацией СОИ.

Система датчиков состоит из устройств и подсистем, снабжающих комплекс информацией. Состав СД зависит от назначения комплекса. В навигационном комплексе в нее входят устройства определения МЛА, высоты, скорости и курса полета и другие.

Вычислительная система — совокупность устройств, предназначенных для обработки информации. Основа ВС — одна или две центральные ЦВМ, связанные информационными каналами с вычислительными устройствами (процессорами) датчиков комплекса. В такой гибридной структуре ВС высокие вычислительные возможности центральной ЦВМ сочетаются с достоинствами малых ЦВМ отдельных датчиков. Снижаются требования к быстродействию центральной ЦВМ, упрощается ее программирование и эксплуатация, расширяются возможности изменения функций ВС, повышается ее надежность и достигается некоторое снижение массовых и габаритных характеристик системы.

В навигационных комплексах используются ЦВМ, которые в зависи-

мости от степени совершенства и элементной базы обладают следующими параметрами:

Число команд	28... 125
Разрядность, дв. знаки	16...32
Объем памяти, кбайт*	32...64
Тактовая частота, МГц	0,5...2,0
Быстродействие, мкс	2...10
Масса, кг	5...20
Объем, дм ³	6...25
Средняя наработка на отказ, тыс. ч	5...10
Потребляемая мощность, Вт	20...200

* Единица количества информации байт соответствует 8 битам, 1 к=1024 байта.

Система индикации и управления — связующее звено между экипажем и бортовым комплексом. Эта система информирует экипаж о функционировании различных элементов комплекса и получаемых с их помощью данных, позволяя экипажу вмешиваться в работу бортовых систем и предпринимать соответствующие действия по выполнению полета. В состав СИУ входят индикаторы, используемые экипажем в полете, а также органы управления как комплексом в целом, так и отдельными его устройствами и системами.

Наряду с пилотажными приборами, на которых отображаются скорость, высота, курс, азимут по радиомаяку и т. д., на ЛА устанавливают командно-пилотажные (КПП) и навигационно-плановые (НПП) приборы. Эти директорные (командные) приборы выдают пилоту обобщенную информацию, необходимую для удержания ЛА на заданной траектории.

Существенное облегчение работы экипажа достигается при использовании комплексных индикаторов, примером которых может служить индикатор на лобовом стекле кабины экипажа. При использовании таким индикатором пилоту не нужно переключать внимание с обзор воздушного пространства на приборную доску, что сопряжено с потерей времени на адаптацию зрения к новым условиям освещенности и на поиск нужного прибора. Индикаторы на лобовом стекле требуются на особо напряженных этапах полета, например при посадке, когда на индикатор выносятся не-

обходимая для завершения полета информация от устройств и систем посадочного комплекса. Масса индикатора на лобовом стекле составляет 10...20 кг. При маршрутных полетах широко применяют автоматические планшеты и проекционные индикаторы навигационной обстановки, на которых отображается карта местности и указывается текущее место ЛА. Эти индикаторы позволяют определить место ЛА с точностью не хуже ±5 км и имеют массу, значение которой лежит в пределах от 10 до 40 кг.

Система контроля предназначена для автоматической проверки работоспособности элементов комплекса и автоматического перехода на резерв при отказе одного из них. В простейших системах последняя операция выполняется экипажем по сигналам системы контроля. Система контроля предотвращает использование экипажем устройств и систем, параметры которых не соответствуют установленным допускам. Для обеспечения контроля может выделяться часть вычислительных возможностей центральной ЦВМ комплекса. Обязательное условие успешного функционирования СК — наличие в бортовой аппаратуре встроенных устройств контроля. Система контроля должна также регистрировать параметры контролируемой аппаратуры. Накопление статистического материала о характеристиках аппаратуры способствует переходу от технического обслуживания РЭО по регламенту к обслуживанию по действительному состоянию авиационной техники, что поз-

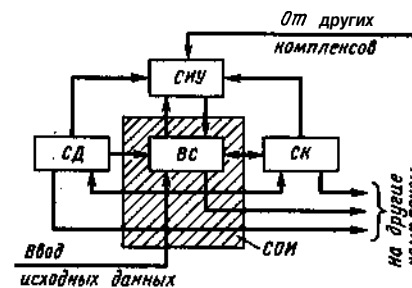


Рис. 2.13. Обобщенная структурная схема комплекса

воляет уменьшить число отказов аппаратуры и получить значительную экономию средств.

Система обмена информацией служит для передачи сигналов между отдельными устройствами и системами комплекса, а также для обмена информацией между различными комплексами ЛА. Простейший вариант СОИ — кабельная сеть с устройствами преобразования информации (например, из аналоговой формы в дискретную или из одного кода в другой) и согласования уровней передаваемых сигналов. Протяженность и масса кабельных линий достигает на ЛА сотен и тысяч метров, а масса — сотен килограммов.

Радикальным методом улучшения характеристик системы обмена информацией является мультиплексирование, т. е. метод поочередной передачи многих сообщений по одной линии связи. Наибольший эффект мультиплексирование дает при стандартизации сигналов и устройств ввода/вывода информации. Применяют проводные линии связи (коаксиальные кабели или скрученные экранированные пары проводов). В перспективе предполагается использовать волоконно-оптические линии. При мультиплексировании на 30...40 % сокращается протяженность и масса проводов, уменьшается число соединений и коммутационных устройств, увеличивается гибкость бортовых комплексов, снижается уровень взаимных помех и повышается надежность.

Навигационно-посадочные комплексы состоят из устройств и систем, перечень которых зависит от класса ЛА, уровня автоматизации комплекса и имеющихся датчиков навигационной информации. В гражданской авиации широкое распространение получают автоматизированные комплексы, в которых вычислительная система строится на базе ЦВМ. Для повышения надежности используется резервирование систем и аппаратуры комплексов. Так, например, в посадочной аппаратуре, предназначенной для посадки ЛА в условиях минимума III категории, применяют принцип «двухотказности» или тройное резервирование (триплексная система). Принцип «двухотказности» заключается в сохранении текущего

режима полета при возникновении отказа. При втором отказе система автоматического управления отключается без существенного отклонения ЛА от траектории и нарушения балансировки самолета. Триплексная система состоит из трех идентичных каналов, подключаемых к системе управления самолетом по мажоритарному принципу, который основан на логическом сравнении контролируемых параметров трех каналов.

Параметры НК регламентируются в зависимости от типа комплекса и ЛА, на котором он установлен. Интегральная характеристика оценки комплекса по критерию требуемого уровня безопасности полетов — техническая эффективность, т. е. вероятность удержания ЛА внутри заданного объема пространства (эшелона) на протяжении всей трассы. Согласно существующим требованиям значение этой вероятности лежит в пределах 0,95...0,9995 при ширине трассы 5...15 км.

Основные параметры НК должны соответствовать следующим значениям:

Погрешность счисления координат ЛА (2а), % от пройденного пути, при использовании:	
доплеровского измерителя скорости	2
аэродинамических данных	3
комплексной обработки информации	1
Погрешность коррекции координат (2а) по СБН, км, при дальности до наземного радиомаяка 200 км	2,4
Погрешность индикации МЛА (2а) на плановом индикаторе навигационной обстановки, км:	
на маршруте	4
в зоне аэродрома	1
Вероятность нахождения ЛА в коридоре ± 5 км при коррекции через 250 км	0,95
Погрешность определения времени прибытия в заданный пункт маршрута (2а), мин	1,8
Время ввода программы и ее контроля, мин	15
Среднее время наработки до отказа, ч	300

Навигационно-посадочный комплекс ближнего магистрального самолета (например, БНК-1П самолета Як-42) основан на счислении пути по данным от ДИСС и инерциальной курсоверткали ИКВ (рис. 2.14). Предусмотрено уточнение полученного счислением местоположения по системе ближней навигации РСБН. Процессы счисления и коррекции выполняются в ЦВМ. В случае потери информации от ДИСС (например, при полете над морем) возможно включение резервного режима счисления по данным о воздушной скорости от системы воздушных сигналов СВС. Для выбора режимов, переключения сигналов и подобных операций служит блок коммутации БК.

Автоматический радиокомпас АРК и метеонавигационный радиолокатор МНР имеют выходы только на систему индикации. Навигационно-посадочная аппаратура «Курс МП» применяется

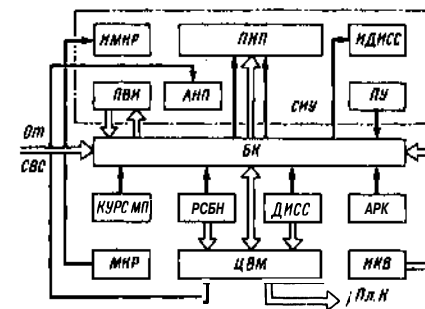


Рис. 2.14. Упрощенная структурная схема навигационного комплекса ближнего магистрального самолета II класса (резервная аппаратура не показана)

для навигации по азимутальным радиомаякам зарубежной системы ближней навигации VOR/DME и посадки по

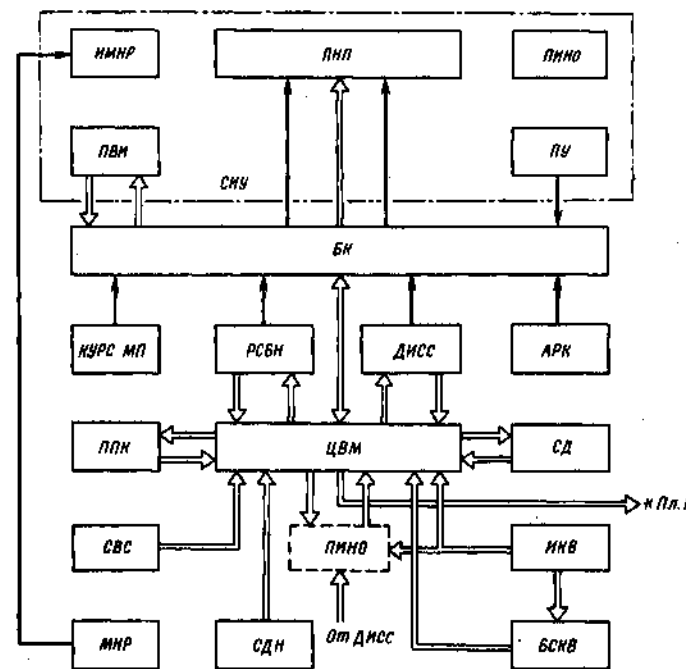


Рис. 2.15. Упрощенная структурная схема навигационного комплекса среднего магистрального самолета I класса (резервная аппаратура не показана)

системам метрового диапазона. **Сигналы ЦВМ** используются в пилотажном комплексе ПЛ.К.

В систему индикации и управления СИУ входят пульт управления ПУ и пульт ввода информации и индикации ПВИ. Первый из них служит для управления блоком коммутации БК, а второй управляет режимами комплекса и используется для ввода данных в комплекс. Индикаторная часть СИУ представлена автоматическим навигационным планшетом АНП с подвижной картой, пилотажно-навигационными приборами ПНП и индикаторами МНР и ДИСС (ИМНР и ИДИСС).

Навигационно-посадочный комплекс среднего магистрального самолета (например, БНК-2П Ил-86) основан на определении МЛА методом счисления пути по совместно обрабатываемым в ЦВМ данным от ДИСС и ИКВ (рис. 2.15). Для формирования и выдачи потребителям гироманнитного и приведенного курсов и контроля работы ИКВ служит базовая система курса и вертикали БСКВ. Совместная обработка информации от нескольких датчиков повышает точность счисления и увеличивает надежность и достоверность выдаваемых сигналов. Программирование полета, счисление пути, коррекцию результатов счисления по данным РСБН и других датчиков выполняют вычислительные машины комплекса, имеющие следующие характеристики:

Число двоичных разрядов слова 16
Продолжительность выполнения операций сложения/умножения/деления, мкс 5/10/100
Емкость памяти ОЗУ/ПЗУ, Кбайт 2/32

При полетах по зарубежным трассам для коррекции местоположения применяется система ближней навигации **VOR/DME**, аппаратура угломерного канала которой входит в «Курс МП», а дальномерная — представлена самолетным дальномером СД. Аппаратура «Курс МП» служит и для посадки по отечественным и зарубежным системам метрового диапазона. Датчиком местоположения ЛА может служить аппаратура **СДН**, а резервным средством счисления пути — **СВС**.

Перестройка частотных каналов радионавигационных средств обычно автоматическая с помощью ЦВМ. В состав системы индикации и управления СИУ включен пульт подготовки и контроля ППК, предназначенный для управления режимами автоматической подготовки комплекса к полету, автоматического ввода программы полета в ЦВМ и стимуляции контроля комплекса. Вместо автоматического навигационного планшета используется плановый индикатор навигационной обстановки ПИНО. Состав и функции остальных элементов этого комплекса и комплекса **БНК-1П** аналогичны.

фазам и принадлежащими одному семейству.

Зона действия СДН — область пространства, в пределах которой РНС может обеспечить потребителя навигационной информацией с заданной степенью точности.

Потребитель (навигационной информации) — объект использующий данную систему для определения навигационных параметров.

Семейство линий положения РНС —

совокупность не пересекающихся в зоне действия РНС линий положения системы.

Синхронизация — поддержание равных частот и постоянной разности фаз генераторов опорных станций или опорных станций и аппаратуры потребителей.

Система радионавигационная дальномерная — РНС, навигационным параметром которой является расстояние от потребителя до опорной станции.

Система радионавигационная дифференциальная — РНС, имеющая контрольную станцию, с помощью которой определяются поправки на распространение радиоволн, используемые для повышения точности аппаратуры потребителя в зоне действия контрольной станции.

Система радионавигационная квазидальномерная — РНС, в которой измеряется квазидальность, т. е. расстояние от потребителя до опорной станции с погрешностью, вызванной сдвигом шкал времени аппаратуры потребителя и опорной станции.

Система радионавигационная пассивная — РНС, бортовая аппаратура которой не содержит устройств, излучающих радиосигналы.

Система радионавигационная разностно-дальномерная — РНС, навигационным параметром которой является разность расстояний от подвижного объекта до двух разнесенных в пространстве РНТ.

Сигналопорной станции поверхности (пространственный) — сигнал, передаваемый поверхностными (пространственными) электромагнитными волнами.

Станция опорная — передающая станция РСДН, обеспечивающая все-направленное излучение сигналов, которое синхронизировано с излучением сигналов другими опорными станциями системы.

Цепочка опорных станций — минимальная совокупность опорных станций, создающая сетку линий положения РСДН.

Цикл излучения опорной станции — интервал времени повторения излучения опорной станцией группы рабочих частот или пачек сигналов.

Формат сигнала — совокупность частотных и временных параметров, описывающих излучаемый или принимаемый сигнал.

3.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ СИСТЕМ ДАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Системы дальней навигации относятся к классу многопозиционных РНС и предназначены для определения МЛА на расстояниях до нескольких тысяч километров или в пределах земного шара (глобальные системы). Все СДН¹ работают в пассивном режиме в диапазоне километровых (длинных) или микрометровых (сверхдлинных) волн, где требуемая дальность действия обеспечивается с помощью сигналов поверхностных волн.

Основа СДН — сеть наземных опорных станций (ОС) с дальностью действия (в зависимости от системы) от 1 тыс. до 9 тыс. км. Основная задача ОС — формирование и излучение навигационного сигнала. Передатчики ОС снабжены эталонами времени и частоты (ЭВЧ) с долговременной стабильностью $10^{-12} \dots 10^{-10}$ и синхронизированы со шкалой Всемирного координированного времени (UTC).

Аппаратура потребителей (АП) вырабатывает информацию о координатах ЛА. Эта информация используется для определения отклонения ЛА от заданной траектории полета и коррекции автономных систем счисления пути, а также в индикаторах навигационной обстановки для указания текущего положения ЛА на карте.

Навигационный параметр СДН — дальности от ЛА до ОС или разность дальностей от ЛА до двух ОС (дальномерные или разностно-дальномерные системы). Все СДН проектировались как разностно-дальномерные. Достижения в области малогабаритных ЭВЧ позволяют использовать СДН в дальномерном варианте и повысить их точность.

Основной информативный параметр СДН — фаза колебаний несущей частоты (фазовые системы). Извлечение информации из фазы основано на когерентности навигационных сигна-

Глава 3

СИСТЕМЫ ДАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

3.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

База опорных станций — расстояние между двумя опорными станциями системы.

Диаграмма сигнала временная — последовательность сигналов, излучаемых опорными станциями РНС.

Дорожка фазовая — часть земной поверхности, ограниченная двумя соседними линиями положения, соответствующими отличающимся на 2я

Таблица 3.1. Основные параметры систем дальней навигации

Параметр	Лоран-С	Омега
Дальность действия днем (ночью), тыс. км	2,2...2,6 (1,8...1,9)* ¹	Глобальная
Погрешность линии положения ($2\sigma_{л.л.}$) днем (ночью), км	0,2(0,6)* ^{1, *2}	1,85(3,7)
Погрешность определения местоположения ($2\sigma_{мп.}$), км:		
прогнозируемая	0,46	3,7...7,4
повторяющаяся	0,018...0,09	3,7...7,4
относительная	0,018...0,09	0,46...0,93
Возможное число измерений за 10 с	100...200	1
Возможность разрешения многозначности	Имеется	Требуется знание местоположения с точностью $\pm 66,7$ км
Диапазон частот, кГц	100	10...14
Число частотно-кодовых каналов	24	24
База системы, тыс. км	0,9...1,5	9...15

*¹ При работе на поверхностной волне.
*² Для базы системы, где $\beta = 180^\circ$.

лов, которая достигается с помощью взаимно синхронизированных атомных ЭВЧ на ОС.

Типы СДН отличаются форматом навигационного сигнала и дальностью действия. Наибольшее распространение получили системы типа Лоран-С и типа Омега (табл. 3.1). Все СДН рассчитываются на избыточность информации, когда в зоне действия системы возможен прием большего, чем необходимо для определения МЛА, числа сигналов ОС. Избыточность позволяет выбрать наиболее подходящий в смысле точности набор ОС (по критерию минимума помех и геометрического фактора ГФ и максимума отношения сигнал/помеха).

Система Лоран-С — импульсно-фазовая СДН, основу которой составляют цепочки из одной ведущей (М) и двух—четырех ведомых (W, X, Y, Z) ОС, работающих на частоте 100 кГц. Зоны действия цепочек перекрывают основные трансокеанические маршруты, а также прибрежные районы ряда стран Европы, Азии и Северной Америки. Импульсный характер сигнала используется для разрешения многозначности фазовых измерений.

Система Омега — фазовая СДН, основу которой составляют восемь независимых ОС (А, В, С, ..., Я), расположенных так, чтобы получить глобальную зону действия. Избыточность системы снижает чувствительность ее к отказам ОС. Выход из строя одной ОС приводит к увеличению $\sigma_{мп.}$ на 10...15 %, а двух — не более чем на 50 %. Рабочие частоты ОС от 10 до 14 кГц. В дальномерном варианте используются также сигналы наземных связанных радиостанций, работающих на частотах 10...20 кГц.

3.3. ФОРМИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В СДН

Особенности местоопределения в СДН связаны с пассивным характером систем и зависят от их класса.

Пассивная СДН основана на излучении навигационного сигнала ОС в момент t_{0i} и измерении времени приема t_D этого сигнала потребителем с помощью измерителя времени, который включается в момент t_{0n} (рис. 3.1). Моменты t_{0i} и t_{0n} , т. е. шкалы времени

Рис. 3.1. Шкалы времени дальномерной (а), квазидальномерной (б) и разностно-дальномерной (в) систем

ОС и потребители, задаются соответствующими ЭВЧ. Высокая стабильность ЭВЧ опорных станций позволяет считать, что все ОС используют единую шкалу времени системы ШВС. В общем случае шкала времени потребителя ШВП смещена на ΔT относительно ШВС (расхождение шкал времени), что приводит к отличию измеренного интервала времени t_n от истинного t_D .

Класс СДН, т. е. принадлежность системы к дальномерным, квазидальномерным или разностно-дальномерным системам, сказывается на уравнении системы, число неизвестных в котором определяет число требуемых измерений и ОС, и на точности МЛА, так как от класса системы зависит ГФ. Значения ГФ дальномерной системы существенно меньше, чем у разностно-дальномерной (Γ_d и Γ_{pd} на рис. 3.2). Большая зависимость Γ_{pd} от положения потребителя объясняется расхождением

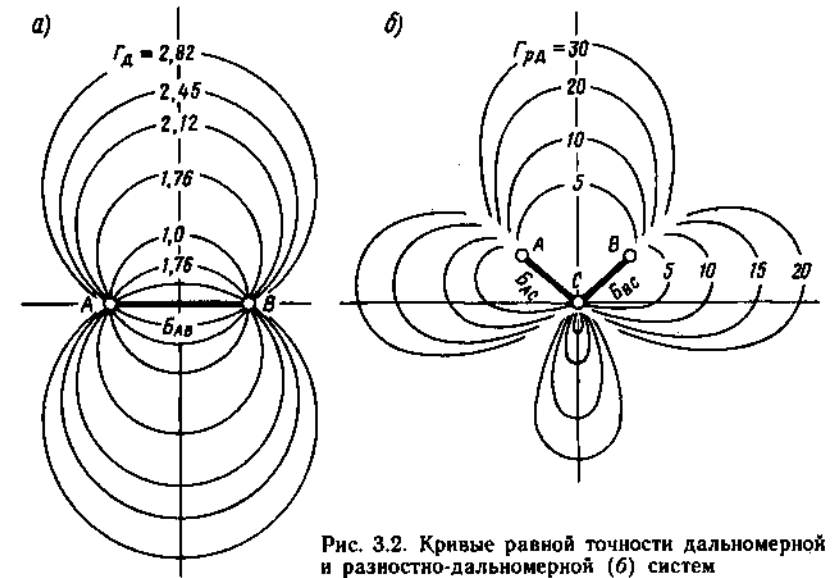
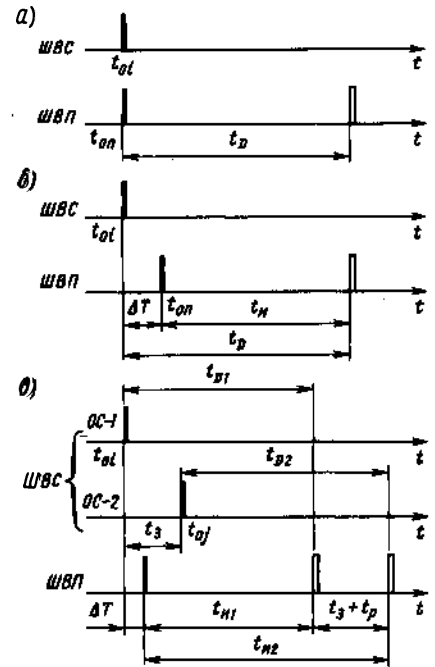


Рис. 3.2. Кривые равной точности дальномерной (а) и разностно-дальномерной (б) систем

Таблица 3.2. Параметры местоопределения в СДН

Класс системы	Навигационный параметр	Уравнение РНС
Дальномерная	$D_i = ct_{D_i}$	$D_i = [(X_i - x)^2 + (Y_i - y)^2 + (Z_i - z)^2]^{1/2}$
Квазидальномерная	$D_{ki} = c(t_{D_i} + \Delta T)$	$D_{ki} = D_i + c\Delta T$
Разностно-дальномерная	$D_{pij} = D_i - D_j = c(t_{D_i} - t_{D_j})$	$D_{pij} = [(X_i - x)^2 + (Y_i - y)^2 + (Z_i - z)^2]^{1/2} - [(X_j - x)^2 + (Y_j - y)^2 + (Z_j - z)^2]^{1/2}$

Продолжение табл. 3.2

Класс системы	Число измерений	Число опорных станций	Геометрический фактор при определении МЛА
Дальномерная	2	2	$\Gamma_A = \sqrt{2}/\sin\gamma$
Квазидальномерная	3	3	$\Gamma_A = \sqrt{2}/\sin\gamma$
Разностно-дальномерная	2	4	$\Gamma_{pA} = [2\sin 0,5(\beta_A - \beta_B)]^{-1} \times [\operatorname{cosec}^2 0,5\beta_A + \operatorname{cosec}^2 0,5\beta_B]^{1/2}$

гиперболических линий положения по мере удаления от базы B_{ij} , а следовательно, и увеличением линейной погрешности. В дальномерной системе (см. рис. 3.1, а) требуется точная синхронизация ШВП с ШВС ($\Delta T = 0$). В квазидальномерной ΔT определяется (или исключается) за счет увеличения числа измерений НП. В разностно-дальномерной ΔT не сказывается на точности, что является достоинством таких систем.

Особенности СДН различных классов отражены в табл. 3.2, где X_i, Y_i, Z_i — известные координаты i -й ОС; x, y, z — искомые координаты потребителя в той же системе координат. Остальные обозначения аналогичны принятым в табл. 1.1.

Навигационная информация формируется в процессе выполнения АП функций поиска сигнала, измерения информативного параметра и разрешения многозначности.

Поиск сигналов ОС преследует цель грубой (с точностью до интервала τ_n — ошибки поиска) синхронизации АП с циклами приема сигналов ОС и заключается в совмещении опорного сигнала u_0 с принятым сигналом u_n . Сигнал u_0 — копия навигационного сигнала вырабатывается генератором ГОС в момент t_{0n} (рис. 3.3). Устройство поиска строит на основе обнаружителей, применяемых при неизвестной начальной фазе сигнала. Каждый из квадратурных каналов обнаружителя, состоящий из фазового детектора

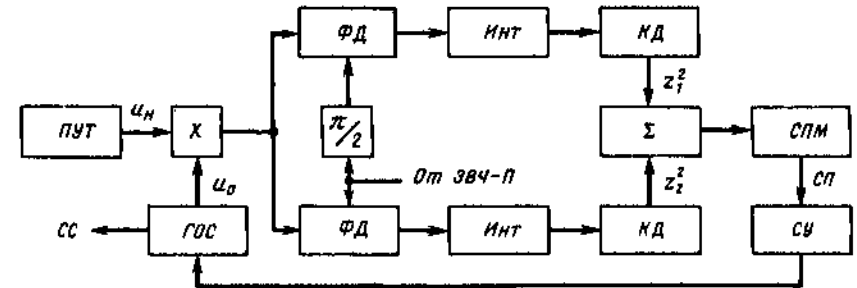


Рис. 3.3. Структурная схема устройства поиска сигнала фазовых СДН

ФД, интегратора Инт и квадратичного детектора КД, формирует составляющую корреляционного интеграла z_1 или z_2 . Схема поиска максимума СПМ вырабатывает сигнал поиска СП, под действием которого схема управления СУ изменяет задержку u_0 . В перемножителе формируется произведение $u_0 u_n$, необходимое для получения взаимно корреляционной функции (ВКФ) сигналов. Процесс поиска прекращается при достижении максимума этой ВКФ. Синхросигнал СС, соответствующий смещенному u_0 , подается на все синхронизируемые устройства АП.

Процесс поиска требует определенных затрат времени, так как для формирования ВКФ необходимо накопление (интегрирование) сигнала. Эти затраты уменьшаются при параллельном поиске и большом отношении мощностей сигнала и помех q^2 .

Определение дальности в СДН основано на сравнении фаз принятого от ОС навигационного сигнала u_n и опорного сигнала u_0 , формируемого ЭВЧ аппаратуры потребителя (рис. 3.4). Поступающий на измеритель фазы ИФ сигнал u_n при идеальных условиях распространения имеет вид $u_n = U_{mn} \sin[\omega_0(t - t_D) + \psi_{01} + \psi_A]$, а опорный сигнал $u_0 = U_{m0} \sin(\omega_0 t + \psi_{02})$, где U_{mn}, U_{m0} — амплитуды сигналов; ω_0 — несущая частота; ψ_{01}, ψ_{02} — начальные фазы колебаний, вырабатываемых ЭВЧ-0 и ЭВЧ-П; ψ_A — сдвиг сигнала по фазе в АП. Разность фаз этих сигналов $\psi_n = \omega_0 t_D - \psi_A + (\psi_{02} - \psi_{01})$ содержит информацию о дальности D . Фазовые сдвиги $\psi_{01},$

ψ_{02} и ψ_A должны быть известны и учтены при измерениях. Тогда $\psi_n = \omega_0 t_D = \omega_0 D/c = \psi_p$ (в квазидальномерной системе значение $\psi_{02} - \psi_{01}$ не известно и исключается при дополнительном измерении по еще одной ОС).

Основное уравнение фазового радиодальномера $D = M\psi_p$, где $M = c/(2\pi f) = \lambda/(2\pi)$ — масштабный коэффициент. При постоянстве M СКП определения расстояния $\sigma_D = M\sigma_\psi$, где σ_ψ — погрешность измерения фазы. С увеличением частоты f погрешность σ_D уменьшается и сужается фазовая дорожка, ширина которой (зона однозначного отсчета фазы) равна λ .

Определение разности дальностей в СДН требует поочередного сравнения фаз навигационных сигналов, принятых от ОС-1 и ОС-2, с фазой ЭВЧ-П (рис. 3.5). Для предупреждения интерференции в точке приема ОС-2 излучает сигнал через интервал времени t_1 после ОС-1, затем через интервал t_2 включается станция ОС-1 и т. д. Интервалы t_1 и t_2 известны. Коммутатор К, который синхронизируется с циклом работы ОС в процессе поиска, направ-

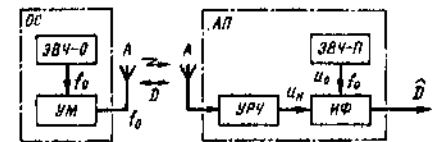


Рис. 3.4. Основные элементы опорной станции и аппаратуры потребителей дальномерной СДН

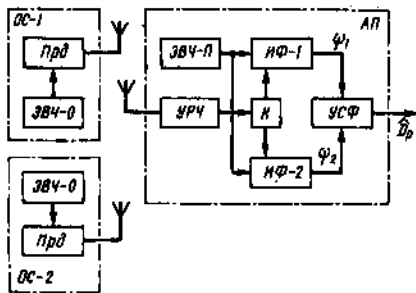


Рис. 3.5. Основные элементы опорных станций и аппаратуры потребителей разностно-дальномерной СДН

ляет сигнал ОС-1 к измерителю фазы ИФ-1, а сигнал ОС-2 к ИФ-2. Измеренные ИФ фазовые сдвиги ψ_{n1} и ψ_{n2} запоминаются и сравниваются в устройстве УСФ, выходной сигнал которого $\psi_p = \psi_{n2} - \psi_{n1} = \omega_0(t_{D2} - t_{D1})$.

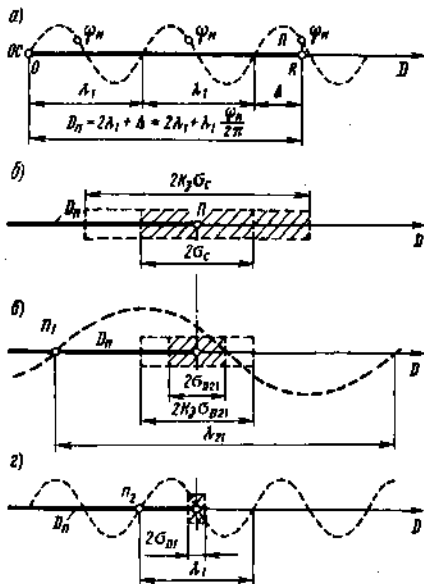


Рис. 3.6. Многозначность фазовых измерений (а) и разрешение многозначности в многошкальном измерителе (б, в, з)

Основное уравнение разностно-дальномерного РНУ $D_p = M\psi_p$. Масштабный коэффициент M имеет то же значение, что и в фазовом радиодальномере. Ширина фазовой дорожки в разностно-дальномерном РНУ составляет $\lambda/2$.

Многозначность фазовых измерений связана с циклическим характером изменения фазы и неспособностью измерителей различить два сигнала (рис. 3.6, а) с фазовыми сдвигами ψ_n и $2\pi + \psi_n$, где n — неизвестное целое число. Диапазон однозначного измерения фазы (фазовая дорожка) $\psi_n \leq 2\pi$ ($n=0$).

Методы разрешения многозначности в фазовых СДН основаны на определении n с помощью многошкальных измерителей. Точная, но неоднозначная шкала формируется на несущей частоте f_1 (рис. 3.6, з) или на одной из частот многочастотного сигнала. Дополнительные грубые шкалы создаются на более низких (разностных) частотах $F_{p21} = f_2 - f_1$, где f_2 — дополнительная несущая частота (рис. 3.6, в), с помощью грубого измерения НП импульсным методом по огибающей навигационного сигнала (в импульсно-фазовых системах) или с помощью внешних систем счисления пути (рис. 3.6, б), или других РНС.

Условие сопряжения шкал требует, чтобы погрешность НП на грубой шкале σ_r и зона однозначного отсчета $W_{o.т.}$ следующей более точной шкалы были связаны соотношением $\Delta W_{r,max} = K_3 \sigma_r \leq W_{o.т.}$, где K_3 — коэффициент запаса. Этот коэффициент зависит от допустимой вероятности ошибочного считывания значения W (сбоя): $P_{сб} = 1 - \Phi(\Delta W_{r,max} / \sigma_r) = 1 - \Phi(K_3)$, где $\Phi(\cdot)$ — интеграл вероятности (погрешности распределены по гауссовскому закону). При $P_{сб} = 10^{-5} \dots 10^{-7}$ значения K_3 лежат в пределах 4,4...5,3.

3.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ ТИПА LORAN-C

Навигационные сигналы системы Logan-C (рис. 3.7) состоят из пачек импульсов, содержащих девять (ведущая ОС) или восемь (ведомые ОС) импульсов с когерентным заполнением. Импульсы (кроме девятого) кодируются

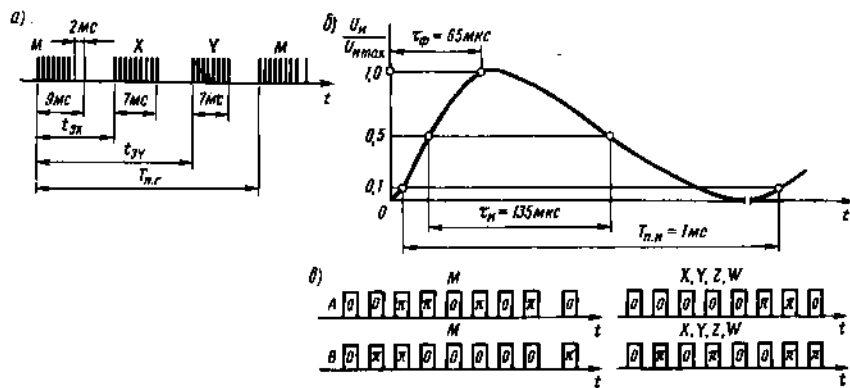


Рис. 3.7. Формат сигнала системы Logan-C:

а — пачки импульсов ведущей (M) и ведомых {X, Y} станций; б — форма огибающей импульса; закон фазового кодирования импульсов в четных (A) и нечетных (B) периодах повторения

ся по фазе (0, π) дополнительными кодами Голея. Ведущие ОС излучают сигналы в строгой последовательности, определяемой задержками t_{zj} : после приема сигнала ведущей ОС всегда следует сигнал ведомой ОС-X, затем ОС-Y и т. д. Групповой период повторения $T_{г.г.}$ индивидуален для каждой цепочки ОС и служит для опознавания последней. Форма огибающей каждого импульса контролируется при формировании на ОС.

Характерная точка огибающей (ХТО) находится на уровне половинной амплитуды принимаемого импульса, соответствует максимальной крутизне фронта и используется для выделения того периода несущих колебаний, по которому измеряется НП. Такой прием способствует защите от сигнала пространственной волны, но приводит к энергетическим потерям в 6 дБ по сравнению с измерением в максимуме импульса.

Передача дополнительной информации осуществляется путем низкочастотной модуляции навигационных сигналов. При неисправности ОС цепочки излучение девятого импульса ведущей ОС периодически прерывается, а соответствующая ведомая ОС каждые 4 с прекращает излучение первых двух импульсов пачки на 0,25 с. Для межстанционной телетайпной связи ис-

пользуется временная импульсная модуляция (сдвиг на ± 1 мкс) двух последних импульсов пачки.

Поиск сигнала (ПС) — одна из основных функций АП (рис. 3.8). Сначала осуществляется грубый поиск ведущей станции (ГПС-M), включающий опознавание этой ОС путем формирования аналога ВКФ — произведения $M_1 \times M_2$, где M_1 и M_2 — решетчатые ВКФ соответственно первой (I) и второй (II) четверок импульсов пачки (рис. 3.9). После этого выполняется грубый поиск сигналов ведомых ОС (ГПС-W ... ГПС-Z). Этот этап требует меньше времени, так как положение пачек импульсов ведомых ОС относительно ведущей известно с точностью до времени распространения сигнала вдоль базы (не более 3...5 мс). Грубый поиск ведомых может осуществляться параллельно. Третий этап —

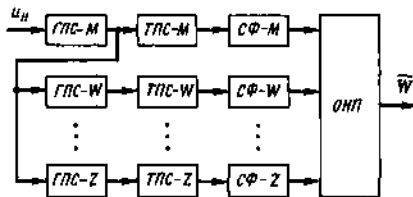


Рис. 3.8. Функции АП системы Logan-C

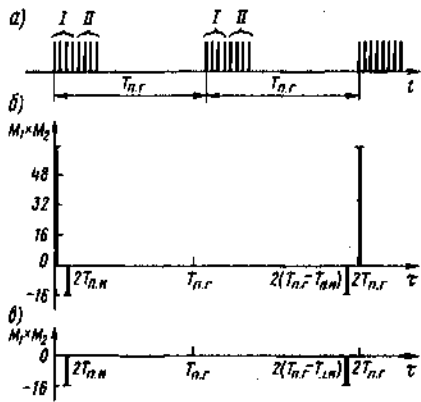


Рис. 3.9. Разделение пачки импульсов на четверки (а) и решетчатые ВКФ для кода ведущей (б) и ведомой (в) станций

дополнительный или точный поиск (ТПС) всех ОС начинается по завершении грубого поиска. По окончании точного поиска начинается слежение за фазой (СФ) по ближайшему к ХТО переходу сигнала через нулевой уровень и определение НП (ОНП). При грубом поиске полоса пропускания ПУТ сужается до согласованной с сигналом (5 кГц), что приводит к расширению принимаемых импульсов U_n до 200 мкс и увеличению q^2 . Интервал поиска составляет $2T_{n,r}$ (законы кодирования различны в соседних $T_{n,r}$). опорное напряжение u_0 представляет собой последовательность узких стробирующих импульсов.

Поиск сигнала в полном интервале может выполняться схемой, показанной на рис. 3.10. опорный генератор или ЭВЧ вырабатывает тактовые импульсы с периодом повторения τ_0 , составляющим десятки доли микросекунды. Эти импульсы используются во временном модуляторе ВМ при точном определении задержки и для получения сигналов $T_{n,r}$, определяющих значение группового периода повторения данной цепочки ОС и момент $(T_{n,r})_0$ запуска ВМ. В режиме грубого поиска опорные стробирующие импульсы u_0 следуют с периодом 200 мкс, а их число в интервале поиска $N = 2T_{n,r}/200$ около ста. В перемножителях квадратурных каналов формируются синусные и косинусные выборки приходящего сигнала, которые преобразуются в АЦП в дискретные сигналы x_k и y_k , поступающие в k -й канал ОЗУ процессора обработки сигналов ПОС. Каждому из N стробирующих импульсов соответствуют 4 ячейки памяти ОЗУ (два квадратурных сигнала x_{1k} и y_{1k} в первом $T_{n,r}$ и два x_{2k} и y_{2k} во втором), число каналов поиска равно N .

Сигналы x_k и y_k накапливаются на m интервалах поиска в целях повышения достоверности обнаружения сигнала. Из накопленных сигналов $X_k = \sum_{i=1}^m x_{ki}$ и $Y_k = \sum_{i=1}^m y_{ki}$ формируется последовательность Z_k , пропорциональная произведению $M_1 \times M_2$. Из совокупности значений Z_k выбирается наибольшее и определяется номер ячейки k_1 , в которой оно хранится (задержка

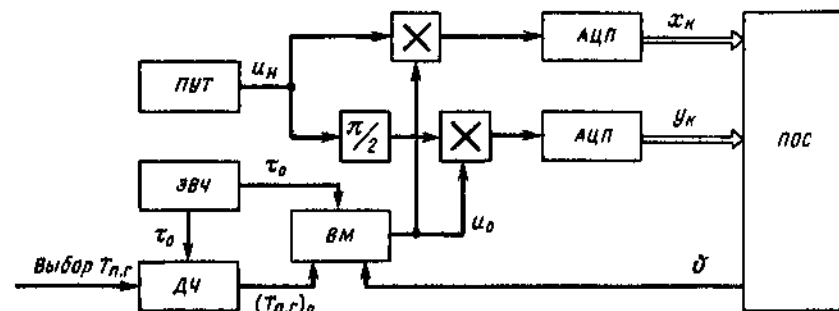


Рис. 3.10. Структурная схема поиска сигнала в полном интервале

$\tau_1 = 200k_1$ мкс). Если это значение превышает пороговое, то принимается решение об обнаружении сигнала. Недостаток такого метода поиска — большой объем памяти ОЗУ (до 2500 12-разрядных слов).

Поиск с последовательным обзором по частям не требует такого объема памяти ОЗУ. Процедура поиска отличается от приведенной сокращением интервала поиска и времени накопления сигнала. Если за время накопления сигнал не обнаружен, то анализируется соседний участок длительностью $T_A < T_{n,r}$ и т. д.

Дополнительный поиск применяется для уточнения временного положения импульсов сигнала u_n . В этом режиме полоса пропускания ПУТ расширяется до 20...25 кГц. По сигналу Φ ВМ выставляет в интервале длительностью 200 мкс, предшествующем временному положению $200k_1$, которое найдено при грубом поиске, пачку стробирующих импульсов с периодом повторения, например, 10 мкс (рис. 3.11). При грубом и точном поиске могут использоваться одни и те же алгоритмы. Точный поиск заканчивается обнаружением минимального номера k_2 , которому соответствует наличие сигнала. Во временной модулятор вводится новое число $\Phi = [200(k_1 - 1) + 10k_2] / \tau_0$, в соответствии с которым ВМ формирует задержку стробирующих импульсов в режиме слежения за фазой и огибающей (ХТО) принимаемого сигнала.

Точная синхронизация АП выполняется после завершения процесса поиска сигналов и предусматривает определение положения ХТО, выделение соответствующего периода несущей частоты принятого сигнала и слежения за этим периодом.

Определение положения ХТО основано на формировании высокочастотного сигнала «продифференцированной огибающей», СПО, нулевая точка которого соответствует ХТО. Для получения СПО применяют метод «задержки и сложения» (рис. 3.12, а), основанный на нахождении разности между умноженным на весовой коэффициент K_1 радиочастотным импульсом (τ на рис. 3.12, б) и его задержанной на $T_0/2$ копией, где T_0 — период несущей частоты. При слежении за

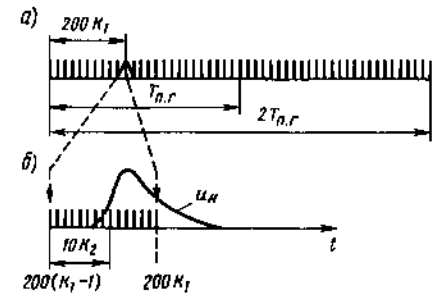


Рис. 3.11. Временные диаграммы сигналов при грубом (а) и точном (б) поиске (масштаб по оси времени не выдержан)

огibaющей поддерживается совпадение стробирующего импульса (3) с точкой перехода СПО (2) через нулевое значение, а стробирующим импульсом выделяется третий период несущей

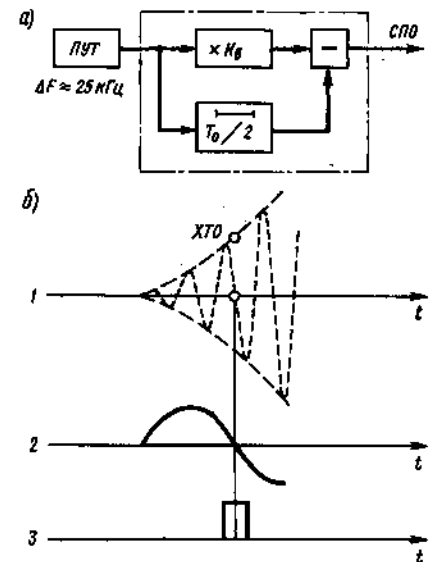


Рис. 3.12. Структурная схема формирования сигнала продифференцированной огибающей (а) и графики сигналов при слежении за огибающей (б)

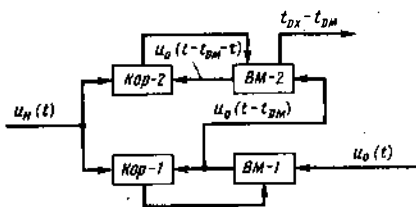


Рис. 3.13. Структурная схема устройства грубого определения навигационного параметра АП системы Logan-C

частоты (высокочастотная выборка), импульсный для измерительных целей в АП.

Грубое измерение НП производится обычно схемой с последовательно включенными временными модуляторами ВМ (рис. 3.13). Модулятор ВМ-1 формирует опорный сигнал $u_0(t-t_{DM})$ для коррелятора КОР-1, куда поступает также и навигационный сигнал $u_n(t)$. Выходной сигнал КОР-2 управляет слежением за ХТО сигнала ведущей ОС (ОС-М). В модуляторе ВМ-2 сигнал u_0 получает дополнительный сдвиг τ . При слежении за ХТО сигнала ОС-Х $t_{DM} + \tau = t_{DX}$, следовательно, $\tau = t_{DX} - t_{DM}$. Откуда искомый НП $D_p = c\tau$.

Фазовая синхронизация (рис. 3.14) предназначена для получения колебаний вспомогательного генератора ВГ, фаза которых совпадает с фазой принятого сигнала.

Высокочастотная выборка поступает на цепи фазовой синхронизации

ЦФС. Чувствительным к изменению фазы элементом ЦФС является, например, общий фазовый детектор ФД. Отдельные ЦФС коммутируются электронными ключами ЭК, открываемыми стробирующими импульсами С-М, С-Х и т. д. Положение последних в результате работы поисков соответствует ожидаемому моменту приема сигналов ведущей (М) или ведомых (Х и Y) станций. Сигнал ошибки фазовой синхронизации проходит через интеграторы Инт и используется для фазовой подстройки генератора Г. Этот сигнал корректируется с интервалом в 1 мс при приеме каждого из восьми импульсов ведущей ОС. Для слежения за фазой всех ОС цепочки необходимо соответствующее число ЦФС. На все ЦФС подаются сигналы от стабильного генератора СГ.

Измерение разности фаз сигналов, принятых от ОС, начинается по окончании процесса фазовой синхронизации. Особенность измерения заключается в импульсном характере сигнала, требующем запоминания фазы принятого сигнала. Пачка импульсов навигационного сигнала позволяет проводить усреднение результатов измерений по восьми импульсам и увеличивать точность измерений.

Непосредственное измерение разности фаз (простейший вариант) может быть реализовано в схеме, показанной на рис. 3.14. Сигналы с ЦФС ведущей и ведомой станций используются соответственно для включения и записывания электронного ключа ЭК-3. Через этот ключ импульсы от генератора СГ, сле-

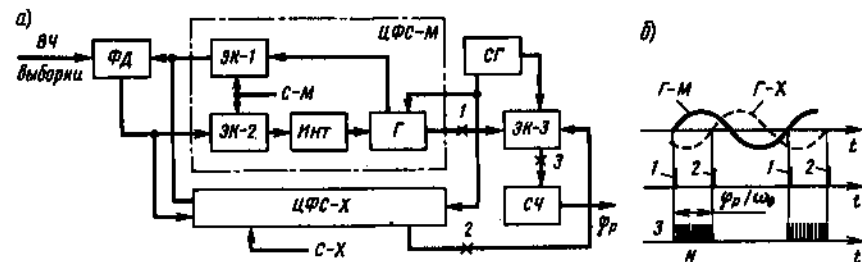


Рис. 3.14. Упрощенная структурная схема фазовой синхронизации АП системы Logan-C (а) и графики сигналов в характерных точках при непосредственном измерении разности фаз (б)

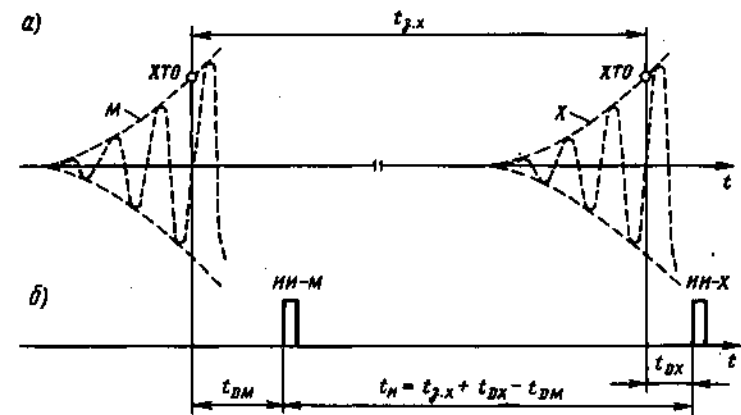


Рис. 3.15. Импульсы, излучаемые ведущей и ведомой станциями (а), и соответствующие им измерительные импульсы (б). Масштаб по оси времени не выдержан

дующие, например, с частотой 10 МГц ($T_{с.г.} = 0,1$ мкс), поступают на счетчик Сч. Число N импульсов СГ, подсчитанное счетчиком за интервал между импульсами 1 и 2 (рис. 3.14, б), является мерой сдвига фаз $\varphi_p = \omega_0 N T_{с.г.}$. Общий для всех ОС измеритель фазы последовательно обрабатывает сигналы ОС, выдавая результат измерения в ОЗУ, откуда они считываются при определении разностей фаз и НП.

Принцип преобразования разности фаз во временной интервал основан на формировании в АП измерительных импульсов ИИ (рис. 3.15) в момент окончания третьего периода несущей частоты на переднем фронте принимаемого радиоимпульса. Сдвиг по времени ИИ относительно соответствующей

точки излучаемого импульса $t_D = D/c$, где D — расстояние до ОС. Временной интервал t_{zi} для каждой станции цепочки известен. Измерив время t_n между ИИ, сформированными из принятых сигналов ведущей М и ведомой Х станций, получают навигационный параметр $D_p = (t_{DX} - t_{DM})c$.

Данный принцип реализуется в аппаратуре, схема которой показана на рис. 3.16. Сигналы опорных станций СОС с выхода ПУТ поступают на формирователь измерительных импульсов ФИИ. Схема поиска СП выделяет первый ИИ, соответствующий началу пачки сигналов станции М, и запускает датчик временных интервалов ДИВ, в который предварительно вводятся значения t_{zi} и $T_{п.г}$ выбранной цепочки

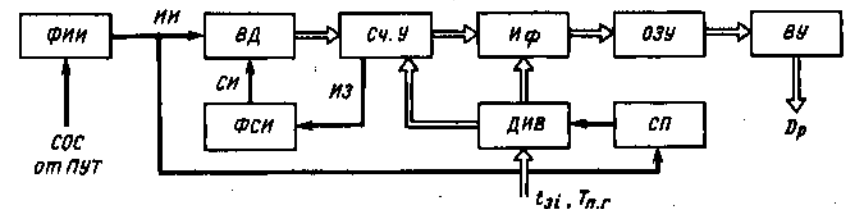


Рис. 3.16. Структурная схема блока определения НП при преобразовании разности фаз во временной интервал

станций. Датчик ДИВ вводит в счетное устройство Сч.У число, характеризующее интервал в 1 мс, по окончании которого ожидается прием следующего импульса пачки ведущей станции. По истечении 1 мс Сч.У вырабатывает импульс запуска ИЗ формирователя стробирующих импульсов ФСУ. Временной дискриминатор ВД определяет сдвиг стробирующего импульса СИ и измерительного импульса ИИ. Сигнал ошибки вводится в качестве корректирующего в Сч.У, изменяя с дискретом, равным, например, 1 мкс, значение времени, записанное в Сч.У. Такой процесс повторяется во время приема каждого из импульсов пачки станции M и уточненное значение времени приема ИИ этой станции через интерфейс Иф записывается по команде ДИВ в канал M пятиканального ОЗУ.

Уточненное временное положение импульса ИИ ведущей станции — начало отсчета времени при определении НП. Значения времени приема ИИ другой ОС формируются аналогично и заносятся в соответствующий канал ОЗУ. Наличие пяти каналов ОЗУ дает возможность определить местоположение по цепочке из пяти опорных станций. Для нахождения НП служит вычислительное устройство ВУ.

Разрешение многозначности фазовых измерений достигается при грубом измерении T_{D_i} по огибающей принятых сигналов. Однозначность обеспечивается, если погрешность измерения D_p по огибающей не будет превышать половины периода несущей частоты, т. е. 5 мкс.

3.5. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ ТИПА ОМЕГА

Навигационные сигналы системы Omega (рис. 3.17) содержат по восемь импульсных посылок со средней длительностью $\tau_{cp} = 1$ с. Сигналы одной и той же частоты излучаются ОС поочередно. Защитные интервалы (0,2 с) введены для предотвращения интерференции сигналов в точке приема, защиты от переходных процессов при переключении ОС на излучение сигнала другой частоты и снижения требова-

ний к точности коммутации сигналов ОС в аппаратуре потребителя до 0,1 с. Цикл передачи сигналов $T_u = 10$ с. Начало цикла привязано к шкале Всемирного координированного времени (UTC). Опознавание ОС производится по порядку чередования частот заполнения импульсных посылок и по специальной частоте, выделенной для данной ОС.

Измерение НП выполняется на основной частоте $f_1 = 10,2$ кГц. Ширина фазовой дорожки составляет в разностно-дальномерном варианте около 15 км (на базовой линии), а в дальномерном — около 30 км.

Разрешение многозначности производится на разностных частотах навигационного сигнала: $f_2 = 11,05$; $f_3 = 11 \frac{1}{3}$ и $f_4 = 13,6$ кГц. Первая грубая шкала соответствует $F_{p31} = 3,4$ кГц (ширина фазовой дорожки в разностно-дальномерном варианте около 44 км), а вторая $F_{p31} = 1133,3$ Гц (138 км).

Поиск и синхронизация сигналов выполняются по огибающей принимаемого сигнала (рис. 3.18, а).

Алгоритм поиска предусматривает разбиение цикла сигнала T_u на N элементарных интервалов. Для достижения погрешности синхронизации $\sigma_c \approx 30$ мс значение $N = 100$, а длительность элементарного интервала $\Delta\tau = 100$ мс. На каждом из i -х интервалов оценивается амплитуда квадратурных составляющих принятого сигнала на всех k частотах:

$$z_{1ik} = \sum_{\xi=1}^m \sum_{l=1}^n \sin \psi_{l ik \xi}$$

$$z_{2ik} = \sum_{\xi=1}^m \sum_{l=1}^n \cos \psi_{l ik \xi}$$

где n — число независимых выборочных значений разности фаз сигнала и напряжения опорного генератора на интервале $\Delta\tau$, а m — число циклов на интервале накопления T_n , т. е. $m = T_n / T_u$. Амплитуда сигнала оценивается по формуле

$$z_{ik} = (mn)^{-1} (z_{1ik}^2 + z_{2ik}^2)^{1/2}$$

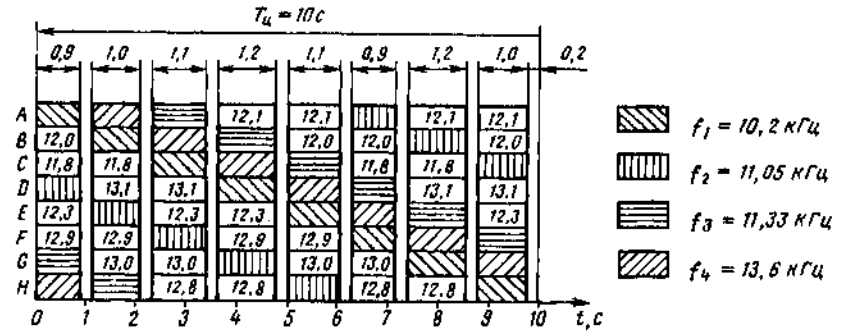


Рис. 3.17. Формат сигналов системы Omega

Опорный сигнал u_0 представляет собой последовательность U_{0ij} из нулей и единиц (код) с дискретом $\tau_d = \Delta\tau/n$, воспроизводящую форму аппаратурной копии сигнала, причем наличие сигнала соответствует «1», а пауза — «0». Выбор U_{0ij} , синхронной с сигналами,

производится по максимуму ВКФ (рис. 3.18, б):

$$\text{ВКФ}_i = \sum_{k=1}^{k_0} \sum_{i=1}^N z_{ik} U_{0ij}$$

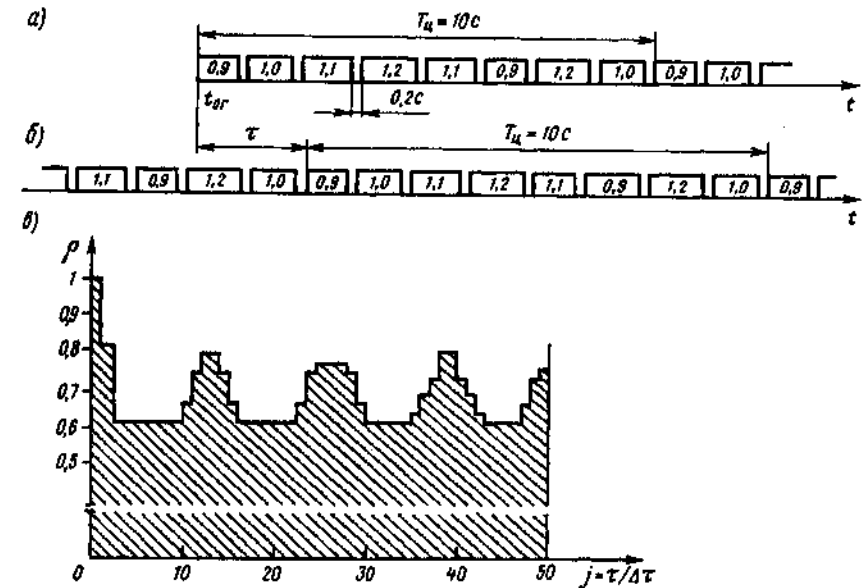


Рис. 3.18. Принимаемый сигнал (а), его аппаратурная копия (б) и ВКФ этих сигналов (в) в системе Omega

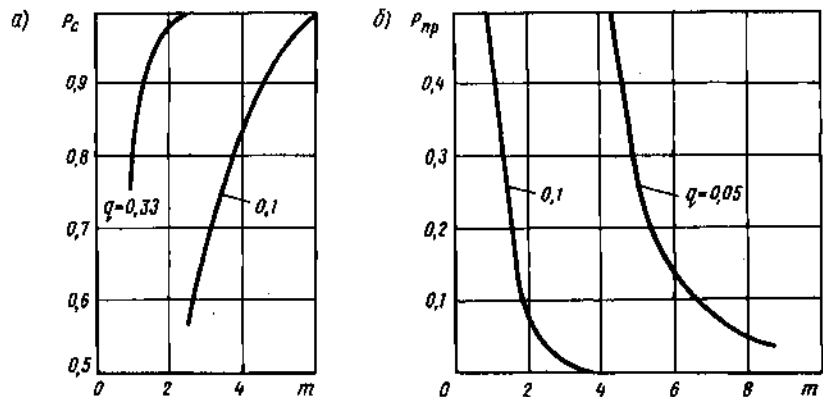


Рис. 3.19. Зависимость вероятности правильной синхронизации P_c (а) и пропуска сигнала $P_{пр}$ (б) от числа циклов m на интервале накопления

где k_0 — число частотных каналов, сигналы которых обрабатываются при вычислении ВКФ. Для достижения максимума ВКФ код U_0 сдвигается по времени с шагом τ_a , индекс j соответствует сдвигу $j\tau_a$.

При увеличении уровня помех форма ВКФ сглаживается, и обнаружение ее главного максимума затрудняется. Для получения требуемых вероятностей правильной синхронизации и пропуска сигналов необходимо увеличение времени накопления (рис. 3.19).

Структурная схема устройства соответствует показанной на рис. 3.3. Сдвинутый код, обеспечивающий максимум ВКФ, используется для переключения элементов АП в соответствии с временной диаграммой принимаемых сигналов (сигнал синхронизации СС).

Измерение фазового сдвига заключается в поочередном сравнении фазы сигнала от данной ОС с фазой опорного генератора АП, формировании цифрового эквивалента разности фаз и запоминании результата измерений с целью определения НП и разрешения многозначности. Алгоритм измерений предусматривает формирование сигналов z_1 и z_2 на выходах квадратурных каналов и получение оценки фазы в соответствии с выражением $\psi = \arctg(z_1/z_2)$.

Структурная схема измерительного устройства содержит столько каналов, сколько частот (k) используется при работе АП. Измерительные каналы идентичны (рис. 3.20) и отличаются только частотами настройки входных элементов и опорных генераторов. В устройстве получения выборок УПВ принимаемый сигнал с помощью тактовых импульсов ТИ разбивается на N интервалов. Отрезки синусоид длительностью $\Delta\tau = 100$ мс поступают в устройство формирования сигнальных импульсов ФСИ, вырабатывающее импульсы при переходе через нуль напряжения принятого сигнала. С помощью электронных ключей ЭК-1 и ЭК-2 формируются последовательности счетных импульсов квадратурных каналов. Число импульсов в последовательностях (N_c или N_k) пропорционально либо $\sin\psi$ (верхний канал на схеме), либо $\cos\psi$. Ключ ЭК-1 открывается синусным опорным импульсом СОИ, формируемым в момент перехода через нуль опорного напряжения u_0 эталонного генератора ЭГ, а закрывается сигнальным импульсом. Ключ ЭК-2 открывается сигнальным импульсом, а закрывается косинусным опорным импульсом КОИ, формируемым из сдвинутого на 90° опорного напряжения. Счетные импульсы Сч.И следуют за определенной частотой (например, около 2,5

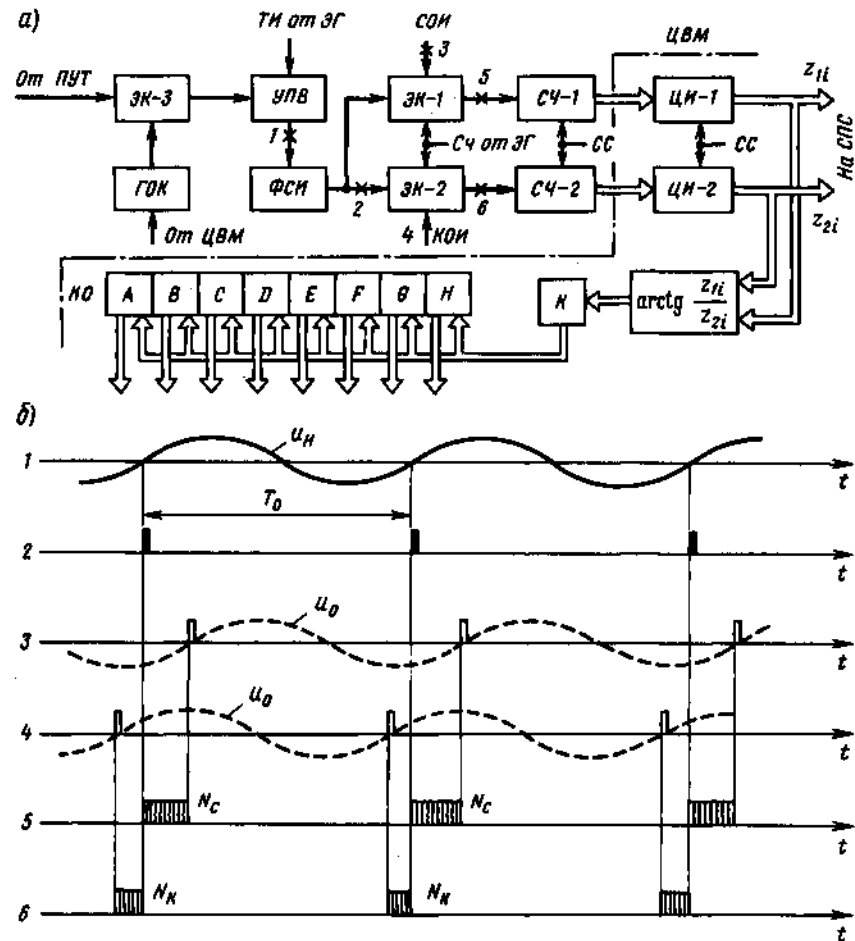


Рис. 3.20. Структурная схема одного из каналов (частоты 10,2 кГц) блока измерений с соответствующей частью ЦВМ (а) и графики (б), поясняющие процесс измерения фазы

МГц). Счетчики Сч-1 и Сч-2 выдают цифровой сигнал, пропорциональный $\sin\psi_{\text{сч.к}}$ или $\cos\psi_{\text{сч.к}}$. Накопление этих сигналов за время $\Delta\tau$ производится в цифровых интеграторах ЦИ, код на выходе которых пропорционален составляющим z_1 и z_2 корреляционного интеграла.

Формирование оценки и обработка измерений производятся в специали-

зованном процессоре или ЦВМ. Оценки фазы $\psi_{\text{сч.к}}$ с помощью коммутатора К распределяются по ячейкам памяти А, В, С, ..., Н канала обработки КО сигнала данной (k -й) частоты. Комбинируя эти оценки, определяют дальность или разность дальностей до ОС и устраняют многозначность измерений.

Корреляционный интеграл $z =$

$\equiv (z_1^2 + z_2^2)$ используется в схеме поиска сигналов СПС. Сдвигом формируемого ГОК опорного кода управляет ЦВМ, а функцию перемножителя при определении ВКФ выполняет ключ ЭК-3. Значение z дает оценку амплитуды принимаемого сигнала, необходимую для выбора ОС, управления ДН приемной антенны и других операций.

3.6. ПАРАМЕТРЫ СДН

Рабочая зона СДН рассчитывается по формулам, приведенным в параграфе 1.5 при коэффициенте корреляции погрешностей $\rho=0$. Параметры (табл.

3.3), характеризующие рабочую зону СДН, рассчитываются обычно в декартовой системе координат (X, Y) с центром в середине базы B . Через β обозначается угол между фокальными радиусами-векторами в точке измерений МЛА.

Рабочая зона дальномерной СДН имеет форму окружностей, опирающихся на базу системы B , как на хорду (см. рис. 3.2, а). Переменной величиной при расчете рабочей зоны является угол γ :

$$\gamma = \arcsin \left[(\sigma_{D1}^2 + \sigma_{D2}^2)^{1/2} / \sigma_{н.т.} \right],$$

где $\sigma_{н.т.}$ — требуемое значение СКП определения МЛА.

Рабочая зона разностно-дальномерной СДН определяется с помощью выражения

$$\sigma_{н.т.} = \sigma_{н.т.} = 0,5 \left[\sigma_{Dp1}^2 \operatorname{cosec}^2(0,5\beta_A) + \sigma_{Dp2}^2 \operatorname{cosec}^2(0,5\beta_B) \right]^{1/2} \operatorname{cosec} \left[0,5(\beta_A + \beta_B) \right].$$

Размер и форма рабочей зоны разностно-дальномерной СДН зависят от угла β между базами ОС. Оптимальное с точки зрения точности значение $\beta = 60 \dots 90^\circ$.

Дальность действия СДН принято характеризовать параметрами ОС: минимальной и максимальной дальностью действия (рис. 3.21).

Минимальная дальность действия опорной станции D_{\min} — наименьшее расстояние между ЛА и этой станцией, на котором возможно измерение НП и которое определяется зоной неустойчивого фазового сдвига, например, из-за интерференции волн различного типа (в системе Omega).

Максимальная дальность действия опорной станции D_{\max} — наибольшее расстояние между ЛА и этой станцией, на котором возможно измерение НП при данном уровне внешних помех и которое определяется энергетическими характеристиками радиолинии «ОС—АП» и границей зоны интерференции, вызванной многопутевым распространением сигналов. Максимальная дальность действия ОС, а следовательно, и дальность действия СДН зависит от диапазона рабочих (несущих) частот и возрастает над водными поверхностями. При работе на поверхностной волне дальность действия в ночное время увеличивается, однако точность измерений НП ухудшается.

Точность определения НП характеризуется СКП $\sigma_{\Psi} = M\sigma_v$, где M — масштабный коэффициент, а σ_v — СКП измерения информативного параметра сигнала v (табл. 3.4). При определении погрешности линии положения $\sigma_{н.т.}$ в разностно-дальномерных системах считают, что измерения проводятся на базовой линии ($\beta = 180^\circ$), и используют выражение $\sigma_{н.т.} = 0,5\sigma_{Dp}$.

В фазовых СДН (табл. 3.5) единицей информативного параметра v является фазовый цикл (2л). В качестве дроб-

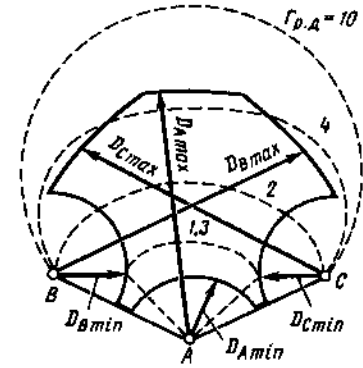


Рис. 3.21. Рабочая зона разностно-дальномерной СДН (штриховые линии — линии равной точности определения МЛА)

ной единицы используется сантицикл (1 сц = 0,01 · 2л).

Остальные составляющие суммарной погрешности СДН: флюктуационная, вызываемая внешними помехами; погрешности, обусловленные изменением скорости распространения радиоволн и интерференцией сигналов при многопутевом распространении; погрешности, связанные с несовершенством аппаратуры потребителя.

Нормы на параметры сигнала системы Logan-C предусматривают работу всех ОС на несущей частоте 100 кГц.

Число частотно-кодовых каналов — 24, они отличаются групповым периодом повторения $T_{п.г.}$ (см. рис. 3.7, а). Имеются три группы $T_{п.г.}$, соответствующие частотам: медленной специальной (SL) — 10 Гц, медленной низкой (SL) — 12,5 Гц и медленной высокой (SH) — 16,66 Гц, и восемь порядковых номеров периодов повторения: $T_{п.г.} = A - 0,1n$, где $A = 100$ мс при частоте SS и 80 и 60 мс при частотах SL и SH, а $n = 0, 1, \dots, 7$.

Обозначение ОС содержит название кодовой группы и номер периода. Обозначение SL3, например, говорит о том, что для данной цепочки $T_{п.г.} = 79,7$ мс.

Форма изучаемых импульсов (см. рис. 3.7, б) должна обеспечивать точное определение ХТО и содержание

Таблица 3.3. Выражения для параметров зоны действия СДН

Класс системы	$W(x, y)$	$\sigma_{н.т.}$	$K_{н.т.}$	σ_{Ψ}
Дальномерная	$D = (x^2 + y^2)^{1/2}$	σ_D	1	σ_D
Разностно-дальномерная	$D_p = D_1 - D_2 = [(x + 0,5B)^2 + y^2]^{1/2} - [(x - 0,5B)^2 + y^2]^{1/2}$	$\frac{D_p}{2} \operatorname{cosec} \frac{\beta}{2}$	$\frac{\operatorname{cosec}(\beta/2)}{2}$	σ_{Dp}

Таблица 3.4. Параметры основных уравнений и инструментальная точность СДН

Тип СДН	W	M	v	$\sigma_{\Psi, M}$	σ_v
Logan-C:					
грубое измерение	D_p	c	t_p	899	3 мкс
точное »	D_p	$\lambda/2\pi$	ψ_p	29,99	1 сц
Omega:					
разностно-дальномерная	D_p	$\lambda/2\pi$	ψ_p	58,76	0,2 сц
дальномерная	D	$\lambda/2\pi$	ψ	58,76	0,2 сц

Таблица 3.5. Перевод сантициклов в другие единицы физических величин

Сан-тицикл	Градус	Радиан	Метр		Микросекунда	
			$f = 10,2$ кГц	$f = 100$ кГц	$f = 10,2$ кГц	$f = 100$ кГц
1	3,6	0,0628	293,8	29,96	0,98	0,0999
0,278	1	0,0174	81,4	8,3	0,27	0,028
19,7	57,3	1	4677,8	477,13	15,6	1,59

99 % энергии импульса в полосе частот 90...110 кГц. Период повторения импульсов в пакте $T_{п.п} = 1$ мс, интервал между восьмым и девятым импульсами ведущей ОС 2 мс.

Колебания несущей частоты внутри импульсов должны быть когерентными и должна соблюдаться привязка частот повторения импульсов к определенной фазе несущей частоты.

Нормы на параметры сигнала системы Omega требуют работы всех ОС на одинаковых основных частотах 10,2; 13,6; 11,33 и 11,05 кГц (четыре частотных канала). Каждой ОС присваивается вспомогательная частота в диапазоне 11,8...13,2 кГц.

Цикл излучения навигационного сигнала формируется по моментам прохождения в положительном направлении сигналов всех четырех частот через нулевое значение. Эти моменты повторяются с частотой общей субгармоники $F_{ср} = 850/3$ Гц (коэффициенты умножения при генерации основных частот системы составляют 36, 48, 40 и 39). Шкала времени на частоте $F_{ср}$, т. е. навигационная шкала ($T_{ср} = 60/17$ мкс), кратна интервалу в 30 с. Начало первого цикла станции A должно быть привязано к началу суток по Гринвичу.

Точность синхронизации форматов сигналов различных ОС не хуже ± 2 мкс.

3.7. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ТОЧНОСТЬ СДН

Общий подход к анализу точности СДН основан на анализе основного уравнения вида $W = Mv$, из которого при независимости возмущающих факторов следует, что

$$\sigma_W = W[(\sigma_M/M)^2 + (\sigma_v/v)^2],$$

где σ_M — среднее квадратичное значение нестабильности масштабного коэффициента M .

Погрешности НП:

при измерении фазы

$$\sigma_W = W[(\sigma_\psi/\psi)^2 + (\sigma_c/c)^2 + (\sigma_t/f)^2]^{1/2},$$

где σ_ψ , σ_c и σ_t — СКП измерения фазы, средние квадратичные значения нестабильностей скорости распростра-

нения радиоволн и частоты эталонного генератора АП;

при измерении времени запаздывания по огибающей сигнала

$$\sigma_W = W[(\sigma_t/f)^2 + (\sigma_c/c)^2]^{1/2},$$

где σ_t — СКП измерения времени запаздывания сигнала.

Основные причины снижения точности определения НП: погрешности измерения фазы или времени запаздывания, связанные с наличием помех, влиянием интерференции сигналов и несовершенством АП; непостоянство скорости распространения радиоволн и нестабильность бортового эталона времени и частоты. **Влияние** этих погрешностей возрастает с увеличением W . Погрешность σ_W при тех же значениях σ_ψ , σ_c и σ_t возрастает с удалением от ОС.

Влияние помех сказывается на отношении сигнал/шум q на входе приемника АП и приводит к снижению точности системы при заданной дальности (рис. 3.22, а) или уменьшению дальности системы при заданной ее точности.

Атмосферные помехи преобладают в диапазоне километровых и мириаметровых волн. Они являются основной причиной флюктуационной погрешности и достигают максимальной интенсивности на частотах, близких к 10 кГц (рис. 3.22, б).

Флюктуационные погрешности можно

оценить по формуле $\sigma_{\psi_{фл}} = K\sigma_n/U_n$, где σ_n^2 — дисперсия помехи на входе приемника АП; U_n — амплитуда огибающей принимаемого сигнала. Значение коэффициента K зависит от типа системы и равно 8,68 и 26,4 для системы Logan-C соответственно при измерении по фазе и огибающей сигнала. В системе Omega $K = 31$ при накоплении сигнала в течение одного цикла.

Интерференция радиоволн в точке приема приводит к искажению огибающей сигнала, что существенно при определении НП по ХТО, и нарушению фазовой структуры сигнала, т. е. к погрешности измерения фазы. В системе Logan-C мешающим сигналом является сигнал пространственной волны (рис. 3.23, а), а системах типа Omega — волны, распространяющиеся с различ-

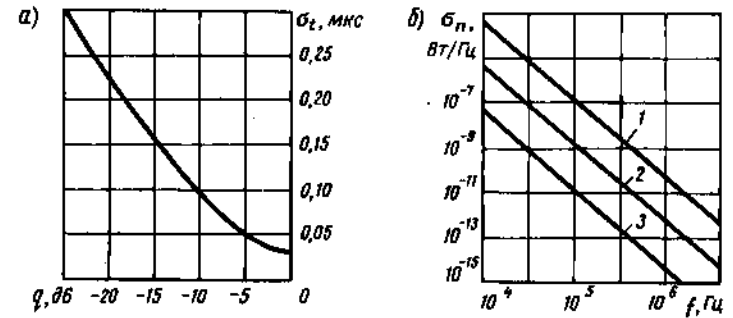


Рис. 3.22. Зависимость погрешности системы Logan-C от отношения сигнал/шум q (а) и спектральной плотности атмосферных помех G_n от частоты (б) в тропических районах (1), на средних (2) и высоких (3) широтах

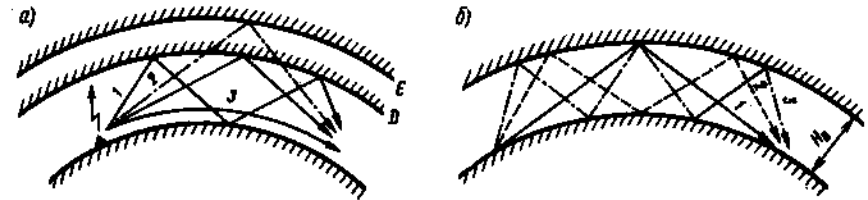


Рис. 3.23. Характер распространения радиоволн в СДН: а — частота 100 кГц (1 — день, 2 — ночь, 3 — поверхностная волна); б — частоты 10...15 кГц (1, 2, 3 — номера мод)

ными фазовыми скоростями вдоль оси пространственного волновода (рис. 3.23, б), образованного земной поверхностью и нижним слоем ионосферы. В таком волноводе существуют несколько типов волн («мод»), фазовая скорость которых вдоль оси волновода превышает скорость распространения в свободном пространстве на величину $\Delta v \approx \pi\lambda/2H_n$, где $n = 1, 2, 3$ — номер «моды», H_n — высота волновода.

Влияние интерференции на фазовые системы приводит к фазовому сдвигу ψ_n при векторном сложении двух сигналов (рис. 3.24) от одного источника (полезного E_c и мешающего

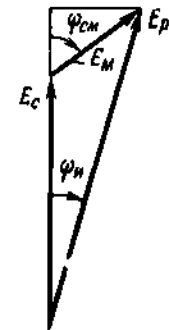


Рис. 3.24. Векторная диаграмма интерферирующих сигналов

рения фазы) $\sigma_\psi = [0,5 \sum_{n=1}^{\infty} (a^{2n}/n^2)]^{1/2}$,

где $a = E_w/E_c$. При $a \ll 1$ погрешность (в градусах) $\sigma_\psi \approx 57,3a/\sqrt{2} = 40,3a$ и при $a = 0,03 \dots 0,7$ становится соизмеримой с инструментальной погрешностью измерителей фазы ($1 \dots 3^\circ$).

Влияние интерференции на огибающую сигнала иллюстрируется рис. 3.25, который соответствует системе Logan-C, где интерференция поверхностной $E_{пов}$ и пространственной $E_{пр}$ волн приводит к искажению формы принимаемого импульса и снижению точности. Напряженность поля $E_{пр}$ зависит от состояния ионосферы. Степень искажения огибающей зависит от a и $\psi_{см}$, т. е. от разности хода $E_{пов}$ и $E_{пр}$. Погрешность, вызываемая интерференцией сигналов, доходит до 30 мкс, что не позволяет использовать сигналы ОС в зонах, где $E_{пов} < E_{пр}$ (рис. 3.26).

Защита от интерференции достигается выбором временных параметров навигационного сигнала. В системе Logan-C, где влияние интерференции наиболее сильно, отсчет интервалов времени производят по ХТО, удаленной от начала импульса на 30 мкс, так как сигнал $E_{пр}$ всегда запаздывает относительно $E_{пов}$ более чем на 40 мкс.

Непостоянство скорости распространения радиоволн на трассе «ОС—АП» приводит к дополнительному фазовому сдвигу ψ_A , учет которого необходим для достижения заданной точности системы.

Дополнительный фазовый сдвиг на частоте 100 кГц вызывается изменением проводимости и профиля подстилающей поверхности и обычно выражается в значениях эквивалентной дополнительной задержки сигнала $t_d = \psi_d/\omega_0$. Различают два вида t_d : t_{d1} — при распространении сигнала только над морской поверхностью и t_{d2} — при распространении над местностью с разной удельной проводимостью почвы УПП и разным профилем (рис. 3.27). По мере увеличения высоты точки приема влияние подстилающей поверхности ослабляется и t_d уменьшается (рис. 3.28). Значение t_d зависит от суточных и особенно сезонных изменений метеоусловий, приводящих к ва-

риациям показателя преломления атмосферы. При распространении сигнала над водной поверхностью общее изменение составляет примерно 0,1 нс/км. В гористой местности, где отмечаются минусовые температуры, сезонное изменение доходит до 1,5 нс/км.

Дополнительный фазовый сдвиг на частотах 10...20 кГц вызывается изменением условий распространения радиоволн в пространственном волноводе и зависит от характеристик «стенок» волновода, его высоты и параметров магнитного поля Земли. Параметры земной поверхности (в первую очередь проводимость) относительно постоянны, а параметры ионосферы (концентрация электронов) зависят от степени солнечной освещенности, что является главной причиной суточных (рис. 3.29) и сезонных вариаций фазы принимаемого сигнала. С увеличением несущей частоты t_d уменьшается. Среднее квадратичное отклонение $t_d(\sigma_t)$ на частоте 10,2 кГц равно 2; 5 и 4 мкс соответственно днем, ночью и в переходный период. При $f_m = 13,6$ кГц в ночное время $\sigma_t = 4$ мкс. Значения σ_t соответствуют трассам длиной 4000...10 000 км и даны без учета сезонных изменений.

Магнитное поле Земли вызывает зависимость фазовой скорости (рис. 3.30), а следовательно, и t_d от азимута трассы распространения радиоволн и широты места приема сигнала.

Способы учета ψ_d основаны на регулярности характера изменения фазового сдвига. Соответствующие поправки могут рассчитываться процессором АП или вводиться в блок памяти АП и учитываться при определении НП. Точность такой коррекции зависит от вероятности действия непрогнозируемых возмущающих факторов. К числу последних на частотах 10...20 кГц относятся хромосферные вспышки на Солнце, потоки метеорных частиц и др. В периоды солнечной активности погрешности определения линий положения могут доходить до 10 км. Вероятность появления такой погрешности из-за ионосферных возмущений составляет 0,02 %, а из-за продолжительных возмущений в области высоких широт не превышает 0,2 %.

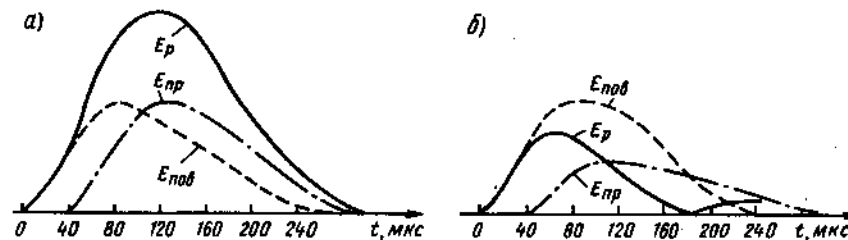


Рис. 3.25. Искажение огибающей радиоимпульса при интерференции пространственной и поверхностной волн:
а — $\psi_{см} = 0$; а — 1; б — $\psi_{см} = \pi$; а = 0,5

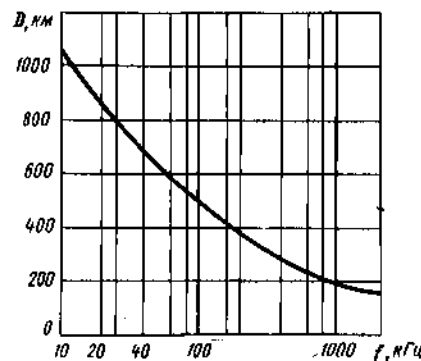


Рис. 3.26. Зависимость расстояния, при котором наблюдается равенство амплитуд пространственной и поверхностной волн, от частоты

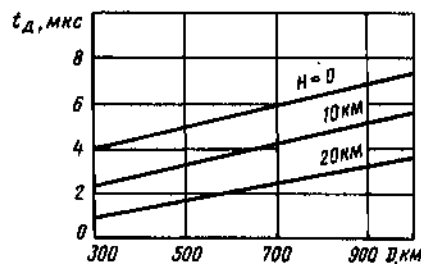


Рис. 3.28. Зависимость дополнительной задержки сигнала на частоте 100 кГц от дальности до ОС и высоты точки приема

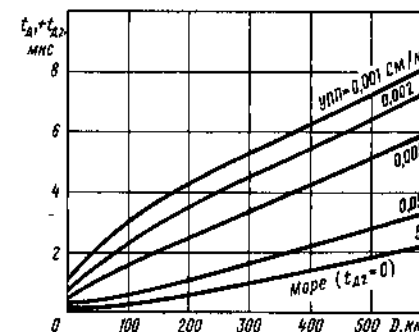


Рис. 3.27. Зависимость дополнительной задержки сигнала на частоте 100 кГц от дальности до ОС (модель ровной земной поверхности)

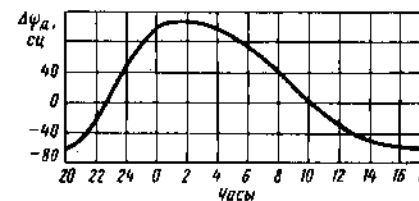


Рис. 3.29. Пример суточных вариаций дополнительного фазового сдвига на частоте 10,2 кГц

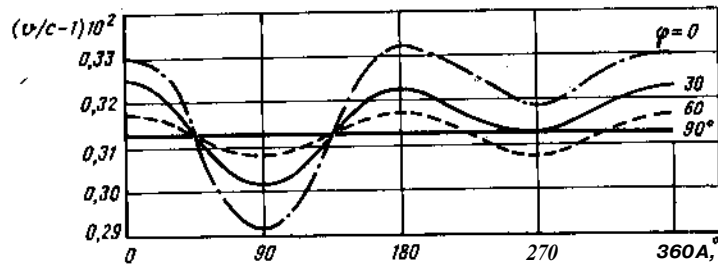


Рис. 3.30. Зависимость относительной фазовой скорости v/c от азимута A трассы распространения и широты φ точки приема на частоте 10,2 кГц (день, УПП = 4,64 См/м)

Несовершенство аппаратуры потребителей проявляется в неоптимальности полосы пропускания приемника и измерителя и недостаточной стабильности бортового эталона времени.

Полоса пропускания приемника $\Delta f_{пр}$ с целью оптимизации по критерию максимума отношения сигнал/шум на входе измерителя и получения близкой к потенциальной (σ_n) точности должна быть согласована с сигналом, т. е. $\Delta f_{пр} = \Delta f_{с.ф} = \Delta f_{с}$, где $\Delta f_{с}$ — ширина спектра сигнала. В системе Log- π -С при измерениях по огибающей такое

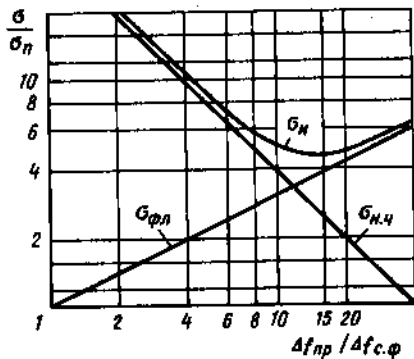


Рис. 3.31. Зависимость погрешностей от относительной полосы пропускания приемника ($\sigma_n = 1$ см; $\Delta f_{с.ф} = 1$ Гц; среднее квадратичное значение нестабильности частоты равно 1 Гц)

согласование невозможно из-за искажения положения ХТО, а в системе Omega сужение $\Delta f_{пр}$ с целью уменьшения флюктуационной погрешности $\sigma_{фл}$ сопровождается ростом погрешности $\sigma_{н.ч}$, вызываемой нестабильностью частоты настройки приемника или несущей частоты. Минимальное значение результирующей погрешности σ_n обеспечивается при $\Delta f_{пр} \gg \Delta f_{с.ф}$, что сопровождается ростом флюктуационной погрешности в несколько раз по сравнению с σ_n (рис. 3.31). Неоптимальность полосы пропускания приемного тракта вынуждает проводить согласованную фильтрацию сигнала в цифровой части АП.

Полоса пропускания измерителя ΔF_n должна соответствовать минимуму суммы дисперсий флюктуационной и динамической погрешности (см. рис. 2.5). Целесообразно управление полосой ΔF_n С ПОМОЩЬЮ устройств, определяющих отношение сигнал/шум и реагирующих на скорость изменения НП (или определяющих эту скорость исходя из скорости полета ЛА).

Расхождение частот генераторов ОС и ЛА — специфическая причина погрешности дальномерной СДН $\Delta D = ct_c \delta f$, где t_c — время с момента последней синхронизации ЭВЧ потребителя, а δf — относительная нестабильность его частоты. При использовании на ЛА рубидиевых атомных ЭВЧ с долговременной стабильностью $10^{-10} \dots 10^{-11}$ указанная погрешность не превышает 10,8... 108 м/ч.

3.8. ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ ВАРИАНТЫ СДН

Дифференциальные системы основаны на том, что вызываемая непостоянством скорости распространения сигнала непрогнозируемая составляющая изменений фазы имеет область пространственной корреляции, радиус $r_{п.к}$ которой зависит от рабочей частоты системы и достигает в системе Omega 2600...2800 км. Это означает, что два потребителя, которые находятся в одном районе, имеют близкие по значению погрешности. Наиболее разработаны дифференциальные варианты системы Omega.

Основной элемент дифференциальной системы — контрольная станция КС, размещаемая в центре обслуживаемого района с радиусом $r_{п.к}$ (рис. 3.32). Контрольные станции служат для приема сигналов ОС, сравнения времени приема сигнала с расчетным, формирования соответствующих поправок и передачи их потребителям на частотах 250...500 кГц с помощью фазовой модуляции колебаниями низкой частоты (20...30 Гц). Ширина спектра, занимаемого сигналами при передаче поправок для всех рабочих частот системы Omega, не превышает 100 Гц.

Расчет поправок производится по регламентированным значениям скоростей распространения радиоволн, составляющим 300 574 км/с на частотах 10,2 и 13,6 кГц; 299 630 км/с на частоте 11,33 кГц и 299 680 км/с на частоте 11,05 кГц. Расстояния определяются по Международной геодезической системе координат WGS-72.

Варианты дифференциальных систем Omega отличаются видом передаваемых поправок, не учитывающих или учитывающих распространение сигнала между КС и АП.

Некорректированная дифференциальная система формирует на КС поправки Ψ_{ij} , определенные по i -й и j -й ОС, которые учитывают погрешности, вызываемые распространением радиоволн, но не позволяют полностью скорректировать АП, так как коэффициент пространственной корреляции $\rho_{п.к} = (1 + D/1300) \exp(-D/1300)$ уменьшается с расстоянием. Поэтому погрешность АП при определении НП

существенно зависит от дальности до КС (рис. 3.33). Дисперсия фазовой погрешности в некорректированной системе составляет $\sigma_{п.к}^2 = \sigma_k^2 + \sigma_d^2$, где σ_k^2 — дисперсия погрешностей в корректированном варианте системы, а σ_d^2 — дисперсия добавочной погрешности, вызванной распространением радиоволн от КС до АП. Составляющая $\sigma_d^2 = 100(\Delta v D / (c\lambda))^2$, где Δv — отклонение фазовой скорости от расчетного значения.

Корректированная дифференциальная система передает погрешности, исправленные на основе той же модели распространения радиоволн, кото-

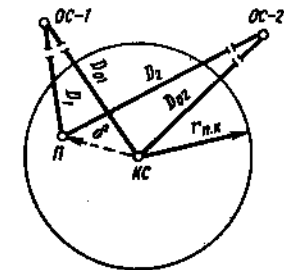


Рис. 3.32. Дифференциальная система

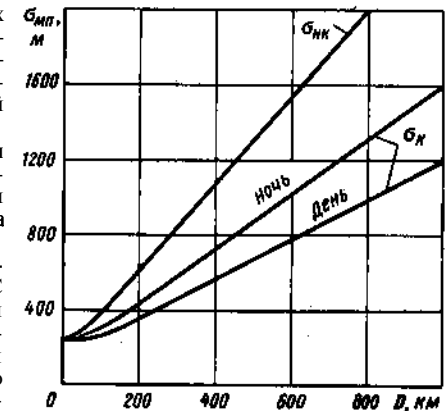


Рис. 3.33. Зависимость погрешности дифференциальной системы Omega от расстояния до контрольной станции

рая используется в АП. Эти остаточные погрешности как бы учитывают отклонение реальной модели от расчетной и поэтому меньше зависят от геометрии системы. Дисперсия погрешности

$$\sigma_{\Sigma}^2 = M^2(\sigma_{\Sigma}^2 [1 - \rho_{n,n}(D)] + \sigma_{\Sigma}^2),$$

где $\sigma_{\Sigma}^2 = \sigma_{\Sigma n}^2 = \sigma_{\Sigma c}^2$ — дисперсия некомпенсируемых (остаточных) составляющих суммарных погрешностей АП и КС после ввода поправок; $\sigma_{\Sigma n}^2 = (\sigma_{\Sigma an}^2 + \sigma_{\Sigma kc}^2)_n$ — дисперсия погрешностей, вызываемых действием помех на АП и КС.

3.9. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СДН

Наземное оборудование системы Logan-C состоит из независимо работающих и практически идентичных ведущих и ведомых ОС. Критерий пригодности каждой пары ОС — сохранение параметров в пределах допусков в течение 99,7 % времени характеризует эксплуатационную пригодность ОС системы. Эксплуатационная пригодность системы в целом поддерживается на уровне не ниже 99 % за год работы и обеспечивается высоким уровнем резервирования оборудования.

Опорные станции имеют по три резервирующих друг друга цезиевых ЭВЧ, с помощью которых формируются и поддерживаются постоянными временные параметры излучаемых сигналов. В состав каждой цепочки ОС входят 1...2 контрольных пункта,

которые периодически проверяют правильность временных сдвигов сигналов ОС. Если этот сдвиг превышает половину поля допусков, равного 100 нс, с контрольного пункта выдается команда на коррекцию ОС. При превышении поля допусков соответствующие ОС переводятся в режим излучения предупредительного сигнала. При управлении цепочкой (обычно на ведущей ОС) используется ЦВМ, которая определяет значения требуемых коррекций. Коррекция синхронизации производится ступенчато с дискретами в 10 или 20 нс. Интервал между коррекциями — несколько часов.

Основные параметры ОС:

Излучаемая мощность (импульсная), кВт	165...1800
Длительность импульса, мкс	135
Ширина спектра сигнала, кГц	20
Стабильность эталона времени	$5 \cdot 10^{-13}$
Допустимая погрешность синхронизации, мкс	0,1...0,2
Вероятность сохранения работоспособного состояния в течение года	0,99

Передающие антенны — зонтичные с верхней емкостной нагрузкой. Высота антенн 190...412 м. Большинство новых ОС имеют антенны-башни высотой 213 м. Зонтичная нагрузка создается с помощью оттяжек. Мачта (башня) устанавливается в центре противовеса — радиальных проводов длиной около 300 м, располагаемых через каждые 2°. Антенна связана с Прд через блок согласования БС.

Передающие ОС (рис. 3.34) — с внешним возбуждением. Источник несущей частоты — ЭВЧ. При формировании переднего фронта излучаемого импульса используются индивидуально запускаемые полупериодные генераторы ППГ, каждый из которых вырабатывает положительный или отрицательный полупериод несущей частоты. Управляет ППГ триггерная схема модулятора М, синхронизируемая ЭВЧ. Такой способ формирования сигнала дает возможность поддерживать задан-

ные значения огибающей импульса и обеспечивает высокую точность выделения ХТО в приемной аппаратуре. Входные в передатчик делитель частоты ДЧ и блок кодирования БК служат для получения импульсных последовательностей, соответствующих принятому формату сигнала. Система встроенного контроля отключает отказавшие устройства и распределяет нагрузку между резервными и оставшимися блоками. Постоянно контролируется также синхронизация передатчика. Для контроля излучаемых сигналов используется приемник, содержащий схемы слежения за фазой ССФ и огибающей ССО сигнала. Формированием опорных импульсов в ФИ управляет блок кодирования передатчика.

Конструкция передатчика блочная. Число блоков ППГ до 64. Масса каждого блока около 25 кг, пиковая мощность излучения 800 кВт.

Наземное оборудование системы Omega состоит из восьми независимо работающих ОС. Эксплуатационная пригодность системы — 95 % по трем станциям за год. Ожидается увеличение этого показателя до 97 % при вводе технического обслуживания антенн без отключения передатчиков.

Опорные станции идентичны и содержат каждая групповой стандарт частоты из четырех цезиевых ЭВЧ, которые служат для формирования всех частот и синхронизации временных параметров излучаемых сигналов. Синхронизация по фазе сигналов ОС обеспечивается измерительными пунктами, которые определяют разность фаз колебаний данной и других ОС. Результаты измерений передаются в вычислительный центр, расположенный на одной из ОС, который рассчитывает погрешность фазовой синхронизации каждой ОС. Контрольные пункты располагают на каждой ОС.

Основными элементами ОС, кроме группового стандарта частоты, являются (рис. 3.35): антенная система АС, устройство настройки антенны УНА, передатчик Прд и устройство управления УУ. Кроме того, в состав ОС входят вынесенные контрольные пункты, связанная РС и автономные источники питания. Все элементы станции, кроме антенны, резервированы.

Основные параметры ОС:

Излучаемая мощность (на частоте 10,2 кГц при мощности передатчика 150 кВт), кВт	110
Средняя длительность сигнала на каждой из частот, с	1
Долговременная стабильность несущей частоты	10^{-12} ... 10^{-13}
Погрешность синхронизации, мкс	1...2
Вероятность сохранения работоспособного состояния в течение года	0,99

Передающие антенны — вертикальные излучатели с верхней емкостной нагрузкой. На большинстве ОС используются зонтичные антенны-мачты высотой около 430 м. На двух станциях применены антенны «долинного» типа. Эффективная высота антенн ПО... 216 м в зависимости от высоты и конструкции антенной системы. Коэффициент полезного действия 20...30 %.

Зонтичные антенны имеют верхнюю нагрузку из 8...16 радиальных проводов длиной до 700 м. В качестве противовеса используют систему из примерно 300 радиальных проводов длиной 0,5...1 км. Антенна «долинного» типа состоит из нескольких вертикальных излучающих проводов, расположенных в линию вдоль горной долины или фиорда, где находится опорная станция. Верхняя нагрузка — провода, закрепленные с помощью оттяжек к анкерам на склонах долины. Одна из таких антенных систем имеет четыре вертикальных провода высотой 457 м. Активная часть горизонтальных верхних проводов равна 2X368,8 м

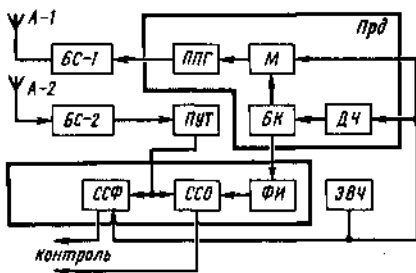


Рис. 3.34. Структурная схема ОС системы Logan-C

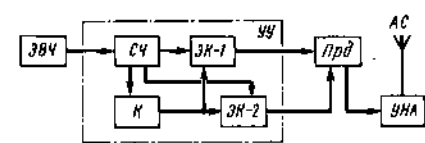


Рис. 3.35. Структурная схема ОС системы Omega

при общей длине этих проводов около 2200 м.

Устройство и настройка антенны состоит из шести блоков, четыре из которых используются для настройки на основные, а два — на вспомогательные частоты системы. Каждый из блоков содержит вариометр и вакуумное высоковольтное антенное реле, подключающее блок к соответствующим отводам основной индуктивности, включенной последовательно с антенной. Индуктивность — катушка диаметром 4,3 м и высотой 9...14 м, на которую намотано от 40 до 80 витков многожильного провода диаметром около 7 см. Индуктивность рассчитывается на ток до 500 А и напряжение более 220 кВт. Вариометр выполнен из двух катушек, содержащих 30...40 витков многожильного провода диаметром 4 см. Обе катушки вертикальные. Диаметр внешней катушки примерно 1,5 м, высота около 1,8 м. Короткозамкнутая внутренняя катушка может перемещаться вдоль вертикальной оси вариометра.

Передачик — высококачественный **УРЧ** с выходной мощностью 150 кВт. На каждой ОС установлены два передатчика, один из которых резервный.

Устройство управления служит для получения требуемого формата сигнала. Сигналы от четырех ЭВЧ группового стандарта частоты подаются на фазовращатели, которые могут включаться либо одновременно с целью подстройки фазы передатчика, либо периодически для приблизительного согласования его частоты. С фазовращателей сигналы поступают на отдельные каналы **генератора**, предназначенные для получения требуемых для работы частот. Сравнение выходных сигналов генераторов обеспечивает достоверность излучаемых частот. В каждый момент работает только один из каналов. Сигнал перед подачей в передатчик сравнивается с получаемым в данный момент и сдвигается по времени так, чтобы поддерживать заданный формат сигнала. Все несущие частоты формируются синтезатором частот СЧ. Соответствующие сигналы подаются на Прд через электронные ключи ЭК, управляемые коммутатором К.

Приемный комплекс каждой из ОС

предназначен для сравнения сигналов данной ОС с сигналами других ОС с целью получения данных для подстройки цезиевых ЭВЧ.

3.10. АППАРАТУРА ПОТРЕБИТЕЛЕЙ СДН

Обобщенная структурная **схема АП** (рис. 3.36) включает блоки: антенный АБ, приемо-вычислителя БПВ, индикации и управления БИУ.

Антенный блок состоит из антенной системы, устройства управления и антенного усилителя. Типовая антенная система — две или три рамочные антенны, оси симметрии которых сдвинуты на 90 или 60°, и контрольная рамка, на которую подается сигнал, имитирующий сигнал ОС (режим «Контроль»). Устройство управления коммутирует выходы рамочных антенн, ориентируя максимум ДН антенной системы в направлении ОС. Для управления ДН используется информация от БПВ о положении ЛА относительно ОС и об уровне принимаемого сигнала. Антенный усилитель служит для согласования антенн с ПУТ и предварительной селекции сигнала перед подачей его на БПВ.

Блок приемо-вычислителя выполняет основные операции по усилению принятых сигналов, извлечению информации о НП и навигационным расчетам (в том числе по счислению пути), состоит из аналоговой и цифровой частей (процессоров). Для перехода к дальномерному варианту необходимы стабильный ЭВЧ и изменение программного обеспечения приемо-вычислителя. Оценка навигационных данных производится с помощью фильтра **Калмана**.

Блок индикации и управления позволяет вводить в БПВ начальные координаты ЛА, время, информацию о промежуточных пунктах маршрута. На индикаторе отражаются текущие координаты ЛА и другие данные, перечень которых зависит от типа оборудования. Многие образцы БИУ унифицированы с соответствующим блоком инерциальной навигационной системы.

Нормы на аппаратуру потребителей СДН регламентируют следующие основные параметры:

	АП Loran-C	АП Omega
Рабочая частота приемника, кГц	100	10...20
Чувствительность приемовычислителя, мкВ	20	5
Погрешность измерения фазы (2σ), сц, при $q=0,1$	60	20
Среднее время определения НП, мин, при $q=0,1$ и вероятности обнаружения сигнала 0,95	4	6
Средняя нагрузка БПВ до отказа, ч	1000	1000

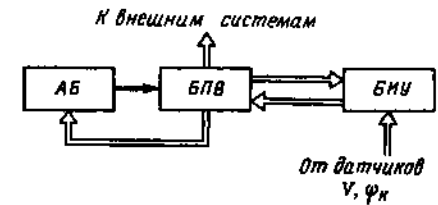


Рис. 3.36. Обобщенная структурная схема АП СДН

Динамический диапазон входных сигналов, дБ	45
Время поиска сигнала, с, при $q^2 = -10$ дБ	8
Потребляемая мощность от сети 27 В постоянного тока, Вт	60
Масса комплекта (без кабелей), кг	9

Антенный блок АБ (рис. 3.37) содержит антенную систему АС, антенный усилитель АУ и блок управления антенной БУА. Антенная система состоит либо из рамочных, либо из ненаправленных антенн.

Антенный усилитель имеет полосу пропускания до нескольких мегагерц, динамический диапазон от 0,2 до 10⁴ мкВ и близкий к единице коэффициент передачи.

Приемо-усилительный тракт ПУТ строится по схеме прямого усиления с целью сохранения соответствия между огибающей и фазой высокочастотного заполнения импульсов. В прием-

Аппаратура потребителей системы Loran-C состоит из трех основных блоков (см. рис. 3.36); отличающихся в различных вариантах схемами построения отдельных элементов.

Основные параметры типовой гражданской АП системы Loran-C:

Инструментальная погрешность, мкс	0,1
Допустимое отношение мощностей сигнала и шума q^2 , дБ	-20
Минимальная напряженность поля сигнала, мкВ/м	30

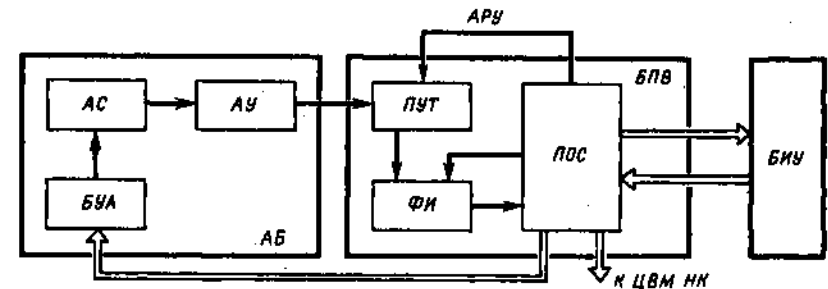


Рис. 3.37. Структурная схема АП системы Loran-C

ный тракт входят полосовой фильтр с полосой пропускания 40 кГц, настроенный на частоту 100 кГц, и режекторные фильтры. Последние настроены на частоты, лежащие ниже и выше несущей частоты, и предназначены для ослабления помех на 40...50 дБ. Предусматривается автоматическая настройка этих фильтров на частоту помехи. Усилитель радиочастоты с коэффициентом усиления 30 дБ и полосой 30 кГц охвачен АРУ. Результирующая полоса пропускания 20...25 кГц. Ослабление сигналов с частотами, отличающимися от несущей на ± 50 кГц, не менее 60 дБ. В режиме грубого поиска вводится согласованный фильтр с полосой около 5 кГц по уровню -6 дБ. Предусматривается блок формирования сигнала, соответствующего характерной точке огибающей. В некоторых типах АП эту функцию выполняет алгоритм процессора обработки сигналов. На выходе ПУТ установлены амплитудные ограничители.

Формирователь импульсов ФИ — вырабатывает измерительные импульсы и импульсы, соответствующие началу каждого из первых периодов несущей частоты. В режиме поиска полученные импульсы расширяются для облегчения обнаружения сигнала.

Процессор обработки сигналов ПОС выполняет программы поиска сигналов, определения НП, вычисления МЛА, управления АРУ и антенной системой, а также определения качества сигнала (отношения d). Программы поиска и измерения реализуются с помощью одних и тех же блоков путем видоизменения связей и подключения дополнительных усредняющих элементов в режиме измерения.

Основные параметры ПОС

Тактовая частота, МГц	3...10
Число команд	30...60
Длина слова, биты	16...24
Время сложения/умножения, мкс.	2...5/8...10
Объем памяти, кбайт	8...24

Аппаратура потребителей системы Omega выполняет функции приема и обработки сигналов, включая определение географических координат ЛА.

Основные параметры типовой гражданской АП системы Omega:

Инструментальная погрешность, мкс.	0,1
Допустимое отношение мощностей сигнала и шума q^2 , дБ.	-20
Минимальная напряженность поля сигнала, мкВ/м	5
Динамический диапазон входных сигналов, дБ	65
Время поиска сигнала, мин, при $q^2 = 16/5$ дБ	0,3/2,0
Потребляемая мощность, В·А, от сети 115 В, 400 Гц	66
Объем блока приемо-вычислителя, дм ³	18,4
Масса комплекта (БПВ), кг.	15,73 (10,37)
Средняя наработка до отказа (расчетная) комплекта (БПВ), ч	5800 (10 000)

Точность слежения за фазой (a) в современной АП не хуже 1 сц при $q=0,1$. Затраты времени на синхронизацию не превышают 20 с при $q=2$ (в полосе 50 Гц) и вероятности 0,95, а на получение первого отсчета — 10 с при $q=2$ и 5 мин при $q=0,2$.

Антенный блок АБ (рис. 3.38) содержит рамочные антенны, контрольную рамку и антенные усилители (по числу рамочных антенн). Размеры блока 290×165 мм, высота 30 мм, масса 1,7 кг. Антенные усилители малошумящие с полосой 10...14 кГц. Возможно применение штыревых антенн с действующей высотой $H \geq 0,1...0,2$ м.

Аналоговый процессор включает ПУТ и блок измерителей фазы БИФ. Антенная матрица АМ на входе ПУТ коммутирует рамочные антенны. Приемное устройство супергетеродинного типа. С целью уменьшения влияния импульсных помех первые каскады — широкополосные. Полоса пропускания ПУТ 10...100 Гц в усилителе второй промежуточной частоты (0,5...1,0 кГц). Вместо АРУ используют жесткие амплитудные ограничители. Стабильность фазовых сдвигов в ПУТ не хуже 0,5 сц при изменении уровня сигнала на 60 дБ. Число приемных каналов ПУТ три или

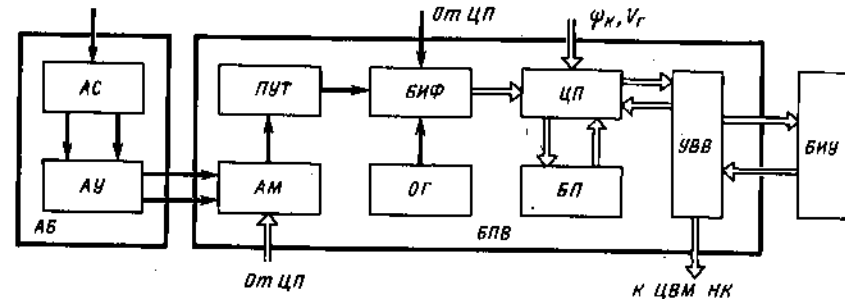


Рис. 3.38. Структурная схема АП системы Omega

четыре (по числу рабочих частот). Избирательность по соседнему каналу до 80 дБ при чувствительности приемника 0,1 мкВ.

Блок измерителей фазы обеспечивает при $q \approx 0,3$ (в полосе 20 Гц) смещение оценки фазы не более 1°. Число отдельных измерителей фазы при трех рабочих частотах 24 (восемь ОС и три частоты). Измерители подключаются с помощью коммутатора, формирующего опорную последовательность.

Цифровой процессор ЦП совместно с блоком памяти БП участвует в синхронизации АП, вычисляет q по сигналам всех ОС с целью отбраковки последних, выполняет операции обнаружения сигнала и слежения за фазой, вводит поправки на распространение радиоволн и выполняет необходимые расчеты по определению МЛА, используя сигналы крена ψ_k и скорости V_g от внешних систем. Кроме того, на процессор возлагается функция встроенного контроля.

Основные параметры ЦП

Тактовая частота, МГц	1...5
Длина слова, бит	16...32
Время сложения/умножения, мкс	2...4/ 20...100
Емкость памяти, кбайт	12,5

Процессор обеспечивает точность синхронизации (σ) около 30 мс и точность определения $q=0,05$ в полосе 1 кГц (2σ) около 0,25 среднего значения амплитуды сигнала (при накоп-

лении в течение 30 циклов). Для расчета поправок требуется емкость блока памяти БП в 2...3 тыс. слов при времени вычисления (для одной трассы) не более 1 с.

Опорный генератор ОГ при работе в разностно-дальномерном режиме неперестраиваемый, с кварцевой стабилизацией. Запоминание фазы на время цикла требует стабильности генератора $10^{-7}...10^{-8}$ (при допустимой погрешности по фазе не более 0,5 сц). В дальнометрическом режиме применяются малогабаритные рубидиевые ЭВЧ.

Устройство ввода/вывода УВВ служит для связи БПВ с блоком индикации и управления БИУ и с ЦВМ навигационного комплекса НК.

Интегрированная аппаратура потребителей СДН (ИАП СДН) объединяет функции АП систем типа Logan-C и типа Omega. Основа объединения — общность принципов обработки сигналов ОС. В состав ИАП СДН (рис. 3.39) входят блок антенн БА, датчик сигналов ДС, опорный генератор ОГ (или ЭВЧ), процессор обработки сигналов ПОС и блок индикации и управления БИУ.

Основные параметры ИАП СДН соответствуют АП систем Logan-C и Omega. Отличие только в большем числе выполняемых функций и меньших значениях массогабаритных и энергетических параметров:

Масса, кг:	
всего комплекта (без кабелей)	19,8
приемо-вычислителя	13,6

Объем прямо-вычислителя, дм^3 18,4
 Потребляемая мощность от сети:

27 В постоянного тока, Вт 150
 115 В, 400 Гц, В·А 50

Блок антенн типовой: две рамочные антенны с усилителями АУ и контрольная рамка КР, подключаемая электронным ключом ЭК по сигналу контроля СК (от ПОС) к одному из формирователей измерительных сигналов ФИС.

Датчик сигналов выполняет функции усиления и преобразования сигналов ОС, получения дискретных аналогов квадратурных сигналов и передачи полученных кодов через устройство ввода/вывода УВВ в ПОС для дальнейшей обработки. Основные элементы ДС — датчики ДО и ДЛ сигналов систем типа Omega и типа Loran-C, а также переключатель рамочных антенн ПРА. Последний по командам ПОС (сигнал управления УС) коммутирует выходы рамочных антенн с целью получения требуемой ДН. В режимах поиска используется круговая ДН.

Датчик сигналов систем типа Omega содержит три (или четыре) приемных канала ПК по числу используемых

основных частот. После окончания поиска сигнала входы и выходы ПК коммутируются с помощью ПРА и переключателя приемных каналов ППК синхронно с изменением частот опорных станций. Приемные каналы строятся по супергетеродинной схеме, гетеродинирующие частоты вырабатывает синтезатор частот СЧ-О. Блок формирования квадратурных сигналов ФКС состоит из двух каналов, в которых фаза принятого сигнала сравнивается с фазой опорного напряжения от СЧ-О, а полученный результат преобразуется в код. Коды квадратурных сигналов через буферную память БП и УВВ подаются на ПОС. Приемный тракт рассчитывается на обработку сигнала с амплитудой от 5 до 10 000 мкВ.

Датчик сигналов систем типа Loran-C выполняет аналогичные функции и содержит ПУТ, построенный по схеме прямого усиления. Большой динамический диапазон входных сигналов (до 120 дБ) требует применения регулируемых УРЧ (РУРЧ) на входе схемы фильтрации. Регулировка усиления выполняется по сигналам ПОС схемой АРУ с точностью до 1 дБ. Схема фильтрации содержит полосовые фильтры ПФ, формирующие

полосу пропускания 4...5 кГц в режиме поиска сигнала и 35 кГц в режиме измерения. Режекция мешающих сигналов осуществляется подавителем помех ПП. Управляющие сигналы поступают на схему фильтрации от ПОС. Результирующая частотная характеристика ПУТ обеспечивает затухание мешающих сигналов с частотой 50 кГц не менее чем на 60 дБ, а с частотой 150 кГц — не менее чем на 40 дБ. Нестабильность фазового сдвига в ПУТ по частоте 100 кГц порядка 1°.

Встроенный контроль ИАП СДН выполняется с помощью имитаторов сигналов ОС (ФИС-0 и ФИС-Л). Измерительные сигналы могут подаваться либо на БА, либо на входные цепи ПК.

Процессор обработки сигналов последовательно в соответствии с заложенной программой обрабатывает сигналы датчиков. Программа первичной обработки предусматривает: синхронизацию с диаграммой сигналов ОС (грубый поиск); измерение и фильтрацию результатов измерения разности фаз

принятых сигналов и колебаний ОГ; оценку отношения сигнал/шум; управление ДН антенной системы, схемой АРУ и режимами работы датчиков сигнала. При вторичной обработке информации устраняется многозначность фазовых отсчетов, вычисляются и вводятся поправки на распространение радиоволн и определяются географические координаты МЛА. Кроме того, программное обеспечение выполняет функции автоматического контроля ИАП СДН в режиме слежения за сигналами ОС, а также обнаружения неисправностей и выдачи экипажу предупредительных сигналов при отказах аппаратуры или отсутствии необходимых для работы аппаратуры данных.

Для выполнения указанных функций требуется ПОС, имеющий следующие параметры:

Число команд	80...90
Длина слова, бит	16
Быстродействие, мкс	4...5
Объем памяти, кбайт	80...90

Глава 4

СПУТНИКОВЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

4.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Альманах — совокупность данных, характеризующих эфемериды всех спутников системы.

Восходящий узел орбиты — точка, в которой спутник переходит из южного полушария в северное.

Конфигурация созвездия спутников — расположение спутников системы в пространстве, описываемое параметрами орбит и смещением спутников на орбитах.

Наклонение орбиты — двугранный угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора, отсчитываемый от плоскости экватора против хода часовой стрелки для наблюдателя, находящегося в точке восходящего узла.

Система радионавигационная спутниковая — система определения ПМЛА и скорости потребителя, основанная

на использовании искусственных спутников Земли в качестве РНТ.

Угол зенитный — угол между вертикалью в месте наблюдения и направлением на спутник.

Эфемериды — значения координат искусственного спутника Земли в геоцентрической системе координат, рассчитанные для фиксированных моментов времени по результатам прогнозирования движения этого спутника.

4.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Спутниковые навигационные системы (СНС) относятся к классу многопозиционных РНС и предназначены для определения пространственного местоположения и вектора скорости потре-

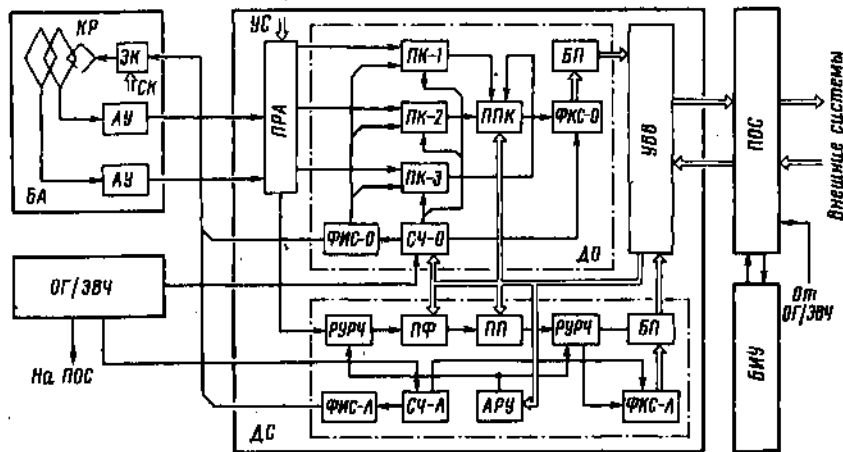


Рис. 3.39. Структурная схема интегрированной АП систем типов Loran-C и Omega

бителей в пределах всей (или большей части) поверхности Земли (глобальные системы). Возможны также региональные СНС, обслуживающие ограниченные территории. Для авиационных целей представляют интерес СНС второго поколения, обеспечивающие непрерывное и практически мгновенное определение ПМЛА. Для СНС второго поколения выделены частоты 960...1215 и 1535...1660 МГц, а также резервные диапазоны 4200...4400, 5000...5250 и 15 400...15 700 МГц.

Основа СНС — сеть («созвездие») навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ), выполняющих функцию опорных РНТ, относительно которых измеряются НП. Конфигурация созвездия и число НИСЗ выбираются из условий получения требуемой зоны действия СНС, избыточного числа видимых спутников в точке приема (для выбора подходящего по геометрическому фактору рабочего созвездия), удобства управления системой и наименьшего влияния возмущающих движение спутников факторов. Высоты орбит наиболее известных СНС около 20 000 км (период обращения спутника 12 ч). Для описания созвездий используют запись $LXVXS$, где A , B и C — число орбит, количество спутников на каждой орбите и период обращения спутника соответственно. Спутники служат источником навигационных сигналов и служебной информации. В

некоторых системах НИСЗ используются в качестве ретрансляторов навигационных сигналов. Для снабжения спутников служебной информацией, контроля параметров орбит, состояния аппаратуры НИСЗ и управления системой предусматриваются наземные командно-измерительные комплексы (КИК). Местоположение потребителя определяется, как правило, его собственной аппаратурой, процессор которой позволяет в ряде СНС найти не только ПМЛА, но и скорость потребителя, а также определить точное время.

Навигационные параметры СНС — обычно квазидальность и квазискорость, так как результаты их измерения включают неизвестный сдвиг ΔT шкалы времени потребителя относительно системного времени (см. рис. 3.1). Для определения НП требуется элементарное созвездие из четырех спутников, которое является основным рабочим звеном большинства СНС второго поколения.

Типы СНС (табл. 4.1) отличаются конфигурацией созвездий, местом определения координат спутников, местом формирования навигационного сигнала, режимом работы АП (пассивный или активный в зависимости от отсутствия или наличия передатчика) и способом разделения сигналов НИСЗ. Системы второго поколения находятся на этапе разработки или ввода в эксплуатацию.

Таблица 4.1. Общие характеристики основных типов СНС

Характеристика	Navstar	Navsat	Geostar	Granat
Тип созвездия	6X3X12	6X2X12 + 1X6X24	1XVX24 (V ≥ 2)	5X4X12
Место формирования эфемерид	КИК	КИК	КИК	—
определения координат НИСЗ	АП	АП	АП	НИСЗ
формирования навигационного сигнала	НИСЗ	КИК	КИК	НИСЗ
решения навигационной задачи	АП	АП	КИК	АП
Разделение сигналов НИСЗ	Кодовое	Временное	Временное	Временное
Режим АП	Пассивный	Пассивный	Активный	Пассивный
Наклонение орбит, градус	55	63,45; 0	0	65
Разнос орбит по широте, градус	60	120; 60	—	72

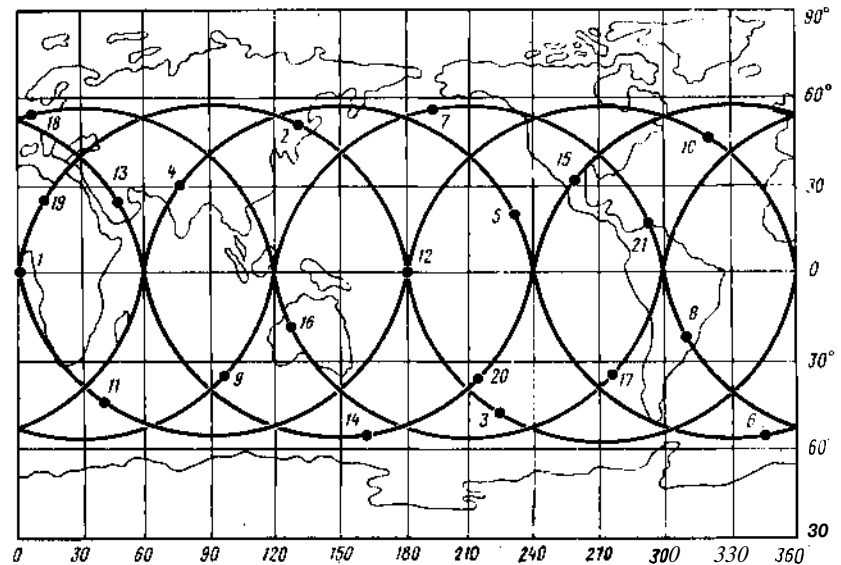


Рис. 4.1. Траектории и взаимное расположение спутников системы Navstar (за начало отсчета времени принят момент нахождения спутника 1 в восходящем узле)

Система Navstar — разрабатывается в интересах Министерства обороны США. Предусматривается возможность использования системы гражданскими потребителями.

Созвездие НИСЗ (рис. 4.1), кроме 18 основных, включает три резервных спутника. Фазы спутников в соседних орбитальных плоскостях отличаются на 40°. Каждый НИСЗ будет проходить над одной и той же точкой земной поверхности один раз в звездные сутки (23 ч 55 мин 56,6 с). Сигналы НИСЗ отличаются видом кодирования с целью опознавания спутников и содержанием служебной информации. Работа всех НИСЗ с высокой точностью синхронизирована с системой единого времени.

Командно-измерительный комплекс (рис. 4.2) предназначен для определения орбит НИСЗ; измерения расхождения шкал времени НИСЗ с системным временем; предсказания эфемерид каждого НИСЗ и ухода бор-

тового времени; формирования массива служебной информации и загрузки его в память соответствующего спут-

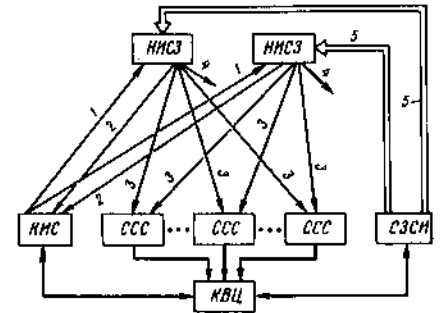


Рис. 4.2. Функциональные связи в системе Navstar:

1 — команды управления; 2 — телеметрия; 3 — навигационные сигналы для КИК; 4 — навигационные сигналы для АП; 5 — служебная информация

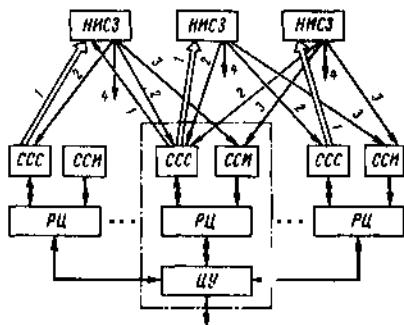


Рис. 4.3. Функциональные связи в системе Navsat:

1 — сигналы и служебная информация; 2 — телеметрия; 3 — навигационный сигнал для КИК; 4 — навигационный сигнал для АП

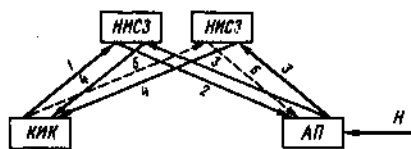


Рис. 4.4. Функциональные связи в системе Geostar:

1, 2 — сигнал запроса; 3, 4 — сигнал ответа; 5, 6 — координаты и служебная информация

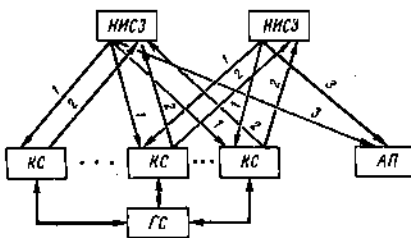


Рис. 4.5. Функциональные связи в системе Granas:

1 — сигнал запроса; 2 — сигнал ответа; 3 — навигационный сигнал

ника; телеметрического контроля работы систем спутников и диагностики их состояния, а также для управления работой бортовых систем спутников.

В состав КИК входят координационно-вычислительный Центр КВЦ, командно-измерительная станция КИС, несколько станций слежения за спутниками ССС и станции загрузки служебной информации СЗСИ.

Система «Глонасс» (глобальная навигационная спутниковая система) — отечественная СНС, основанная на принципах, близких к используемым в системе Navstar.

Система Navsat разрабатывается Европейским управлением космических исследований для гражданской авиации стран ЕЭС. Главные особенности системы — специфическая конфигурация созвездия НИСЗ, использование спутников в качестве ретрансляторов (рис. 4.3) навигационных сигналов, формируемых КИК, и применение разделения сигналов спутников во времени.

Созвездие НИСЗ состоит из 12 спутников на шести эллиптических орбитах (две группы по три орбиты) с апогеем 39 105 км (над рабочей областью) и перигеем 1250 км. Рабочими считаются высоты спутников, превышающие 10 635 км. Кроме того, предполагается использовать шесть геостационарных спутников (высота орбиты 39 876 км), выполняющих одновременно функции спутников связи.

Командно-измерительный комплекс будет состоять из шести региональных центров РЦ и центра управления системой ЦУ, объединенного с одним из РЦ. В каждый из РЦ входят станция связи со спутниками ССС и станция сбора информации ССИ. Комплекс предназначен для передачи на НИСЗ навигационного сигнала (одинакового для всех спутников), синхронизации спутников, вычисления поправок на ионосферную задержку, контроля состояния спутниковых систем и предсказания эфемерид спутников. Связь РЦ с ЦУ предполагается вести через геостационарные спутники системы.

Система Geostar — региональная СНС, предложенная одноименной фирмой для гражданских потребителей США. В системе предполагается использовать дифференциальный режим и принцип «запрос-ответ». Запросные сигналы будут формироваться на КИК, где определяются координаты потре-

бителя, функцию ответчика выполняет АП (рис. 4.4). Для ретрансляции сигналов необходимо не менее двух геостационарных спутников, на которых планируется установка четырехлучевых антенн для одновременного обслуживания одной наземной станцией четырех потребителей. Система многофункциональная и будет обеспечивать решение задач УВД.

Система Granas проектируется фирмой Logenz (ФРГ) для гражданских целей. Система предусматривает измерение координат НИСЗ на самом спутнике и работает по принципу «запрос-ответ» с временным разделением сигналов. В состав КИК будут входить 15 контрольных станций КС с дистанционным управлением и одна главная станция ГС (рис. 4.5). Наземные станции выполняют функции ретрансляторов сигналов НИСЗ. Для управления системой на КС измеряется время приема сигнала НИСЗ по рубидиевому ЭВЧ. Результат измерения сравнивается с тем, которое должно быть в данный момент. Двусторонняя линия связи «НИСЗ-КС» облегчает поддержание синхронизации шкал времени спутников.

4.3. ФОРМИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В СНС

Определение ПМЛА в СНС производится с помощью дальномерного, квазидальномерного и доплеровского методов.

Дальномерный метод требует либо ретрансляции сигнала (принцип «запрос-ответ») и работы АП в активном режиме, либо применения в АП высокостабильного ЭВЧ. Дальность до i -го НИСЗ

$$D_i^* = [(X_i - x)^2 + (Y_i - y)^2 + (Z_i - z)^2]^{1/2} + c\Delta t_{i1} + c\Delta t_{i2}$$

где X_i, Y_i, Z_i — координаты НИСЗ в некоторой (например, геоцентрической) системе координат; x, y, z — искомые

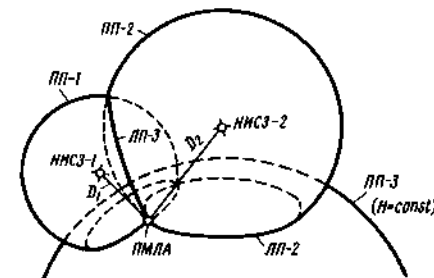


Рис. 4.6. Поверхности (ПП) и линии (ЛП) положения дальномерной СНС

координаты потребителя в той же системе координат; Δt_a — дополнительная задержка сигнала в атмосфере. При известной Δt_a для определения ПМЛА достаточно трех НИСЗ. Поверхности положения ПП — сферы с центрами в точках, где находятся спутники в момент измерения (рис. 4.6).

Квазидальномерный метод требует решения системы из четырех уравнений ($i = 1, 2, 3, 4$)

$$D_{ii} = D_i^* + c\Delta T = D_i + ct_{i1} + c\Delta T$$

и четырех измерений D_{ii} по четырем НИСЗ. В отличие от дальномерного метода поверхности положения (сферы с центрами в НИСЗ) из-за расхождения шкал времени AT сдвигаются и пересекаются в вершинах трехгранной пирамиды со сферическими гранями, размеры которых зависят от $c\Delta T$. Положение ЛА соответствует точке, равноудаленной от трех граней и основания пирамиды.

Доплеровский метод предусматривает интегрирование доплеровского сдвига частоты принимаемого сигнала $F_A(t)$ на некотором интервале времени t . Интегрирование дает число длин волн N_A , на которое изменилось расстояние до спутника за время t :

$$N_A = \sum_{t_1}^{t_2} [F_A(t) + \Delta f_i] dt = [D_i(t_2 + \tau) - D_i(t_1)]/\lambda + \Delta f_i \tau$$

где Δf — расхождение частот ЭВЧ спутника и АП. При известном значе-

нии Δt_a уравнение для определения НП имеет вид

$$N_{xi}\lambda = D_i(t + \tau) - D_i(t) + \Delta f_i \tau \lambda.$$

Метод эквивалентен разностно-дальномерному и требует для нахождения ПМЛА четырех НИСЗ.

Определение вектора скорости потребителя основано на измерении доплеровских сдвигов частоты принимаемых от НИСЗ сигналов и вычисления радиальных скоростей V_{Di} . Для определения скорости используют доплеровский, квазидоплеровский и разностно-доплеровский методы.

Доплеровский метод требует решения системы уравнений

$$V_{Di} = D_i = D_i^{-1}[(X_i - x)(\dot{X}_i - \dot{x}) + (Y_i - y)(\dot{Y}_i - \dot{y}) + (Z_i - z)(\dot{Z}_i - \dot{z})].$$

Для нахождения трех составляющих вектора скорости необходимы измерения по трем НИСЗ ($i=1, 2, 3$).

Квазидоплеровский метод дает оценку радиальной скорости

$$V_{Dki} = V_{Di} + \Delta V_i,$$

где ΔV_i — поправка радиальной скорости, обязанная расхождению Δf_i частот эталонов потребителя и спутника. Для вычисления вектора скорости необходимы четыре измерения по четырем НИСЗ ($i=1, 2, 3, 4$).

Разностно-доплеровский метод позволяет избавиться от неизвестной величины Δf_i при формировании уравнений

$$\Delta V_{Dj1} = V_{Dj} - V_{D1}, \quad j=2, 3, 4.$$

Этот метод требует четырех спутников для определения V.

Особенности определения ПМЛА и скорости обусловлены спецификой измерения НП и процесса решения навигационной задачи в СНС.

Специфика измерения НП — следствие трех факторов: движения НИСЗ, большой высоты орбит спутников и пассивного метода определения НП. Первый фактор требует знания координат НИСЗ (X_i, Y_i, Z_i) и их производных ($\dot{X}_i, \dot{Y}_i, \dot{Z}_i$) в момент измерения. В большинстве СНС эти параметры спутника определяются процессором АП по эфемеридным данным, включенным в служебную информацию, которая передается с НИСЗ вместе с навигационным сигналом. Второй фактор требует учета дополнительной задержки сигнала в атмосфере, что достигается либо по данным служебной информации с использованием моделей атмосферы в процессоре АП, либо с помощью двухчастотного метода, предусматривающего исключение Δt_a при измерениях НП на двух частотах. Пассивный метод определения НП, принятый в большинстве СНС, приводит к необходимости синхронизации шкал времени всех НИСЗ (единое системное время). Синхронизация обеспечивается применением эталонов времени на НИСЗ с долговременной стабильностью $10^{-13} \dots 10^{-14}$ (табл. 4.2) и передачей поправок времени бортовых эталонов в служебном сообщении. При пассивном методе определения НП предпочтение отдается квазидальномерным и квазидоплеровским системам.

Специфика решения навигационной задачи связана с перемещением НИСЗ относительно потребителя, при кото-

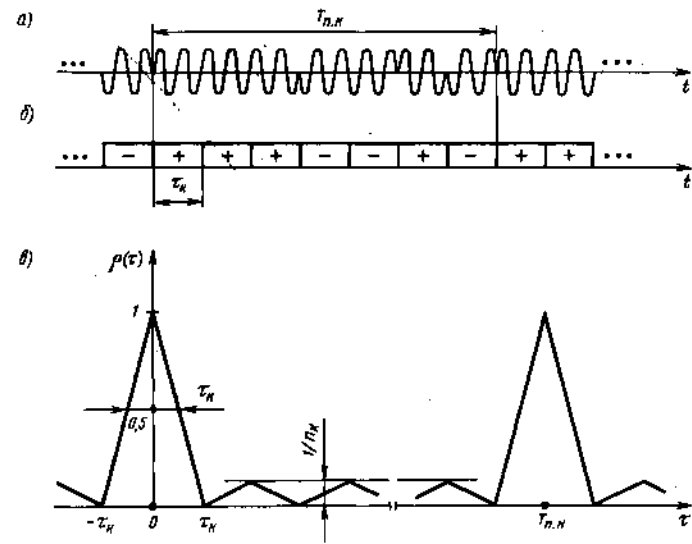


Рис. 4.7. Пример фазоманипулированного сигнала (а), его условное обозначение (б) и корреляционная функция (в)

ром непрерывно изменяется взаимное положение потребителя и спутников, что приводит к изменению геометрического фактора и необходимости перехода на другую группу НИСЗ с лучшим геометрическим расположением.

Навигационная информация передается на АП обычно в виде навигационного сигнала и служебной информации (навигационное сообщение) на общей несущей частоте. Сигналы пассивных СНС должны при минимальных аппаратных затратах потребителя обеспечивать заданные точность измерения НП и вероятность декодирования служебной информации, минимальную мощность передатчика НИСЗ, возможность разделения сигналов различных спутников и устойчивость по отношению к помехам.

Навигационный сигнал выбирается из соображений получения высокой точности при измерении как дальности, так и скорости, что достигается увеличением базы сигнала $B = T_s \Delta F_s$, где T_s и ΔF_s — эффективные длительность и ширина спектра сигнала. Наиболее часто применяют псевдослучайные сиг-

налы (ПШС). Минимальная аппаратная сложность при требуемой точности измерений достигается модуляцией сигнала по фазе специальным дальномерным кодом. Точность измерения дальности (задержки) тем выше, чем меньше длительность τ_k элемента кода (рис. 4.7). Период повторения кода $T_{п.к}$ определяет интервал однозначного определения дальности $D_{о.зн} = c T_{п.к}$. С увеличением числа элементов кода $n_k = T_{п.к} / \tau_k$ снижается уровень боковых «лепестков» корреляционной функции и облегчается обнаружение сигнала.

Служебная информация содержит обычно данные о поправке шкалы времени данного НИСЗ и его эфемериды, альманах, телеметрическую информацию, поправки на распространение радиоволн и другие данные, необходимые для точного и надежного определения НП, и передается одновременно с навигационным сигналом с помощью дополнительной низкочастотной модуляции. Содержание служебной информации зависит от конкретного типа СНС.

Таблица 4.2. Основные параметры ЭВЧ аппаратуры НИСЗ

Параметр	ЭВЧ			
	кварцевый	рубиневый	цезиевый	водородный
Долговременная стабильность частоты (суточная)	$(1 \dots 5) \times 10^{-11}$	$(5 \dots 10) \times 10^{-13}$	$(1 \dots 2) \times 10^{-13}$	$1 \cdot 10^{-14}$
Масса, кг	1,35	2,25	13,50	33,75
Объем, дм ³	1,13	2,13	11,30	28,0
Потребляемая мощность, Вт	2	13	25	30

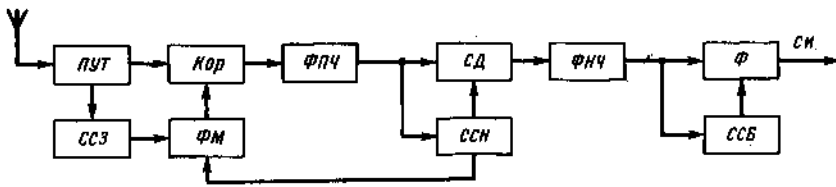


Рис. 4.11. Структурная схема устройства выделения служебной информации АП СНС

Выделение служебной информации производится после установления слежения за кодом и несущей частотой. Принимаемый сигнал с ПУТ (рис. 4.11) поступает на коррелятор Кор. На второй вход Кор подается модулированный по фазе дальномерным кодом сигнал, несущая которого формируется схемой слежения за несущей ССН (входящей в состав измерителя скорости), а модулирующий код берется из схемы слежения за задержкой ССЗ (входящей в измеритель дальности). Этот код управляет фазовым модулятором ФМ. В корреляторе осуществляется демодуляция дальномерного кода. Полосовой фильтр промежуточной частоты ФПЧ устраняет высокочастотные составляющие, вызванные фазовой модуляцией. Синхронный детектор СД выделяет видеосигнал служебной информации. После очищения от шумов фильтром нижних частот ФНЧ сигнал подается на схему синхронизации по битам ССБ и фильтр данных Ф. На выходе фильтра Ф окончательно формируются значения битов служебной информации СИ.

4.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СНС

Принцип действия систем типа Navstar определяется пассивным характером СНС и квазидальномерным (квазидоплеровским) методом нахождения НП. Измерение дальности (скорости) производится по излучаемому НИСЗ дальномерному коду с использованием эфемерной информации, содержащейся в массиве служебной информации СИ, источником которой служит КИК (рис. 4.12, а). Имеются грубый С/А и точный Р дальномерные коды. Первый из них передается на частоте f_1 , а второй — на частотах f_1 и f_2 . Код Р доступен только санкционированным потребителям, поэтому использовать сигнал на частоте f_2 гражданские потребители не могут, а следовательно, не могут воспользоваться частотой f_2 для коррекции ионосферных погрешностей. Для грубого учета этих погрешностей служат данные СИ.

Процедура определения НП существенно усложняется из-за принятого в системе Navstar кодового разделения

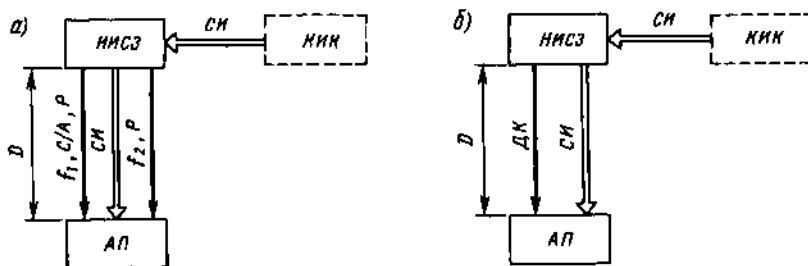


Рис. 4.12. Линии связи АП и НИСЗ в системах Navstar (а) и Navsat (б)

ния сигналов НИСЗ, определения координат НИСЗ в процессоре АП и необходимости синхронизации шкал времени системы и потребителя (см. рис. 3.1). Первая причина специфична для системы Navstar, две остальные в той или иной мере свойственны всем СНС.

Кодовое разделение сигналов НИСЗ требует установки в АП кода, соответствующего выбранному НИСЗ, что возможно при наличии грубой информации о МЛА и о эфемеридах всех НИСЗ системы. Последняя включается в альманах, передаваемый в массиве СИ. От процессора АП требуется высокое быстродействие, так как время расчета координат спутников определяет задержку момента первого местоопределения относительно момента включения АП. Усложняется также процедура поиска сигнала, требующая либо перебора возможных задержек кодов всех видимых с ЛА спутников, либо применения параллельного поиска в многоканальной АП. Время до первого местоопределения составляет 2...8 мин в зависимости от типа АП.

Точностные характеристики системы Navstar (расчетные) при точном коде Р имеют следующие значения (значения в скобках соответствуют коду С/А):

Погрешность (2σ) определения:	
дальности, м	5,6 (30)
скорости, м/с	0,2
времени, нс	48
Погрешность определения высоты ($2a$), м:	
прогнозируемая	27,7 (156)
повторяющаяся	27,7 (156)
относительная	11,7 (44,5)
Погрешность определения местоположения ($2\sigma_{np}$), м:	
прогнозируемая	17,8 (100)
повторяющаяся	17,8 (100)
относительная	7,6 (28,4)

Принцип действия системы Navsat (рис. 4.12, б) во многом подобен принципу работы системы Navstar. Основное отличие — применение временного разделения сигналов НИСЗ. Такое построение системы позволило использовать общий для всех НИСЗ дальномерный

код ДК и исключить альманах из массива служебной информации СИ. Один и тот же временной интервал выделяется для двух НИСЗ, находящихся в разных полушариях Земли.

Процедура определения НП более простая, чем в системе Navstar, упрощается также АП. Специфическое требование к АП — синхронизация переключений выхода одноканального ПУТ на измерительные цепи, соответствующие разным НИСЗ. При поиске сигнала отпадает необходимость формирования разных кодов и поиска выбранного НИСЗ. Координаты спутников рассчитываются процессором АП по данным массива СИ. Время до первого местоопределения 0,76 мин.

Точность определения НП (расчетная) около 5 м (а), что позволяет определять МЛА над океаническими трассами (для которых в основном предназначена система) с точностью до 30 м.

Принцип действия системы Geostar основан на определении дальности по запросному сигналу. Функцию запросчика выполняет одна из наземных станций НС (рис. 4.13). Сигнал запроса /ретранслируется НИСЗ-1 на ЛА. Ответчик ЛА формирует сигнал ответа 2, в который включается информация о высоте потребителя Я. Сигнал ответа должен ретранслироваться на НС через два или более НИСЗ.

Расчитанное на НС местоположение потребителя 3 вместе с кодом опознания НС через один из спутников передается на ЛА. Особенностью системы является ее региональный характер, что позволяет использовать систему, как правило, в дифференциальном режиме. При этом известное местоположение контрольной станции КС сравнивается с рассчитанным по данным системы, а полученные поправки 4 передаются потребителю.

Процедура определения НП выполняется на НС, где рассчитываются координаты НИСЗ. Местоположение потребителя определяется решением системы уравнений:

$$\begin{aligned} D_{n1} &= 2(D_1 + D_2); \\ D_{n2} &= D_1 + D_2 + D_3 + D_4; \\ R_1 &= R_2 + H, \end{aligned}$$

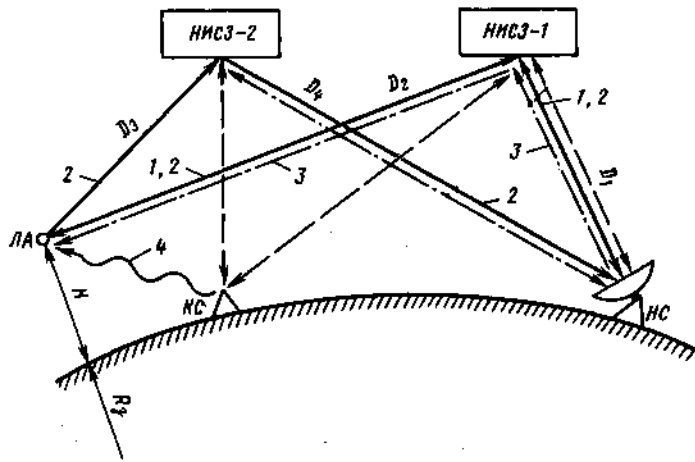


Рис. 4.13. Линии связи в системе Geostar

где D_{n1} и D_{n2} — измеренные значения расстояний, проходимых сигналами ЛА при ретрансляции их НИСЗ-1 и НИСЗ-2; R_3 — радиус Земли. Остальные обозначения соответствуют рис. 4.13 (погрешности временных шкал опущены).

Принцип «запрос-ответ» позволяет существенно упростить АП и НИСЗ за счет передачи всех вычислительных функций наземной аппаратуре. Наличие на НС данных о координатах ЛА дает возможность использовать систему в целях УВД, не прибегая к другим

средствам определения ПМЛА. Время до первого местоопределения 0,6 с.

Точность системы определяется выбранным дальномерным кодом и геометрией системы, а также использованием дифференциального режима. Расчетная точность (а) составляет около 3,3 м при определении НП и 5...7 м при определении МЛА на территории США. Такие значения погрешностей достигаются только при точном знании высоты потребителя, погрешность ПМЛА будет лежать в пределах от 30 до 60 м в зависимости от геометрии системы и точности высотомера ЛА.

Принцип действия системы Granas аналогичен принципу работы системы Navstar. Однако использование временного разделения сигналов позволяет применить общий для всех НИСЗ дальномерный код и упростить АП.

Процедура определения НП, выполняемая АП, упрощается за счет передачи каждым НИСЗ своих координат. Эти координаты вычисляются бортовым оборудованием НИСЗ по дальностям D_i , измеренным до наземных станций НС системы. Для определения D_i применяется принцип «запрос-ответ» (рис. 4.14). Спутник t_{0i} запрашивает НС (t). На НС фиксируется

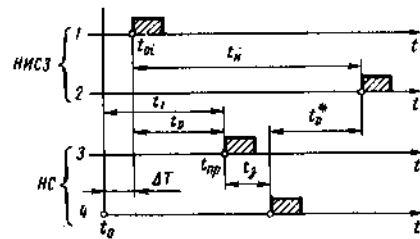


Рис. 4.14. Временные диаграммы сигналов при определении дальности НИСЗ до наземной станции НС в системе Granas

момент приема $t_{пр}$ запросного сигнала (3), который включается в сигнал ответа (4), излучаемый НС с известной задержкой t_3 . Дальность D_i определяется по интервалу времени t_4 . Включение $t_{пр}$ в сигнал ответа дает возможность синхронизировать шкалы времени спутника и системы (наземных станций), т. е. определить ΔT . Обязательным условием является знание координат НС на спутниках и идентификация НС по специальному коду опознавания.

Точностные характеристики системы Granas будут близки к характеристикам системы Navstar при использовании точного кода P.

4.5. СИГНАЛЫ СНС

Сигнал системы Navstar — типичный для пассивных СНС. Содержит два дальномерных кода, выбранных с учетом кодового разделения сигналов НИСЗ, и код служебной информации. Ширина спектра сигнала 10,23 МГц.

Форма сигнала, излучаемого спутниками системы Navstar (в упрощенном виде), соответствует показанному на рис. 4.7. Для определения НП служат два дальномерных кода: стандартного и точного местоопределения. Оба кода могут передаваться одновременно. Для их разделения при приеме используют ортогональную фазовую модуляцию: при одном из кодов фаза несущей в зависимости от символа кода принимает значения $\pm 90^\circ$, а при другом — 0 или 180° . Несущая частота, кроме этих кодов, модулируется потоком служебной информации, которая также передается в виде кода. Возможность выделения фазовой информации достигается применением на спутниках сверхстабильных генераторов (предполагаемая стабильность 10^{-14}).

Несущие частоты сигналов всех спутников одинаковые. Используются основная частота $f_1 = 1575,42$ МГц и дополнительная $f_2 = 1227,6$ МГц, сформированные из сигналов атомного эталона частоты 10,23 МГц, находящегося на борту спутника. Основное назначение сигнала с частотой f_2 — коррекция погрешностей, вызываемых ионосферной рефракцией.

Временные параметры сигнала задаются атомным эталоном частоты 10,23 МГц и выдерживаются так, что разница системного времени и всемирного времени (UTC) не превышает 10 нс. Кодирование сигнала точного местоопределения осуществляется таким образом, что по этому сигналу можно определить текущее время, начиная с начала недели. Дальномерные коды привязаны к одному и тому же моменту с точностью 5 нс.

Сигнал стандартного местоопределения SPS или легкообнаруживаемый код C/A — открытый для несанкционированного использования кода Голда, предназначенный для грубого измерения местоположения и облегчения синхронизации АП, необходимой для приема сигнала точного местоопределения. Длительность элемента кода $\tau_{к1} = 1$ мкс, а период повторения кода $T_{п.к1} = 1$ мс. Тактовая частота кода составляет 1,023 МГц. Сигнал формируется из двух M-последовательностей $G_1(t)$ и $G_2(t)$ с образующими полиномами

$$G_1(x) = 1 + x^3 + x^{10};$$

$$G_2(x) = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}.$$

Обе M-последовательности имеют одинаковые тактовую частоту и период. Код Голда получается в результате сложения этих последовательностей по модулю два (\oplus):

$$XG_i(t) = G_1(t) \oplus G_2(t + m_i \tau_{к1}),$$

где m_i — число символов, определяющее фазовый сдвиг кода данного i-го спутника. Из возможных 1025 различных сдвигов выбираются 37, дающих практически некоррелированные сигналы, которые и присваиваются в целях опознавания соответствующим спутникам.

Сигнал точного местоопределения PPS или точный код P — недоступный для несанкционированного использования сигнал, предназначенный для точного измерения местоположения. Сигнал формируется из псевдослучайных последовательностей $X_1(t)$ и $X_2(t)$, составленных из импульсов с длительностью $\tau_{к2} = 0,1$ мкс. Тактовая частота кода равна 10,23 МГц, а период — около 267 сут. Сигнал каждого спут-

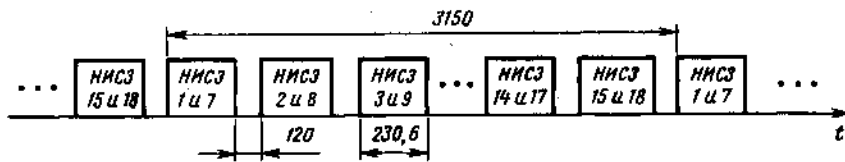


Рис. 4.15. Формат сигнала системы Navsat. Спутники 13...18 находятся на геостационарных орбитах. Время в миллисекундах

ника представляет собой результат сложения по модулю двух последовательностей $X_1(t)$ и $X_2(t)$, привязанных к одному и тому же моменту времени и отличающихся друг от друга на 27 элементов кода. Код имеет вид

$$XP_i = X_1(t) \oplus X_2(t + n_i \tau_{кз}),$$

где n_i — число символов элементов кода, определяющих фазовый сдвиг кода i -го спутника. Каждый отдельный спутник формирует свой отрезок полного периода кода длительностью 7 сут.

Служебная информация передается со скоростью 50 бит/с. Длительность элемента кода служебной информации равна 20 элементам кода стандартного местоопределения. Кадр служебной информации передается в течение 30 с и содержит 1500 бит данных, сгруппированных в пять строк, каждая из которых состоит из 10 слов. В начале строки передаются телеметрическая информация и ключевое слово, формируемое на борту спутника. Остальные восемь слов каждой строки считываются из блока памяти спутника, куда заносится информация, получаемая от наземных станций.

Код служебной информации $D(t)$ накладывается на дальномерные коды путем сложения по модулю два. Результирующий модулирующий сигнал имеет вид $XP_i(t) \oplus D_i(t)$ при передаче кода точного местоопределения и $XG_i(t) \oplus D_i(t)$ при сигнале стандартного местоопределения.

Служебная информация, передаваемая каждым спутником, содержит: параметры для введения поправок на ионосферную рефракцию, используемые при приеме сигнала на одной частоте f_1 ; информацию о «возрасте» данных, т. е. о времени, прошедшем с момента последней их коррекции; погр-

равки к ЭВЧ спутника, необходимые для повышения точности местоопределения; сведения о эфемеридах данного спутника и состоянии работоспособности его аппаратуры. Этих данных достаточно для решения навигационной задачи после приема одного кадра служебной информации. Для ускорения вхождения в синхронизм по сигналу точного местоопределения требуется декодирование ключевого слова. В состав служебной информации включен также альманах, полное время передачи которого составляет 750 с, т. е. 25 кадров (в каждом из кадров передается только одна строка альманаха).

Сигнал системы «Глонасс» — ПШС с шириной спектра (по первым от несущей частоты минимумам спектральной плотности) около ± 5 МГц. Спутники работают на частотах 1597...1617 и 1240...1260 МГц. Несущие частоты НИСЗ разнесены примерно на 0,56 и 0,44 МГц (соответственно на первом и втором диапазонах).

Сигнал системы Navsat содержит два дальномерных кода и служебную информацию. Ширина спектра ПШС около ± 5 МГц.

Формат сигнала (рис. 4.15) предусматривает выделение для передачи каждым НИСЗ интервала времени в 230,6 мс. Защитный интервал составляет 120 мс. Всего предполагается использовать девять спутников в каждом из полушарий Земли (шесть на эллиптических и три на геостационарных орбитах). Период повторения сигнала каждого из спутников 3,15 с. Каждый НИСЗ излучает сигнал, состоящий из трех составляющих: дальномерного кода (217,6 мс), несущей частоты (230,6 мс) и потока служебной информации (217,6 мс).

Несущая частота сигналов всех НИСЗ 1557 МГц. Эта составляющая специально вводится в спектр сигнала (при противофазной модуляции составляющая несущей частоты отсутствует) для обнаружения и захвата сигнала спутника по доплеровской частоте определения скорости потребителя и определения местоположения в упрощенной АП.

Дальномерные сигналы одинаковые для всех НИСЗ — код Манчестера с тактовой частотой 5 МГц. Число элементов кода $2^{19} - 1$. Код передается с помощью фазовой модуляции со значениями фазы, отличающимися от фазы сигнала несущей частоты на $\pm 90^\circ$.

Служебная информация включает: код опознавания регионального центра, сигнал которого ретранслируется данным НИСЗ; орбитальные параметры; данные о которых действительны в течение нескольких суток; краткосрочный (на несколько часов) прогноз эфемерид спутника; модель ионосферной рефракции; поправку эталона времени НИСЗ и другие данные. Эта информация передается с помощью ортогональной относительно дальномерного сигнала фазокодовой модуляции. Передаваемое сообщение содержит около 700 бит информации, а для его передачи выделяется 70 бит в каждом интервале связи с данным спутником. Все сообщение может быть передано за 31,5 с (10 кадров).

Сигнал системы Geostar формируется на наземной станции и передается потребителю через НИСЗ. В системе предусмотрены две линии связи: запросная, по которой посылается сигнал на ЛА, и ответная, по которой ЛА посы-

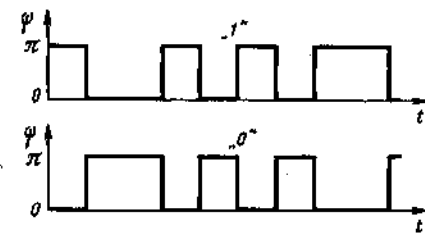


Рис. 4.16. Элементы дальномерного кода системы Geostar

ляет сигнал, содержащий необходимую информацию. Ширина спектра сигнала около $\pm 8,25$ МГц. Специальные коды обнаружения и коррекции ошибок обеспечивают погрешность (а) не более 1 бита на 10^6 битов.

Сигнал запроса представляет собой код Голда с тактовой частотой 8 МГц и несущей 2492 МГц (в канале «НИСЗ-АП»). Передаче дальномерного кода предшествует адресная посылка. Время для приема сигнала от 12 до 48 мс. Скорость передачи 64 кбит/с.

Сигнал ответа передается АП на несущей частоте 1618,25 МГц со скоростью 8...16 кбит/с и имеет длительность 12...24 мс. Сигнал содержит адресную посылку, соответствующую данному ЛА, и кодированное значение барометрической высоты ЛА.

Дальномерный код Голда состоит из 64...512 элементов и известен потребителю. Логическая единица и логический ноль передаются с помощью фазовой манипуляции (рис. 4.16).

Сигнал системы Granas обладает специфическими свойствами, так

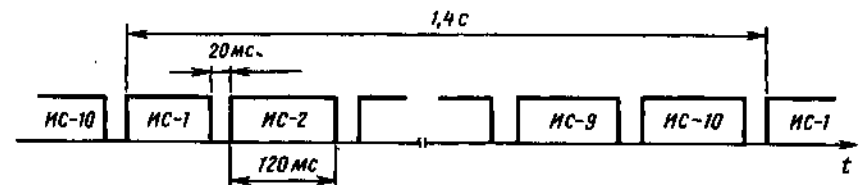


Рис. 4.17. Формат сигнала системы Granas

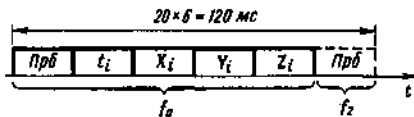


Рис. 4.18. Состав сигнала спутника системы Gnas

как координаты спутника (X_i , Y_i , Z_i) определяются на НИСЗ. Коды одинаковы для всех НИСЗ системы. Ширина спектра сигнала около ± 4 МГц.

Формат сигнала (рис. 4.17) предусматривает выделение каждому НИСЗ для передачи интервала в 120 мс. Защитный интервал 20 мс. При 10 спутниках в каждом полушарии Земли период повторения сигнала составляет 1,4 с. Каждый спутник излучает сигнал (рис. 4.18), состоящий из преамбулы Прб и четырех слов данных, содержащих информацию о времени спутника t_i и его координатах.

Несущие частоты всех спутников одинаковы. На основной частоте $f_0 = 1575$ МГц передается полный навигационный сигнал. Вторая частота $f_2 = 1227$ МГц модулируется только сигналом преамбулы и служит для коррекции ионосферных погрешностей.

Дальномерный код состоит из 127 элементов. Тактовая частота кода 4 Мбит/с. Код используется для бифазной модуляции обеих несущих частот.

4.6. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ТОЧНОСТЬ СНС

Геометрический фактор (ГФ), связывающий дальномерную погрешность σ_{Di} с СКП определения ПМЛА, $\sigma_{\Sigma} = \Gamma_{\Sigma} (2 \sigma_{Di}^2)^{1/2}$ — переменная вели-

чина, имеющая разные значения в данной точке рабочей области СНС (из-за изменения расположения спутников). Различают следующие виды ГФ: Γ_r , Γ_b , Γ_n , Γ_t и Γ_{Σ} , которые используют для характеристики точности в горизонтальной и вертикальной плоскостях, в пространстве и при определении поправки к шкале времени потребителя. Суммарный ГФ $\Gamma_{\Sigma}^2 = \Gamma_n^2 + \Gamma_r^2$, где $\Gamma_n^2 =$

$= \Gamma_r^2 + \Gamma_b^2$. При определении ПМЛА наибольший вклад в суммарную погрешность вносит неточность определения высоты потребителя, так как $\Gamma_b \gg \Gamma_r$ (рис. 4.19).

Основные факторы, влияющие на значение ГФ, — метод определения НП и конфигурации созвездия НИСЗ. В дальномерной системе осевой ГФ $\Gamma_x = 1/\cos\theta$, где $\Gamma_x^2 = \Gamma_r^2 - \Gamma_b^2$, а в доплеровской — $\Gamma_x = H_c / (F_{\text{анн}} \sin^3\theta)$, что свидетельствует о большой точности дальномерного метода и меньшей зависимости точности от высоты орбиты H_c и угла возвышения спутников θ . Значения ГФ уменьшаются с увеличением числа НИСЗ и зависят от их расположения на орбитах (рис. 4.20). При характеристике точности СНС используют параметр σ_r — среднее квадратичное значение ГФ, полученное усреднением по времени и по поверхности земного шара при работе по «наилучшему» созвездию 3X8X12 эти значения следующие: $\sigma_{r,n} = 2,6$; $\sigma_{r,r} = 1,45$ и $\sigma_{r,t} = 1,2$. В созвездии 6X3X12 $\sigma_{r,n} \approx 3$.

Минимальное значение ГФ достигается при максимальном объеме тетраэдра, образованного единичными векторами, направленными от потребителя к спутникам, по которым определяется ПМЛА. На этом основан алгоритм выбора наилучших для измерений спутников из числа видимых потребителем. Объем тетраэдра максимален, когда один из НИСЗ находится в зените, а три других располагаются как можно ближе к горизонту, образуя равносторонний треугольник.

Качество навигационного сигнала зависит, главным образом, от точности содержащейся в нем информации об эфемеридах НИСЗ и релятивистских эффектах, вызывающих увеличение частоты ЭВЧ спутника относительно эталона наземного центра системы (табл. 4.3).

Ошибки прогноза эфемерид в основном определяются неточностью геопотенциальной модели Земли. Существующая методика позволяет постоянно уточнять информацию о влиянии на движение НИСЗ гравитационного поля, солнечного давления, движения полюсов Земли и других факторов. Эта

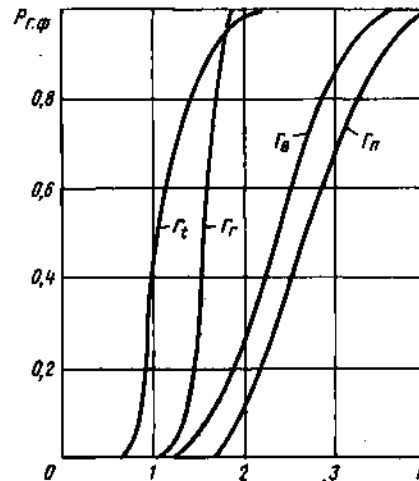
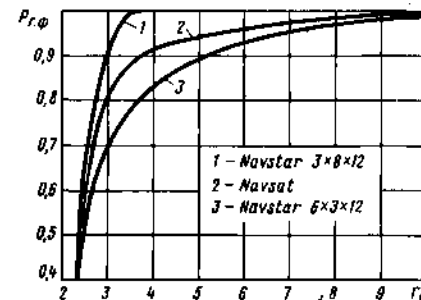


Рис. 4.19. Функции распределения геометрических факторов для созвездия 3X8X12

Рис. 4.20. Функции распределения горизонтального геометрического фактора для различных созвездий



методика используется для прогноза движения НИСЗ на основе эфемерид, полученных по данным траекторных измерений за предыдущую неделю.

Сдвиги частоты бортового эталона НИСЗ из-за релятивистского и гравитационного эффектов при круговых орбитах спутников практически постоянны для любого положения ЛА. Эти сдвиги рассчитываются заранее и известны для любой точки. Соответственно им уменьшают частоту бортового эталона НИСЗ.

Влияние условий распространения радиоволн приводит к тропосферным и ионосферным погрешностям и погрешностям из-за многолучевого распространения сигнала.

Тропосферные погрешности возникают при непостоянстве коэффициента преломления n_T с высотой, которое вызывает изменение фазовой скорости распространения радиоволн $v = c/n_T$, а следовательно, и искривление траектории (тропосферная рефракция). Для стандартизированной тропосферы с гра-

Таблица 4.3. Основные составляющие дальномерной погрешности СНС

Источник погрешности	Погрешность σ_{Di} , м			
	Navstar		Navsat	Geostar
	Код P	Код C/A		
Прогноз эфемерид	3,5	3,5	1,5	0,1
Эталон времени НИСЗ	1,7	1,7	0,9	—
Ионосферная рефракция	1,0	4,0	3,0	} 0,5
Тропосферная рефракция	0,5	0,5	2,0	
Многолучевоность	1,0	1,0	1,0	1,0
Аппаратура потребителя	1,08	10,8	2,0	2,8
Контрольная станция	—	—	—	1,4
Суммарная погрешность σ_D (с учетом указанных составляющих)	4,31	12,21	4,6	3,3

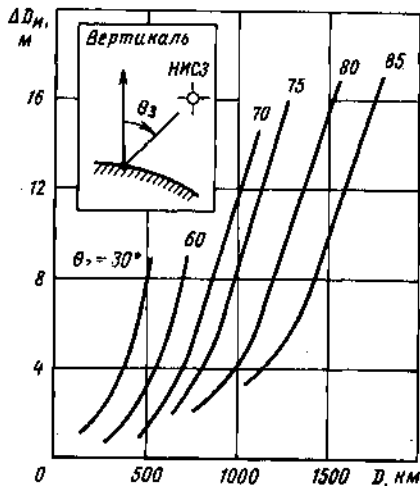


Рис. 4.21. Зависимость погрешности определения дальности от измеряемого расстояния при различных значениях зенитного угла (частота 1550 МГц)

диентом коэффициента преломления $dn_r/dH = -4 \cdot 10^{-8} \text{ м}^{-1}$ и высотой $H_{т,с} = 8 \text{ км}$, на которой $n_r = 1$, погрешность рефракции не зависит от частоты и равна (в метрах)

$$\Delta D_r = H_{т,с} (n_{т,с} - 1) \sec \theta_z = 8000 N_0 10^{-6} \sec \theta_z = 2,56 \sec \theta_z,$$

где $n_{т,с} = 1,000325$ — среднее значение коэффициента преломления у поверхности Земли; $N_0 = 325$ — соответствующее значение индекса преломления; θ_z — зенитный угол спутника. Влияние тропосферы приводит также к погрешности измерения доплеровского сдвига частоты (а следовательно, и скорости):

$$\Delta F_a = F_a (n - 1) = F_a N \cdot 10^{-6}$$

Средством уменьшения тропосферной погрешности является моделирование тропосферы. С помощью модели тропосферы задержки сигнала тропосферная погрешность может быть снижена в 12...25 раз.

Ионосферные погрешности — следствие изменения коэффициента преломления ионосферы. Погрешность определения дальности зависит от частоты и может быть рассчитана для каждого зенитного угла (рис. 4.21):

$$\Delta D_n = 4 \cdot 10^7 f^{-2} \sec \theta_z \chi(H_c, N_s),$$

где $\chi(H_c, N_s)$ — неизвестная функция, зависящая от высоты спутника H_c и концентрации электронов N_s . Погрешность определения скорости $\Delta V = \Omega_c R_s b \cos \theta_z$, где Ω_c — угловая скорость НИСЗ; $R_s = 6378 \text{ км}$ — радиус Земли; b — неизвестная ионосферная поправка.

Для компенсации ионосферной погрешности применяют метод двухчастотных измерений и введение рассчитанных по априорным данным поправок. Двухчастотный метод основан на зависимости задержки от частоты и от функции χ . Имея результаты двух измерений одной и той же дальности на двух частотах, можно решить получающуюся систему из двух уравнений с двумя неизвестными и найти истинное значение дальности. Коррекция при двухчастотном методе выполняется в процессоре АП. Аналогичная коррекция может быть проведена и для доплеровских измерений. Введение поправок основано на модели ионосферы и позволяет уменьшить ионосферную погрешность в 2...4 раза.

Общая особенность влияния тропосферы и ионосферы на точность измерения — существенная зависимость ΔD_r и ΔD_n от зенитного угла θ_z . С увеличением θ_z точность ухудшается, что приводит к ограничению рабочих углов значениями $\theta_z \leq 85^\circ$.

Погрешности из-за многолучевого распространения сигнала зависят от взаимного расположения потребителя, спутника и отражающих поверхностей (например, поверхности неспокойного моря). Эти погрешности не поддаются прогнозированию и могут существенно влиять на точность измерений.

Несовершенство АП сказывается на появлении погрешностей, обусловленных в основном шумом приемника, дискретизацией сигнала и недостаточной точностью вычислительных средств (табл. 4.4)¹.

Шумовая погрешность определяется качеством ПУТ и системы слеже-

¹ Здесь и далее в качестве примеров приведены параметры АП системы Navstar.

Таблица 4.4. Параметры аппаратуры потребителей при определении дальности и скорости

Параметр	Канал			
	дальности		скорости	
Код	P	C/I	—	—
Длина волны, см (частота, МГц)	—	—	19(1575)	24,5 (1227)
Тактовая частота кода, МГц	10,23	1,023	—	—
Протяженность элемента кода (с _{т,к}), м	29,32	293,2	—	—
Шумовая погрешность $\sigma_{ш}$, м	1,05	10,5	0,0044*	0,008*
Дискрет, м	0,46	4,6	0,003	0,0038
Погрешность дискретизации $\sigma_{д}$, м	0,266	2,66	0,0025	0,0031
Суммарная погрешность σ_a , м	1,08	10,8	0,0051	0,0086

* При $F_{з,с} = 20 \text{ Гц}$ и $C/N_0 = 30 \text{ дБ-Гц}$.

ния за задержкой дальномерного кода или за доплеровской частотой. Погрешность $\sigma_{ш}$ зависит от длительности элемента кода τ_k , отношения мощностей сигнала и шума q^2 , шумовой полосы следящей системы $\Delta F_{з,с}$ и других факторов.

Длительность элемента кода определяет точность измерений и не превышает 1 мкс. Уменьшение τ_k требует расширения полосы пропускания ПУТ (оптимальная полоса $\Delta f_{пут} \approx 1/\tau_k$), что приводит к увеличению уровня шума приемника. Коэффициент шума приемника $N_{ш} \approx 4$ (эквивалентная шумовая температура около 630 К). Мощность сигнала на входе приемника составляет -160 дБ-Вт при грубом коде (C/A) и -163 дБ-Вт при точном коде (P) на основной частоте 1575,42 МГц (на частоте 1227,6 МГц уровень сигнала -166 дБ-Вт). Соответствующие значения q^2 лежат в пределах от -39 до -44 дБ . При анализе энергетических возможностей в СНС используют также отношение мощности на несущей частоте к спектральной плотности шума C/N_0 , измеряемое в дБ·Гц. Это отношение не учитывает полосу пропускания приемника и потому на столько децибел больше q^2 , на сколько (в децибелах) эта полоса больше 1 Гц. Отношение $C/N_0 = (17...34) \text{ дБ-Гц}$ при указанных параметрах.

Значение $\Delta F_{з,с}$ зависит от динамических характеристик потребителя. При наличии внешней информации о скорости и ускорении потребителя значение $\Delta F_{з,с}$ может быть доведено до 1 Гц при слежении за задержкой и до 20 Гц при слежении по скорости.

Погрешность дискретизации обусловлена цифровым методом измерения, при котором задержка кода и доплеровская частота изменяются дискретами, составляющими, например, $1/84 \tau_k$ (или периода несущей частоты). При определении скорости такая погрешность эквивалентна погрешности приращения дальности.

Погрешности вычислительных средств возникают из-за ограниченной разрядности процессора, недостаточной точности алгоритмов и задержек при выполнении команд. Вызываемые этими причинами погрешности не превышают 1 м при определении дальности и 0,1 м при определении скорости (приращения дальности).

4.7. ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ ВАРИАНТЫ СНС

Дифференциальный режим предназначен для коррекции систематических погрешностей в зоне их пространственно-временной корреляции и увеличения точности определения ПМЛА.

Таблица 4.5. Основные составляющие дальномерной погрешности дифференциального варианта СНС Navstar

Источник погрешности	Погрешность σ_{Di} , м	
	Код P	Код C/A
Прогноз эфемерид	0	0
Эталон времени НИСЗ	0,7	0,7
Ионосферная рефракция	0	0
Тропосферная рефракция	0,5	0,5
Аппаратура потребителя	1,08	10,8
Геодезическая привязка КС	0,5	1,9
Суммарная погрешность σ_D	1,38	11

Обязательными элементами дифференциальных вариантов СНС является контрольная станция (КС) и линия связи этой станции с ЛА, находящимися в зоне действия системы. Поправки, вычисленные на КС и передаваемые на борт ЛА, действительны только на определенном расстоянии от КС, которое и определяет зону действия дифференциальной системы.

Контрольная станция содержит приемник сигналов спутников, вычислитель (ЦВМ) для определения координат КС по принятым сигналам и расчета дифференциальных поправок путем сравнения найденных координат с известными и передающего устройства. Одним из наиболее целесообразных способов передачи поправок на ЛА считается использование НИСЗ (данной системы или дополнительных) в качестве ретрансляторов сигналов КС. В первом из этих вариантов поправки и адрес КС могут включаться в служебную информацию. Во втором варианте эффективно решается задача организации цифрового канала связи ЛА с центрами УВД.

Точностные параметры дифференциальной системы (табл. 4.5) зависят от точности геодезической привязки антенны КС и от удаления ЛА от КС.

Типы дифференциальных систем отличаются видом формируемых поправок, а следовательно, и объемом вычислительных затрат в ЦВМ КС и в процессоре АП. Различают дифференциальные системы с коррекцией местоположения, квазидальностей и с временной коррекцией.

Коррекция местоположения предполагает передачу потребителю поправки к трем измеренным координатам КС. Метод требует использования одного и того же рабочего созвездия на КС и в АП.

Коррекция квазидальности основана на передаче потребителям поправок к квазидальностям для всех видимых с КС спутников. Источником остаточной погрешности является использование на КС и в АП эфемеридной информации, сформированной в разные моменты времени.

Временная коррекция используется в тех случаях, когда потребитель определяет свое положение относительно КС, а не НИСЗ. Для этого потребитель должен знать направляющие косинусы (матрица А) и измерить время приема (или фазу) дальномерного кода в точке своего расположения и в точке, где находится КС. Матрица А вычисляется на КС. Координаты потребителя относительно КС рассчитываются по методу наименьших квадратов: $x = [A^T A]^{-1} A^T c \Delta T_D$, где x — вектор-столбец искоемых координат; ΔT_D — вектор-столбец разниц во времени приема сигналов АП и КС; c — скорость распространения радиоволн. Точность этого варианта дифференциальной системы зависит от дальности до КС, так как приращения дальности в точках расположения АП и КС зависят не только от времени, но и от искажения волнового фронта из-за разных расстояний до НИСЗ. При изменении расстояния от КС до НИСЗ с 20 183 до 20 784 км искажение фронта волны составляет не менее 50 м на удалении от КС на 50 км и 200 м на удалении 100 км.

Достоинство метода — вычисление на КС и передача потребителю данных по доплеровскому сдвигу частоты каждого НИСЗ, что сокращает время поиска сигналов, особенно после включения АП.

4.8. АППАРАТУРА ПОТРЕБИТЕЛЕЙ СНС

Аппаратура потребителей Navstar (рис. 4.22) состоит из пяти основных блоков: антенны А, управления антенной БУА, предварительного усиления БПУ, приемника-процессора БПП, индикации и управления БИУ. Первые три блока часто объединяют в единую конструктивную единицу — антенный блок АБ. Применение цифровой техники позволило существенно упростить аппаратную часть оборудования (при усложнении программного обеспечения), применяя мультиплексирование, при котором одноканальная АП используется в режиме уплотнения. Выборки сигналов всех четырех спутников берутся, например, через 20 мс, по 5 мс на каждый спутник (и по 2,5 мс на каждую из частот f_1 и f_2). Благодаря высокой частоте следования выборки сигналы всех спутников сопровождаются практически непрерывно.

Основные параметры АП Navstar зависят от назначения аппаратуры. Типовые параметры авиационной АП имеют следующие значения:

Инструментальная погрешность (а) измерения дальности, м 1,5...2,0

скорости, м/с 0,02...0,1
 времени, нс 10...30
 Допустимое значение C/N_0 , дБ·Гц 32
 Максимальное время поиска кода C/A , с* 90
 Потребляемая мощность от сети 27 В постоянного тока, Вт 50... 100
 Масса комплекта (без кабелей), кг 10...20
 Объем комплекта, дм³ 15...25
 Средняя наработка до отказа, тыс. ч 5

*При $C/N_0 = 32$ дБ·Гц и вероятностях правильного обнаружения 0,9 и ложной тревоги 0,005.

Антенна А в простейшем варианте имеет фиксированную ДН, представляет собой коническую спираль или штырь с встроенным антенным усилителем и предназначена для установки на вертолетах. Такая же антенна, но с отдельным блоком предварительного усиления может устанавливаться на самолетах. Антенны с изменяющимся положением ДН строятся на основе ФАР с управляемыми фазовращателями. Блок управления антенной БУА предназначен для формирования ДН, максимумы которой направлены в сто-

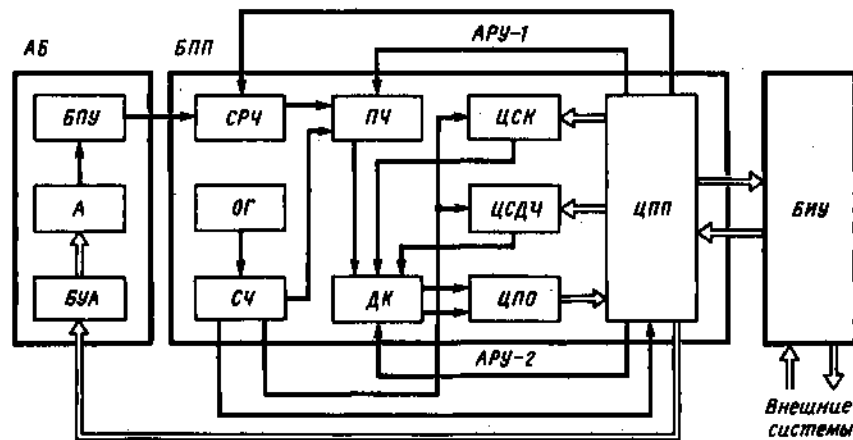


Рис. 4.22. Структурная схема варианта АП системы Navstar

рону видимых спутников. Блок представляет собой микропроцессор, управляющий сигналами на который поступают от приемника-процессора.

Блок предварительного усиления БПУ обеспечивает требуемое отношение сигнал/шум на входе приемника и представляет собой малощумящие усилители радиочастоты, настроенные на несущие частоты (f_1 и f_2) системы.

Селектор радиочастот СРЧ переключает приемный тракт, работающий в мультиплексном режиме, с частоты f_1 на f_2 и обратно. Работа селектора, как и всех других устройств мультиплексирования, синхронизируется процессором приемника.

Преобразователь частот ПЧ выполняет функции перевода сигнала на промежуточную частоту, усиления и фильтрации. Здесь же осуществляется регулировка усиления (АРУ-1) по среднему квадратичному уровню шума. Сигналы первого и второго гетеродинов поступают с синтезатора частот. Частота первого гетеродина выбирается в середине частотного интервала между f_1 и f_2 (≈ 1391 МГц). Переключения частоты настройки селектора достаточно для смены несущей частоты сигнала, обрабатываемого приемником.

Опорный генератор ОГ служит для синхронизации работы приемного оборудования. Требуемая стабильность частоты достигается с помощью кварцевых резонаторов и термостатирования генератора. Кратковременная стабильность частоты составляет примерно 10^{-8} (за 1 с), долговременная около $5 \cdot 10^{-7}$ (за 1 мес). Частота F_0 опорного генератора близка к тактовой частоте кода P принимаемого сигнала и составляет 10,2304 МГц.

Синтезатор частот СЧ вырабатывает сигналы для преобразователя, а также для синхронизации работы приемника в мультиплексном режиме. Для получения требуемых частот и интервалов времени используется частота F_0 опорного генератора.

Демодулятор кода ДК является дискриминатором цепей слежения за кодом и за несущей и содержит два квадратурных канала. Входящие в состав демодулятора усилители охвачены автоматической регулировкой усиления

(АРУ-2) по среднему квадратическому уровню сигнала.

Устройство цифровой предварительной обработки ЦПО преобразует выборки квадратурных составляющих сигнала ошибки в цифровой код и фильтрует полученные цифровые сигналы.

Цифровой процессор приемника ЦПП реализует алгоритмы обработки сигналов, вводит поправки на условия распространения сигналов, определяет ПМЛА, скорость ЛА и время. Кроме того, в процессоре осуществляется запоминание состояния кодов и несущих сигналов всех спутников, за которыми ведется слежение в мультиплексном режиме. Таким образом, через процессор замыкаются все цепи обратных связей как измерительных устройств, так и устройств регулирования параметров приемника. Основой построения ЦПП являются один—четыре микропроцессора, дополненные модулями памяти. Процессоры, предназначенные для авиационной АП, должны обладать следующими вычислительными возможностями:

Быстродействие, тыс. операций/с:	
с фиксированной запятой	230
с плавающей запятой	6...12
Объем памяти 16-разрядных слов, кбайт	28...48

Цифровой синтезатор доплеровской частоты ЦСДЧ — элемент системы, следящей за несущей частотой сигнала. Управляющий сигнал поступает от процессора через определенные интервалы времени, задаваемые синтезатором частот. Доплеровские частоты вырабатываются из колебаний с частотой, равной, например, $F_0/23 = 444,8$ Гц. Для получения доплеровской частоты может быть применен накапливающий сумматор, разрядность которого определяет требуемый дискрет изменения частоты. Состояние старших разрядов сумматора, представляющее собой код доплеровской частоты, преобразуется в аналоговую форму, смешивается с опорной частотой (например, $2F_0$) и используется для фазовой автоподстройки в системе слежения за несущей частотой сигнала.

Цифровой синтезатор кодов ЦСК предназначен для получения кода, соответствующего сигналу от спутника, за которым ведется слежение, сдвига этого кода во времени с целью достижения максимальной корреляции его с кодом принимаемого сигнала и измерения времени распространения сигнала. Управление синтезатором осуществляет процессор приемника. Код формируется из колебаний, вырабатываемых СЧ. По построению ЦСК подобен синтезатору доплеровского сдвига частоты.

Блок индикации и управления БИУ служит, для ручного ввода данных, управления режимами работы и индикации необходимых параметров, а также для связи с внешними системами. В тех случаях, когда параметры входных сигналов от этих систем не соответствуют принятому в аппаратуре Navstar формату, состав АП дополняется блоком сопряжения.

Аппаратура потребителей Navsat (рис. 4.23) будет состоять из преобразователя частоты ПЧ; узкополосного УУПЧ и широкополосного ШУПЧ усилителей промежуточной частоты, предназначенных соответственно для выделения и усиления несущей частоты принимаемого сигнала и дальномерного кода; систем слежения СС за несущей частотой и кодом; навигационного процессора НП и блока управления и индикации БУИ. Принципы действия АП систем Navsat и Navstar практически аналогичны.

Особенности бортовой аппаратуры Navsat обусловлены форматом сигнала, основанным на многостанционном доступе с разделением сигналов спутников по времени и позволяющим автоматически принимать сигналы от всех спутников, находящихся в зоне видимости потребителя. К основным особенностям АП, способствующим упрощению аппаратуры, повышению ее надежности и снижению стоимости, относятся следующие:

одноканальное построение, при котором сигналы спутников обрабатываются поочередно по мере их приема в соот-

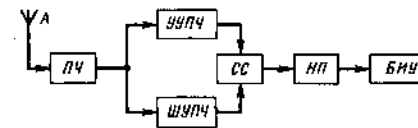


Рис. 4.23. Упрощенная структурная схема АП системы Navsat

ветствующие интервалы времени, определяемые форматом сигнала; отсутствие необходимости в перепрограммировании генератора кода при переходе от сигнала одного спутника к сигналу другого;

исключение обнаружения несущей частоты и слежения за ее значением, не требующее восстановления несущей из принимаемого ПШС;

исключение необходимости в альманыхе и связанных с ним расчетов по определению спутников, находящихся в зоне видимости потребителя.

Основные параметры АП Navsat еще не определены. Ниже приведены значения некоторых из этих параметров, полученные путем оценочных исследований:

Инструментальная погрешность (а) измерения:	
дальности, м	5,8
скорости, м/с	0,7
Допустимое отношение C/N_0 , дБ·Гц	48
Время поиска, с:	
несущей частоты (максимальное)	9*
дальномерного кода (среднее)	0,12
Требуемая стабильность частоты бортового опорного генератора:	
долговременная (за срок службы)	$1,27 \cdot 10^{-7}$
кратковременная (за 1 с)	$1 \cdot 10^{-9}$

*При вероятности правильного обнаружения 99,7%.

СИСТЕМЫ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ

5.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Азимут ЛА — угол в горизонтальной плоскости между северным направлением меридиана, проходящего через РНТ, и направлением от РНТ на проекцию ЛА, отсчитываемый по ходу часовой стрелки.

Дальность действия СБН — максимальное расстояние от РНТ до ЛА, на котором информация о местоположении ЛА в виде азимута и (или) дальности выдается с заданной погрешностью и вероятностью.

Дальность наклонная — кратчайшее расстояние между ЛА и РНТ.

Запрос дальности — дальномерный сигнал, излучаемый по линии связи «ЛА—РМ».

Запрос индикации — индикаторный сигнал, излучаемый в системе типа РСБН по линии связи «РМ—ЛА».

Зона над РМ нерабочая — телесный угол над РМ с вершиной в точке размещения антенны РМ, в пределах которого невозможно определение местоположения ЛА.

Канал частотно-кодовый — канал, определяемый совокупностью частот и кодов, по которому передается информация о местоположении ЛА.

Ответ дальности — дальномерный сигнал, излучаемый по линии связи «РМ—ЛА» в ответ на запрос дальности.

Ответ индикации — индикаторный сигнал, излучаемый по линии связи «ЛА—РМ» в ответ на запрос индикации.

Радиомаяк азимутально-дальномерный — РМ, обеспечивающий получение информации об азимуте и дальности только на ЛА или на ЛА и на РМ.

Радиомаяк азимутальный (дальномерный) — РМ, обеспечивающий получение на ЛА информации только об азимуте (дальности).

Сигналы дальномерные — кодовые группы импульсов, используемые для измерения дальности в бортовой аппаратуре.

Сигналы индикаторные — кодовые группы импульсов, используемые для наземной индикации ЛА, работающих с РМ типа РСБИ.

Сигналы опорные 35 и 36 — сигналы, излучаемые РМ типа РСБН с частотой следования 58,33 и 60 Гц соответственно.

5.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ СИСТЕМ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ

Системы ближней навигации (СБН) — региональные однопозиционные системы, предназначенные для определения азимута и дальности ЛА в пределах дальности прямой видимости. Для работы СБН выделены участки диапазона метровых и дециметровых волн.

Основа СБН — сеть независимых наземных радиомаяков (РМ), по которым определяются НП. Различают азимутальные (АРМ), дальномерные (ДРМ) и азимутально-дальномерные (АДРМ) радиомаяки, которые устанавливают на аэродромах и в точках, соответствующих характерным участкам воздушных трасс.

Навигационные параметры СБН — азимут и дальность определяются на ЛА относительно РНТ, где размещен РМ. При известной высоте полета этих данных достаточно для нахождения положения ЛА, т. е. СБН относятся к классу угломерно-дальномерных (азимутально-дальномерных) систем. Перспективен переход к дальномерным системам, обладающим большей точностью. В СБН выделяют каналы азимута (КА) и дальности (КД). Каждый из каналов включает наземный РМ и бортовую аппаратуру (БА) ЛА.

Типы СБН различаются по виду информативного параметра сигнала, используемого для определения азимута, по формату сигнала, служащего для определения дальности, а также по структуре системы в целом. Наибольшее распространение получили отечест-

венная система РСБН, стандартизированная ИКАО зарубежная система VOR/DME и система Тасап (табл. 5.1).

Система РСБН использует временной метод для определения азимута и дальности. В состав системы входят АДРМ и БА. Система работает в диапазоне дециметровых волн. Отличительная особенность системы — возможность наземного наблюдения воздушной обстановки, определения координат и опознавания ЛА, а также использования БА для посадки при наличии посадочных РМ дециметрового диапазона.

Система VOR/DME основана на фазовом методе определения азимута и временным методе определения дальности. Система образуется при территориальном совмещении АРМ типа VOR и ДРМ типа DME, которые могут использоваться самостоятельно, образуя соответственно угломерную или дальномерную СБН. На борту ЛА для определения азимута и дальности служат отдельные устройства. АРМ рабо-

тает в диапазоне метровых, а ДРМ — дециметровых волн.

Система Тасап по принципу действия и назначению близка к системе VOR/DME. В некоторых вариантах систем Тасап возможно наземное наблюдение воздушной обстановки. В состав системы входит АДРМ и БА, измеряющая азимут и дальность ЛА. Известна также система VORTAC. — сочетание угломерного РМ VOR с ДРМ системы Тасап.

5.3. ФОРМИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В СБН

Определение МЛА — по сетке линий положения (ЛП) — радиальных линий (линий равных азимутов) и окружностей (линий равных дальностей), в точке пересечения которых находится искомое МЛА (см. табл. 1.1). Третья координата определяется высотометром, не входящим в состав СБН.

Таблица 5.1. Основные параметры систем ближней навигации

Параметр	РСБН		VOR/DME		Тасап
	КА	КД	КА	КД	КА* ¹
Погрешность определения НП (2а):					
прогнозируемая	0,25°	200 м	4,7° (0,5°)* ²	185 м	4,5° (1°)* ³
повторяющаяся	Нет данных		4,3°	185 м	4,5° (1°)
относительная	То же		2,33°	185 м	4,5° (1°)
Диапазон частот, МГц:					
канал азимута	873,6... 935,2	—	108...118	—	960...1215
> дальности (запрос)	—	772... 812,8	—	1025... 1150	—
канал дальности (ответ)	—	939,6... 1000,5	—	960... 1215	—
Число частотно-кодовых каналов	40(88)* ⁴	40(88)* ⁴	160	252	252
Пропускная способность, число ЛА	∞	100	∞	100	∞

*¹ Параметры КД систем VOR/DME и Тасап идентичны.

*² VOR (DVOR)

*³ Грубая (точная) шкала.

*⁴ РСБН-2Н (РСБН-4Н).

Специфика ЛП отражается на точностных характеристиках СБН. Угол пересечения ЛП равен 90° , т. е. точность определения МЛА не зависит от азимута ЛА. Расхождение линий равных азимутов с увеличением расстояния до РМ приводит к росту линейной погрешности $\Delta ЛП = D \operatorname{tg} \Delta A$, где ΔA — погрешность определения азимута.

Особенность определения МЛА — возможность решения навигационной задачи на плоскости, так как обычно расстояние до РМ намного превышает высоту полета. На удалении 100 км от РНТ (РМ) при высоте полета 10 км погрешность вследствие замены наклонной дальности, измеряемой СБН, ее проекцией на горизонтальную плоскость не превышает 1 %.

Навигационная информация формируется с помощью наземных РМ, метод работы которых зависит от канала СБН и типа РМ.

Канал азимута СБН строят на основе либо временного, либо фазового метода. АРМ формирует азимутальный сигнал, информативный параметр которого зависит от азимута точки приема. Момент начала отсчета азимута в БА определяется по опорному сигналу, который передается с РМ. Информация об азимуте заключена в сдвиге принятого сигнала относительно опорного по времени (временной метод) или по фазе (фазовый метод). Временной метод используется в отечественных СБН, фазовый — в зарубежных. В системе VOR/DME в зависимости от структуры излучаемого АРМ сигнала различают стандартный VOR, доплеровский VOR (DVOR) и прецизионный доплеровский VOR (PDVOR).

Канал дальности всех СБН основан на принципе «запрос-ответ», что способствует увеличению дальности действия, но приводит к ограничению пропускной способности.

5.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ КАНАЛА АЗИМУТА СБН

Канал азимута систем типа РСБН имеет антенную систему, ДН которой в горизонтальной плоскости состоит из двух лепестков (ДН-1 на рис. 5.1, а) и вращается с частотой $\Omega_{\text{вр}} = 100$

об/мин $\approx 600^\circ/\text{с}$ ($F_{\text{вр}} \approx 1,66 \text{ Гц}$). В пределах ДН-1 излучаются немодулированные колебания. Приемное устройство БА выделяет импульс АС, образующийся при прохождении ДН-1 через точку приема (рис. 5.1, б). Импульс АС при азимуте ЛА, равном А, запаздывает на время $t_A = A/\Omega_{\text{вр}}$ относительно момента t_0 начала отсчета азимута, за который принимается момент совпадения минимума ДН-1 с северным направлением меридиана.

Для выделения информации об азимуте применяют измеритель времени ИВ (рис. 5.1, в), который запускается северным сигналом СС. Последний поступает со схемы выделения СВСС и соответствует моменту t_0 . Закрывается ИВ азимутальным импульсом АИ со схемы СВАИ.

Азимутальный сигнал АС, принимаемый на ЛА, имеет форму двоякого колоколообразного импульса, повторяющую форму ДН-1. Импульсы АС следуют с частотой $F_{\text{а.с}} = F_{\text{вр}}$. Для повышения точности время t_A отсчитывают по азимутальному импульсу АИ, который соответствует точке на заднем фронте первого импульса АС, где крутизна огибающей максимальна (рис. 5.2). Возникающая из-за смещения АИ относительно минимума АС погрешность постоянна и равна 1° .

Опорный сигнал излучается ненаправленной антенной АРМ (ДН-2 на рис. 5.1, а) и содержит две последовательности импульсов, которые по числу импульсов, приходящихся на один оборот ДН-1, называют опорными сигналами 35 и 36. Разность частот следования этих импульсов $F_{36} - F_{35} = F_{\text{вр}}$. В момент t_0 импульсы обеих последовательностей совпадают, что используют для формирования северного сигнала СС (см. рис. 5.1, б). Импульсы 36 следуют через каждые 10° оборота ДН-1.

Цифровой метод измерения азимута основан на определении числа счетных импульсов за интервал между СС и АИ. При известном периоде следования счетных импульсов $T_{\text{с.и}}$ их число N_A есть мера азимута $= \Omega_{\text{вр}} T_{\text{с.и}} N_A$. Дискретность отсчета, свойственная цифровому методу измерения, должна быть много меньше суммарной погрешности СБН, т. е.

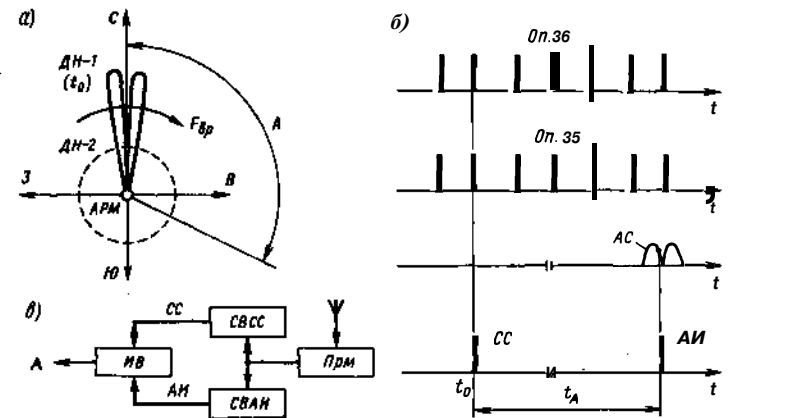


Рис. 5.1. Канал азимута систем типа РСБН:

а — ДН антенн АРМ; б — графики основных сигналов; в — упрощенная структурная схема бортовой аппаратуры

$\Delta A_{\text{д.т}} \ll \sigma_A$, где $\Delta A_{\text{д.т}}$ — цена младшего разряда счетчика импульсов. При $\Delta A_{\text{д.т}} = 0,02^\circ$ частота следования счетных импульсов $F_{\text{с.и}} = 1/T_{\text{с.и}} = \Omega_{\text{вр}}/\Delta A_{\text{д.т}} = 30 \text{ кГц}$ ($N_A = 1$), а число разрядов счетчика $n_{\text{сч}} = \lceil 3,322 \lg x \rceil$, где $x = 360/\Delta A_{\text{д.т}}$, а знак $\lceil \cdot \rceil$ означает ближайшее большее число. Для определения азимута в пределах 360° требуется 15-разрядный счетчик. Первые 10 разрядов выполняют функции точного измерителя азимута ($A_{\text{тах}} = 10^\circ$), а остальные — грубого (с дискретом $\Delta A_{\text{д.т}} = 10^\circ$).

Цифровой измеритель азимута используется, например, в бортовой аппаратуре типа РСБН-7С (рис. 5.3). Счетные импульсы от стабилизированного генератора ГСИ подсчитываются точным счетчиком Сч-1. Импульсы переполнения этого счетчика (соответствующие 10° по азимуту) считает грубый счетчик Сч-2. С некоторым упреждением переполнения Сч-1 вырабатывает импульс запуска строба 36 для схемы контроля и управления СКУ-1. В момент совпадения строба 36 с очередным опорным сигналом 36 схема СКУ-1 устанавливает счетчик Сч-1 на нуль, поэтому начальные показания Сч-1 всегда привязаны к опорным сигналам 36, т. е. к 10° -градусным интервалам

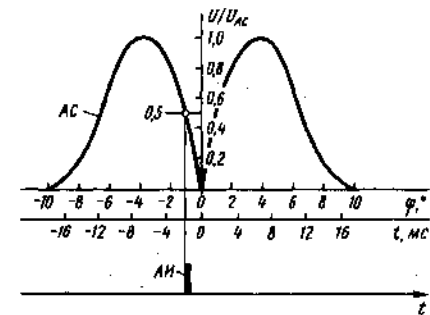


Рис. 5.2. Азимутальный сигнал АС и соответствующий ему азимутальный импульс АИ

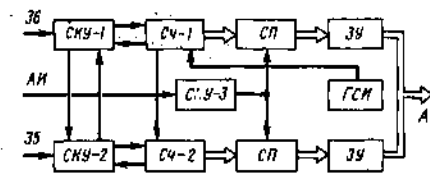


Рис. 5.3. Структурная схема измерителя азимута РСБН

поворота ДН-1 по азимуту. Счетчик Сг-2 при приближении записанного в нем числа к значению, соответствующему 180°, вырабатывает импульс запуска строга 180 для схемы СКУ-2. В пределах этого строга появляется опорный сигнал 36 (соответствующий углу поворота ДН-1, равному 180°), а с интервалом 36°/7 — опорный 35, а с моментом прихода которого СКУ-2 вырабатывает импульс установки Сч-2 в положение 180°. Приходящий АИ поступает на СКУ-3 и разрешает работу схем переписи СП содержимого счетчиков в запоминающее устройство ЗУ. Число в ЗУ определяет азимут ЛА и меняется только при поступлении следующего АИ. Схемы СКУ используются для контроля наличия сигналов РМ с целью индикации работоспособности БА.

Принцип действия стандартного VOR (рис. 5.4) основан на формировании амплитудно-модулированного (АМ) сигнала, в котором информация об азимуте заключена в фазе огибающей. Антенна АРМ создает ДН, имеющую форму окружности со смещенным центром и вращающуюся с частотой $F_{\text{вр}} = 30$ Гц. Вращение ДН приводит к амплитудной модуляции принимаемого сигнала с той же частотой $F_{\text{вр}}$. В точке с произвольным азимутом А фаза огибающей принимаемого АМ сигнала запаздывает относительно фазы АМ сигнала, принимаемого в северном направлении, на $\psi_A = \Omega_{\text{вр}} t_A = A$.

В бортовой аппаратуре VOR необходимо выделить из принятого сигнала низкочастотное напряжение, фаза которого зависит от азимута (азимутальный сигнал), и сравнить его фазу с некоторой постоянной фазой опорного сигнала, передаваемого АРМ. Эти функции выполняют схемы выделения соответствующих сигналов СВАС и СВОС (рис. 5.4, з).

Азимутальный сигнал u_A представляет собой выделенное из огибающей принимаемого АМ сигнала синусоидальное напряжение с частотой $F_{\text{вр}} = 30$ Гц. Этот сигнал принято называть сигналом переменной фазы, так как его фаза численно равна азимуту точки приема.

Опорный сигнал, излучаемый АРМ,

представляет собой частотно-модулированные (ЧМ) поднесущие колебания со средней частотой $f_n = 9960$ Гц. Модулирующим напряжением служит сигнал опорной фазы u_0 , имеющий частоту 30 Гц и фазу, равную фазе сигнала u_A при $A = 0$. Поднесущими ЧМ колебаниями модулируют по амплитуде колебания несущей частоты АРМ.

Принимаемый сигнал на ЛА с азимутом А записывается в виде

$$u = U_m [1 + m \sin(\Omega_{\text{вр}} t - A) + m_n \sin(\omega_n t - m_{\text{чм}} \cos \Omega_{\text{вр}} t)] \sin \omega_0 t,$$

где m и m_n — коэффициенты глубины АМ, создаваемой соответственно вращением ДН и при модуляции поднесущими колебаниями; $m_{\text{чм}}$ — индекс частотной модуляции. Спектр этого сигнала показан на рис. 5.4, д.

Структурная схема БА (рис. 5.5) содержит два включенных после Прм фильтра. Фильтр $\Phi-1$ выделяет сигнал переменной фазы u_A , который после усилителя У подается на фазовый дискриминатор ФД — чувствительный элемент следящего измерителя фазы ИФ. Фильтр $\Phi-2$ выделяет опорный сигнал, который проходит усилитель-ограничитель УО, срезающий паразитную АМ, и подается на частотный детектор ЧД, где выделяется сигнал опорной фазы u_0 . В фазовращателе ФВ фаза сигнала u_0 изменяется на $\psi_{\text{фв}}$, а затем сдвигается на 90°.

Фазовый дискриминатор выделяет сигнал ошибки

$$\Delta U_{\text{ф.д.}} = U_{\text{ф.д.}} \cos(\psi_A - \psi_{\text{фв}} - 0,5\pi) = U_{\text{ф.д.}} \sin(\psi_A - \psi_{\text{фв}}).$$

Под действием сигнала ошибки электродвигатель ЭД поворачивает ротор ФВ до тех пор, пока не будет выполнено условие $\psi_{\text{фв}} = \psi_A$. По углу поворота ротора ФВ можно определить фазу ψ_A численно равную азимуту точки приема. Преобразователь Пр служит для питания ЭД от сети 400 Гц.

Принцип действия доплеровского VOR (рис. 5.6) основан на формировании ЧМ сигнала с центральной частотой $f_n = 9960$ Гц, в фазе модулирую-

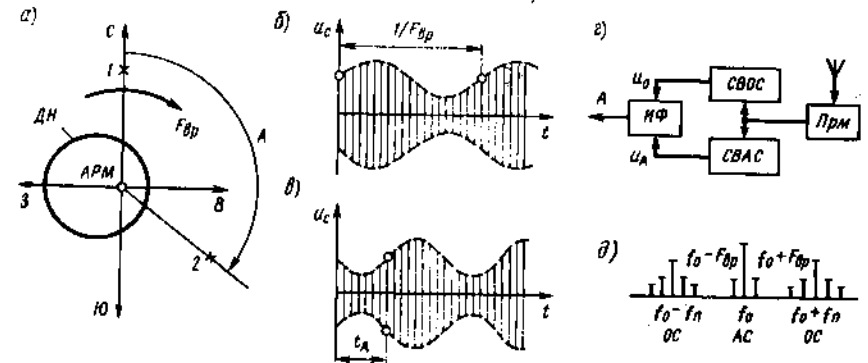


Рис. 5.4. Канал азимута системы VOR/DME:

а — ДН антенн АРМ; б и в — огибающие сигналов, принимаемых в точках 1 и 2 (модуляция поднесущими колебаниями не показана); з — упрощенная структурная схема бортовой аппаратуры; д — спектр принимаемого сигнала

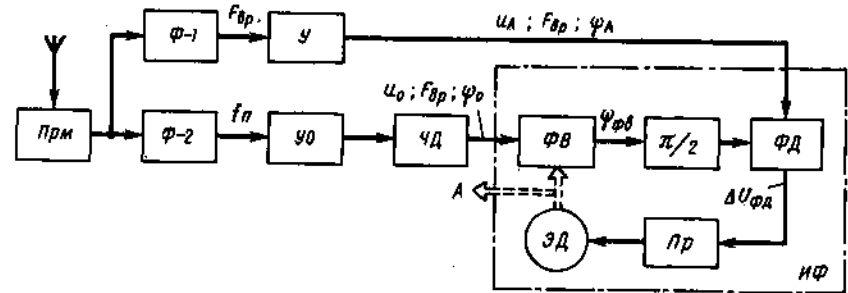


Рис. 5.5. Структурная схема бортовой аппаратуры VOR

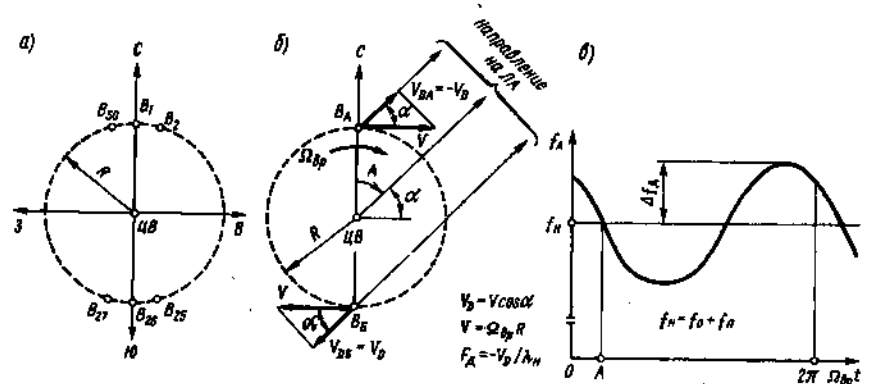


Рис. 5.6. Канал азимута системы VOR/DME с доплеровским радиомаяком DVOR: а — антенная система АРМ; б — эквивалентная антенная система с вращающимся вибратором; в — изменение частоты сигнала, принимаемого от вибратора B_n

щего колебания которого содержится информация об азимуте точки приема. Сигнал опорной фазы передается с помощью амплитудной модуляции. Наилучшими параметрами обладают двухполосный DVOR и прецизионный DVOR (PDVOR).

Двухполосный DVOR имеет антенную систему (рис. 5.6, а), которая состоит, например, из 50 вибраторов (B_1, \dots, B_{50}), размещенных равномерно по окружности радиусом R . Противоположные вибраторы, например B_1 и B_{26} , питают токами с частотами $f_{\pm, \sigma} = f_0 \pm f_n$, где f_0 — несущая частота. Поочередное (с помощью коммутатора) подключение пар вибраторов к источникам высокой частоты имитирует их вращение по окружности (B и B_0 на рис. 5.6, б). Принимаемые на ЛА колебания из-за доплеровского сдвига F_d имеют частоты $f_{\pm, \sigma} = f_0 \pm f_n \mp F_d \sin \alpha$ ($\Omega_{pp} t - A$), т. е. промодулированы по частоте с девиацией $\Delta f_d = \Omega_{pp} R / \lambda_0$, где $\lambda_0 = c / f_0$. Центральный вибратор ЦВ излучает АМ колебания $e_{\pm} = E_{m\pm}(1 + m \sin \Omega_{pp} t) \cos \omega_0 t$. В результате суммирования полей центрального и «вращающихся» вибраторов в точке приема образуется сигнал

$$e = E_{m\pm} \left\{ 1 + \frac{m \sin \Omega_{pp} t}{-A} + m_n \cos[\omega_n t - m_{\text{чм}} \cos(\Omega_{pp} t - A)] \cos \omega_0 t \right\}$$

по структуре идентичный сигналу стандартного VOR с той только разницей, что информация об азимуте заключена в фазе ЧМ колебания, а сигнал опорной фазы передается посредством АМ. Индекс частотной модуляции $m_{\text{чм}} = 2\pi R / \lambda_n$. Для обработки такого сигнала пригоден обычный приемник VOR, на частотном детекторе которого (см. рис. 5.5) выделяется азимутальный сигнал, а через фильтр Ф-1 проходит сигнал опорной фазы. Главное достоинство DVOR — меньшая, чем в VOR, зависимость точности от рельефа местности.

Прецизионный DVOR позволяет практически полностью исключить влияние рельефа местности на точность канала азимута. В радиомаяках PDVOR информация об азимуте передается так же, как и в DVOR, а для

передачи сигнала опорной фазы служит поднесущая частота $f_{n,0} = 6500$ Гц, модулируемая по частоте.

Преимущества PDVOR могут быть реализованы только при специальном приемнике. При обычном приемнике точность определения азимута по сигналам PDVOR и DVOR одинакова. В спектре сигнала PDVOR сохранены составляющие, соответствующие опорному сигналу DVOR.

5.5. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ КАНАЛА ДАЛЬНОСТИ СБН

Канал дальности всех СБН основан на импульсном (временном) методе. Информация о дальности заключена в интервале времени между моментом излучения с ЛА сигнала запроса дальности (ЗД) и моментом приема сигнала ответа дальности (ОД) с наземного ДРМ.

Состав канала дальности (рис. 5.7) определяется принятым в СБН принципом «запрос-ответ». Генератор запросных импульсов ГЗИ запросчика формирует кодированные сигналы ЗД. Импульсы ЗД модулируют Прд-3 и излучаются на несущей частоте f_1 . В Прм-0 ответчика эти сигналы усиливаются, детектируются и декодируются. Формирователь сигнала ФСО задерживает полученный с Прм-0 импульс на определенное время $t_{a,3}$ и вырабатывает код ОД. Сформированный сигнал ОД поступает на Прд-0 и излучается ненаправленной антенной на несущей частоте f_2 . Сигнал ОД усиливается, детектируется и декодируется в Прм-3. Измеритель времени ИВ измеряет интервал t_n между моментом начала формирования ЗД и моментом приема ОД: $t_n = 2D/c + t_{a,3} = t_D + t_{a,3}$, где D — искомое расстояние от ЛА до ДРМ; c — скорость распространения радиоволн. При известной задержке $t_{a,3}$ (учитываемой при измерении) дальность $D = 0,5ct_D$.

Сигналы ЗД и ОД передаются на разных частотах с использованием отличающихся друг от друга кодов. Эта мера позволяет избежать запуска ДРМ (и формирования ложных ответов дальности) сигналами ДРМ, отраженными от местных объектов, уменьшить влия-

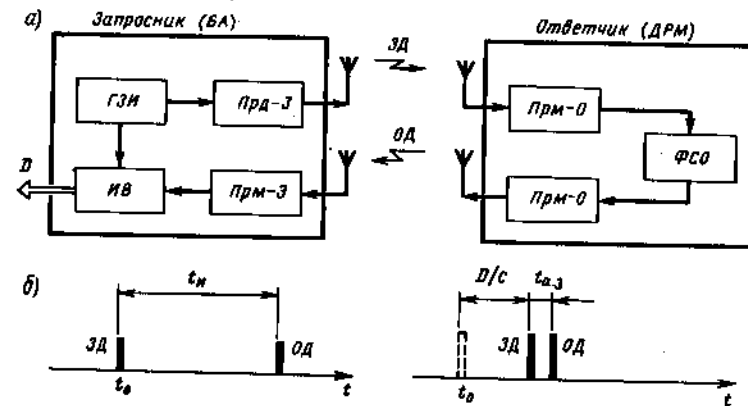


Рис. 5.7. Структурная схема канала дальности СБН (а) и график сигналов (б)

ние соседних радиомаяков и повысить помехоустойчивость КД.

Измеритель дальности основан на цифровом методе и определяет число счетных импульсов за интервал времени t_n между импульсом ЗД и импульсом ОД. При известном периоде следования счетных импульсов $T_{сч}$ их количество N_D является мерой дальности: $D = 0,5ct_{сч}N_D$. При частоте следования $F_{сч} = 1/T_{сч} = 0,96$ МГц погрешность дискретности отсчета равна 0,156 км и для измерения дальности до 500 км требуется 12-разрядный счетчик.

Принцип действия измерителя дальности РСБН (рис. 5.8) предусматривает формирование временного интервала между импульсами запроса дальности ИЗД с помощью генератора тактовых импульсов ГТИ, сигнал которого в начале каждого периода повторения (такта) открывает электронный ключ ЭК и разрешает поступление счетных импульсов с генератора ГСИ на счетчик Сч. Одновременно с началом счета Сч включает формирователь запроса дальности ФЗД, кодированный сигнал с которого поступает на Прд. Импульс ответа дальности ИОД формируется при обработке сигнала ОД в ПУТ.

Поиск «своего» ответного сигнала начинается с дальности, соответствующей известной аппаратурной задержке

$t_{a,3}$. В исходном состоянии в запоминающем устройстве ЗУ записано число, пропорциональное дальности $D_0 < 0,5ct_{a,3}$. Схема сравнения СС в момент совпадения непрерывно увеличивающегося числа в Сч с записанным в ЗУ запускает генератор стробов ГС, вырабатывающий широкий ШСИ и узкий УСИ стробирующие импульсы. ШСИ открывает стробирующий усилитель СУ и разрешает прохождение ИОД на ЭК. Первый ответный сигнал («свой» или «чужой» ИОД) закрывает ЭК, и счет в Сч прекращается. Поэтому записанное в Сч число соответствует дальности $D_1 > D_0$. В середине периода повторения ИЗД генератор ГТИ вырабатывает импульс, который разрешает переписи содержимого Сч в ЗУ и устанавливает в исходное состояние Сч и ГС. Сигнал разрешения переписи формируется в контрольном устройстве КУ, управляющем схемой переписи СП.

В следующем периоде повторения ИЗД строб-импульсы вырабатываются с задержкой $t_{3,2} = t_D$, а записанное в Сч время t_{D2} будет больше t_D , так как ЭК может запретить только тот сигнал или помеха, которые пришли во время ШСИ. Таким образом, записанная в Сч и в ЗУ дальность с каждым периодом повторения ИЗД возрастает, что вызывает смещение ШСИ и УСИ, т. е. поиск ИОД. Если ИОД отсутствует,

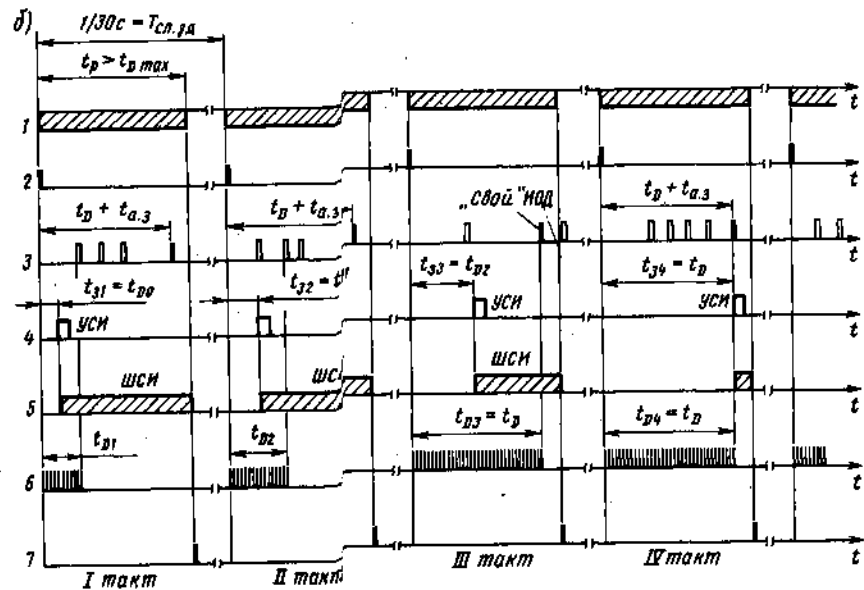
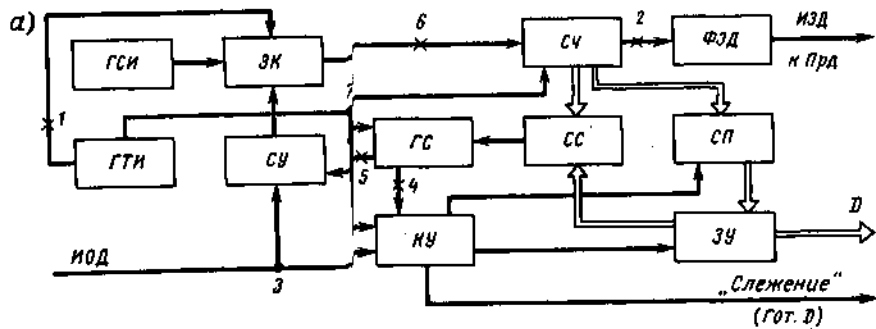


Рис. 5.8. Структурная схема ИЗД в характерных точках (б) дальности РСБН (а) и графики сигналов

то работа Сч прекращается при его переполнении, и в следующем периоде повторения ИЗД поиск начинается с «Своей» ИОД всегда задержан относительно ИОД на одно и то же время $t_n = t_D + t_{a.3}$. Этот импульс одним из тактов работы запросчика СО с УСИ и пройдет в КУ, который управляет УСИ. Одновременно этот ИОД остановит Сч. В этом такте за ВСИЗУ дальность соответствует

истинной дальности до ДРМ. Контрольное устройство КУ подсчитывает число поступивших на него ИОД в соседних тактах. При приеме, например, пяти ИОД подряд КУ выдает сигнал «Слежение».

Слежение за ответным сигналом начинается с выдачи команды на сопряженные с КД устройства и системы, разрешающей использование записанных в ЗУ данных. В режиме

слежения стробы выставляются с задержкой t_n и определяется дальность только по «своему» ответному сигналу. При временном пропадании ИОД схема запоминает значение t_n , соответствующее последнему определению дальности, и выставляет стробы несколько раз подряд (например, семь) с одной и той же задержкой t_n для предупреждения перехода измерителя в режим поиска.

Принцип действия измерителя дальности системы VOR/DME и Тасап аналогичен в силу общности форматов сигналов КД этих систем. В отечественном запросчике СД-75, предназначенном для работы с ДРМ типа DME и Тасап, используется цифровой следящий измеритель дальности (рис. 5.9). Для запуска измерителя служат импульсы синхронизатора ИС, определяющие частоту повторения сигналов ЗД, равную 80...120 Гц в режиме поиска и 10...15 Гц в режиме слежения. Из этих импульсов в устройстве управления УУ формируется импульс пуска счетчика УУ и измерительного счетчика Сч.И.

Режим поиска начинается со сброса Сч.И и счетчика выработки стробов Сч.ВС импульсом УУ, поступающим через селекторы С-1 и С-2. После этого селектор С-1 производит привязку импульса пуска к частоте стабилизированного генератора 3,0 или 3,2 МГц в

зависимости от масштаба измерения (0,05 или 0,025 мор.мили) и запуск Сч.И. Счет в Сч.И прекращается при поступлении первого в моменте запуска импульса с приемника. Начальное состояние Сч.И соответствует $D_0 = D_{max} - 0,5ct_{a.3}$. Измеренное значение дальности D в следующем такте переписывается в Сч.ВС в обратном коде через схему переписи СП (сигналы управления с УУ на схеме не показаны). Счетчик Сч.ВС аналогичен Сч.И и предназначен для получения поискового ПС и контрольного КС стробов. Первый из них длится до конца такта и разрешает прохождение импульсов с Прм на остановку Сч.И. Контрольный строб имеет длительность 8 мкс (24 дискрета по дальности) и разрешает прохождение ИОД на схему логики СЛ, которая управляет режимами поиска и слежения.

В следующем такте Сч.ВС начинает счет с D_1 . Счетчик Сч.ВС с некоторым упреждением переполнения при D_{max} формирует ПС и КС. Так как ПС разрешает прохождение на С-1 только тех ИОД, которые проходят с дальности $D_2 > D_1$, то от такта к такту производится последовательный поиск импульсов в направлении увеличения их задержки (дальности). При отсутствии ИОД счетчик Сч.И останавливается импульсом переполнения и поиск начинается с начала шкалы дальностей.

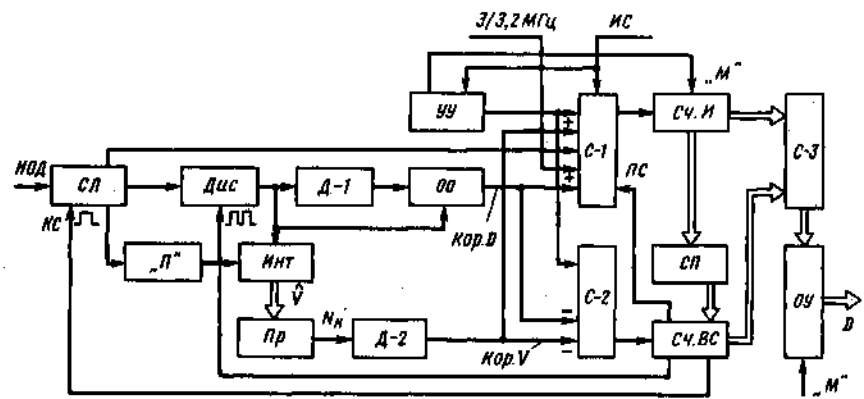


Рис. 5.9. Структурная схема следящего цифрового измерителя дальности

«Свой» ИОД останавливает Сч.И на одной и той же дальности D . Импульсы КС вырабатываются с одинаковой задержкой и совпадают с ИОД. При двухкратном совпадении включается схема логики, представляющая собой обнаружитель, основанный на критерии «4 из 10». При остановке Сч.И на одной и той же дальности четыре раза в течение 10 тактов измеритель переводится в режим слежения.

Режим слежения основан на измерении задержки (дальности) между импульсом пуска Сч.ВС и серединой КС. В этом режиме Сч.И закрывается в конце КС, а ИОД используется только для контроля выполнения критерия обнаружения в СЛ. Чувствительный элемент следящего измерителя — дискриминатор Дис имеет релейную характеристику и сравнивает задержки ИОД и середины КС, для чего использует левый и правый полустробы КС. Когда ИОД присутствует только в одном полустробе, КС сдвигается на один дискрет в сторону уменьшения ошибки. Для уменьшения влияния помех решение о коррекции задержки КС принимается по результатам четырех измерений. Функцию усредняющего элемента выполняет двухразрядный реверсивный счетчик делителя Д-1, на выходе которого импульс коррекции дальности («Кор. Д») появляется только тогда, когда четыре раза подряд ИОД совпадает с данным полустробом. При необходимости увеличения задержки полустробов КС на один дискрет увеличивается число, записанное в Сч.И, а при уменьшении задержки — в Сч.ВС.

Уменьшение динамических погрешностей достигается повышением астатизма следящей системы. Импульсы сигнала ошибки с Дис подаются на интегратор Инт (шестизразрядный реверсивный счетчик). Пропорциональное скорости V число с Инт в обратном или прямом коде в зависимости от знака скорости переписывается в счетчик преобразователя Пр, который подсчитывает число импульсов, начиная с записанного в него числа до переполнения, и вырабатывает серию импульсов N_k коррекции по скорости. Эти импульсы проходят через делитель Д-2 и в

зависимости от знака скорости поступают на Сч.И или Сч.ВС («Кор. V»). Коррекция приводит к перемещению стробов на число дискретов дальности, пропорциональное скорости ЛА. При большой скорости ЛА, когда временное рассогласование ИОД с центром КС возрастает, ограничитель ошибки ОО отключает делитель Д-1 и коррекция дальности производится в каждом такте работы радиодальномера.

Режим «Память» предусмотрен на случай временного пропадания ИОД. При нарушении критерия обнаружения СЛ включает схему памяти «П». В течение этого времени следящая система продолжает смещать КС с той скоростью, которая была выработана на момент перехода в режим «Память». Если за 8...12 с схема логики обнаруживает сигнал, то измеритель возвращается в режим слежения за дальностью, в противном случае начинается поиск ИОД.

Съем данных производится с отсчетного устройства ОУ, связанного с Сч.ВС через селектор С-3. Измеренная дальность в виде 32-разрядного двоично-десятичного кода поступает на индикатор и к внешним системам. Дальность выдается в километрах или морских милях в зависимости от выбранного масштаба («М»).

5.6. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ КАНАЛОВ ПОСАДКИ И ИНДИКАЦИИ В СИСТЕМАХ ТИПА РСБН

Канал посадки предназначен для определения угловых отклонений ЛА от линии курса (оси ВПП) в горизонтальной плоскости и от линии глиссады (номинальной траектории снижения) в вертикальной плоскости. Наземное оборудование канала посадки состоит из курсового (КРМ), глиссадного (ГРМ) и дальномерного (ДРМ) радиомаяков. Курсовой радиомаяк работает на частотах канала азимута РСБН, а ГРМ и ДРМ — на частотах канала дальности.

Принцип действия курсового и глиссадного радиомаяков аналогичен. Зона действия КРМ образуется двумя пересекающимися в горизонтальной плоскости ДН, которые создаются в про-

странстве поочередно и переключаются с частотой 12,5 Гц. Одновременно с переключением ДН меняется частота модуляции излучаемого сигнала. Зона действия ГРМ создается двумя ДН, пересекающимися в вертикальной плоскости. В обоих радиомаяках используются одинаковые частоты модуляции (1300 и 2100 Гц).

Принцип действия бортовой аппаратуры канала посадки основан на сравнении сигналов с различными частотами модуляции и определении коэффициента разнослышимости КРС:

$$KRC_k = (U_{1k} - U_{2k}) / (U_{1k} + U_{2k});$$

$$KRC_r = (U_{1r} - U_{2r}) / (U_{1r} + U_{2r}),$$

где U_1 и U_2 — амплитуды сигналов с частотами модуляции 1300 и 2100 Гц, а индексы «к» и «r» означают принадлежность к каналу курса или глиссады.

Бортовая аппаратура канала посадки (рис. 5.10) имеет общий высокочастотный тракт ВЧТ с каналами азимута и дальности основной аппаратуры РСБН и общий запросчик дальномера. Сигналы КРМ и ГРМ усиливаются соответственно в УПЧ-А и УПЧ-Д каналов азимута и дальности. Сигналы КРМ после детектирования в УПЧ-А разделяются фильтрами Ф-1к и Ф-2к по частотам модуляции, выпрямляются (В-1к и В-2к), фильтруются (Ф-1к и Ф-2к) и поступают на балансную схе-

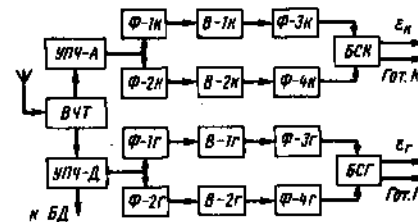


Рис. 5.10. Структурная схема канала посадки систем типа РСБН

му сравнения БСК. Сигнал БСК ϵ_k , пропорциональный КРС_к, подается на приборы, показывающие угловое отклонение ЛА от линии курса, и в САУ. Одновременно формируется сигнал исправности (готовности) канала курса «Гот.К». Аналогичную обработку проходят и сигналы ГРМ.

Канал индикации (рис. 5.11) предназначен для определения на АДРМ и КДП координат ЛА, работающих с данным АДРМ. Координаты ЛА в виде азимута и дальности считываются с ИКО, установленного на АДРМ, и с выносного индикатора, расположенного на КДП.

Принцип действия канала индикации — «запрос-ответ». Функцию запросчика выполняет АДРМ, а ответчика — бортовая аппаратура РСБН.

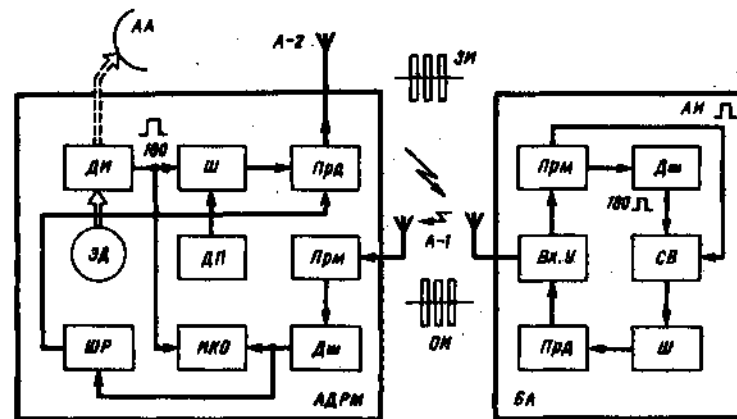


Рис. 5.11. Структурная схема канала индикации систем типа РСБН

Т а б л и ц а 5.2. Параметры рабочей зоны СБН

Канал системы	$W(x, y)$	$\sigma_{х,п}$	$K_{л,п}$	σ_w
Дальномерный	$2D = 2(x^2 + y^2)^{1/2}$	$0,5\sigma_D$	0,5	σ_D
Азимутальный	$A = \arctg(x/y)$	$0,0175D\sigma_A$	D	σ_A

Для запроса индикации (ЗИ) используется последовательность импульсов (сигналы 180), которые излучаются ненаправленной антенной А-2 радиомаяка и формируются датчиком ДИ, установленным на азимутальной антенне АА. С датчика ДИ через каждые 2° поворота АА снимаются импульсы, которые поступают на запуск развертки ИКО и в шифратор Ш сигналов 180. В шифраторе сигналы 180 кодируются трехимпульсным кодом и поступают на передатчики канала дальности. Принятые ЗИ после бортового приемника декодируются в дешифраторе ДШ и поступают на схему выделения СВ, куда подается также азимутальный импульс АИ. В момент совпадения ЗИ с АИ формируется сигнал ответа индикации (ОИ).

Сигнал ЗИ используется одновременно для опознавания РМ на борту ЛА. С этой целью второй импульс трехимпульсной кодовой посылки манипулируется в соответствии с принятым данному РМ индексом. Кроме того, в шифраторе сигналов ЗИ предусмотрена возможность передачи позывных РМ с помощью дополнительного четвертого импульса. Сигнал позывных снимается с датчика ДП.

Сигнал ОИ кодируется трехимпульсным кодом и излучается с помощью бортового передатчика. На РМ сигналы ОИ декодируются в дешифраторе Дш и поступают на ИКО и шифратор ретрансляции ШР. Развертка ИКО запускается одновременно с излучением ЗИ. Яркая отметка на экране ИКО появляется на линии развертки, соответствующей азимуту ЛА. Расстояние от начала развертки до этой отметки пропорционально дальности до ЛА.

5.7. ПАРАМЕТРЫ СБН

Рабочая зона СБН рассчитывается по формулам, приведенным в параграфе 1.5. Коэффициент корреляции погрешностей ρ принимается равным нулю. Параметры, характеризующие рабочую зону СБН (табл. 5.2), выражаются в декартовой системе координат (X, Y) с центром в РНТ. При построении рабочей зоны задаются погрешностями определения НП $\sigma_w(\sigma_A \text{ и } \sigma_D)$ и тре-

буемой точностью определения местоположения $\sigma_{м.т.}$

Рабочие зоны возможных вариантов СБН (рис. 5.12), рассчитанные при $\sigma_{D1} = \sigma_{D2} = 0,1$ км; $\sigma_{A1} = \sigma_{A2} = 0,25^\circ$; $\sigma_{м.т.} = 0,2$ км и $B = 31$ км, свидетельствуют о достоинствах дальномерной СБН. Преимущество этой системы по сравнению с наиболее распространенной азимутально-дальномерной по точности определения МЛА при одинаковых значениях дальномерной погрешности σ_D характеризуется отношением

$$\frac{\sigma_{м.т.д}}{\sigma_{м.т.а}} = \frac{4\sqrt{2}DB}{4D^2 + B^2} [0,25 + \left(0,0175 \frac{\sigma_A}{\sigma_D}\right)^2 D^2]^{1/2}$$

Соответствующий график, показанный на рис. 5.13, построен при следующих условиях: $2\sigma_{D1} = 2\sigma_{D2} = 2\sigma_D = 0,2$ км; $2\sigma_A = 0,25$ км; $B = 200$ км; ЛА находится на перпендикуляре к середине базы дальномерной СБН; азимутально-дальномерный радиомаяк расположен в центре базы дальномерной системы.

Рабочая зона азимутально-дальномерной СБН ограничена кривой равной точности, имеющей форму окружности (зона а на рис. 5.12). В этой СБН угол $\gamma = 90^\circ$. Радиус рабочей зоны

$$R_{р.з.} = 57,3(\sigma_{м.т.г}^2 - 0,25\sigma_D^2)^{1/2} \sigma_A^{-1}$$

Рабочая зона дальномерной СБН имеет форму окружностей, опирающихся на базу системы Б, как на хорду (зона б). Переменная величина при расчете рабочей зоны — угол γ , текущее значение которого для кривой равной точности, соответствующей $\sigma_{м.т.г}$,

$$\gamma = \arcsin[0,5(\sigma_{D1}^2 + \sigma_{D2}^2)^{1/2} \sigma_{м.т.г}^{-1}]$$

Рабочая зона азимутальной (пеленгационной) СБН (зона в) находится из выражения

$$\sigma_{м.т.г} = 0,0175(D_1^2 \sigma_{A1}^2 + D_2^2 \sigma_{A2}^2)^{1/2} \cos \epsilon \gamma$$

Дальность действия СБН определяется уменьшением уровня сигнала с ростом расстояния до РМ и дальностью прямой видимости.

Уменьшение уровня сигнала при уда-

лении от РМ приводит к снижению отношения мощностей сигнала и шума q^2 и соответствующему ухудшению точности. Для увеличения дальности действия желательно использовать на наземных РМ направленные антенны, особенно в трактах передачи опорных и дальномерных сигналов в системах типа РСБН.

Дальность прямой видимости — фактор природного происхождения, связанный с квазиоптическим характером распространения радиоволн. Устойчивая радиосвязь на УКВ имеет место в пределах дальности прямой видимости $D_{п.в.}$ (в километрах), которая зависит от высоты подъема (в метрах) приемной h_2 и передающей h_1 антенн над земной поверхностью:

$$D_{п.в.} = 4,12(h_1^{1/2} + h_2^{1/2})^2$$

Антенны радиомаяков СБН обычно подняты на высоту порядка десятка метров, а высота подъема второй антенны определяется высотой полета $H \gg h_1$, поэтому $D_{п.в.} \approx 4,12 \sqrt{H}$ (рис. 5.14).

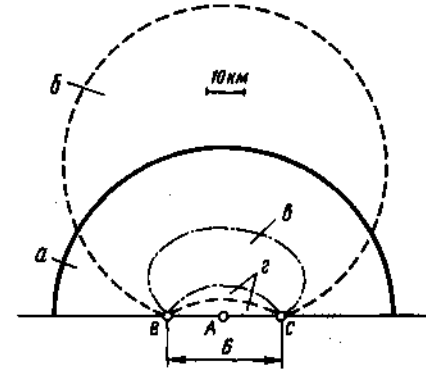


Рис. 5.12. Рабочие зоны СБН (вторые половины рабочих зон симметричны показанным):

а — азимутально-дальномерная СБН (наземные РНУ в точке А); б — дальномерная СБН (наземные РНУ в точках В и С); в — азимутальная СБН (наземные РНУ в точках В и С); г — нерабочие участки вблизи базы системы (размер базы выбран из условия максимальной площади рабочей зоны азимутальной СБН)

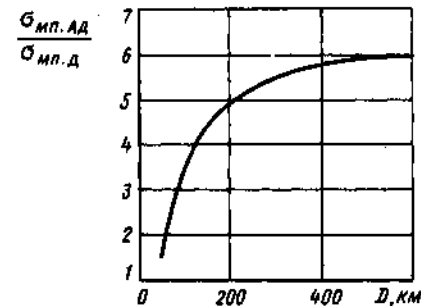


Рис. 5.13. Зависимость отношения погрешностей местоопределения азимутально-дальномерной $\sigma_{м.т.д}$ и дальномерной $\sigma_{м.т.а}$ СБН от дальности

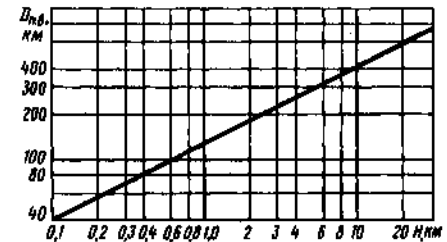


Рис. 5.14. Зависимость дальности прямой видимости $D_{п.в.}$ от высоты полета ЛА

Таблица 5.3. Параметры основных уравнений и инструментальная точность СБН

Тип РНУ	W	M	v	σ_{ψ}	σ_v
VOR	A	I	ψ_A	2,5°	2,5°
DME	2D	c	t_D	100 м	0,7 мкс
РСБН-А	A	$360F_{\text{пр}}=600^\circ/c$	t_A	0,125°	0,2 мс
РСБН-Д	2D	c	t_D	100 м	0,7 мкс

Примечание. Буквы А и D соответствуют каналу азимута и дальности.

Точность определения НП характеризуется СКП $\sigma_{\psi} = M\sigma_v$, где M — масштабный коэффициент; σ_v — СКП измерения информативного параметра сигнала v (табл. 5.3).

Основные составляющие суммарной погрешности СБН — флюктуационная погрешность, вызываемая шумом приемника и внешними помехами; погрешности, обусловленные дестабилизирующими факторами (отражения от местных объектов, изменение поляризации принимаемого сигнала и т. п.), и погрешности из-за несовершенства БА.

Пропускная способность СБН ограничивается ДРМ, так как его передатчик при данной средней мощности способен формировать число ответных сигналов, не превышающее определенное значение. К основным факторам, влияющим на пропускную способность, относятся минимально допустимый коэффициент ответов и максимально допустимый коэффициент заполнения.

Коэффициент ответов — отношение среднего числа импульсов ответов дальности $N_{0,д}$ к среднему числу импульсов запросов дальности $N_{3,д}$, т. е. $K_{отв} = N_{0,д}/N_{3,д}$. Уменьшение $K_{отв}$ эквивалентно увеличению энергетических потерь и приводит к снижению дальности действия. За минимально допустимый $K_{отв}$ принимают то его значение, при котором обеспечивается необходимая дальность действия и нормальная работа запросчиков (например, отсутствие срыва слежения за дальностью).

Коэффициент заполнения — величина, обратная скважности импульсов от-

вета дальности: $K_{зап} = \tau_n n_n / T_{0,д}$, где τ_n — длительность импульса; $T_{0,д}$ — средний период следования кодовых групп импульсов ответа дальности; n_n — число импульсов в кодовой группе. Под максимально допустимым $K_{зап}$ понимают такое его значение, при котором средняя мощность и тепловой режим передатчика дальномерного радиомаяка не выходят за расчетные пределы.

Нормы на системы типа РСБН регламентируют следующие параметры:

Частотный диапазон, МГц	772... 1000,5
Стабильность излучаемой частоты	$3 \cdot 10^{-4}$
Поляризация	горизонтальная
Дальность действия, % от $D_{п.в}$	75
Радиус нерабочей зоны над АДРМ, км, при высоте полета 3000 (5000) м	3(5)
Погрешность измерения (2а) номинальная (в наихудших условиях):	
азимута, градус	$0,25 + 4/D^*$ (1,0)
дальности, м	$200 + 0,03 \% D(1000)$
Пропускная способность, число ЛА	100

* Значение D в километрах.

Параметры сигналов систем типа РСБН должны соответствовать значениям, указанным в табл. 5.4.

Место установки АДРМ — ровная площадка радиусом не менее 500 м с

Таблица 5.4. Нормированные параметры сигналов РСБН

Сигнал	Вид кодированного сигнала	τ_n , мкс	$F_{сд}$, Гц	Кодовые интервалы, мкс			
				1	2	3	4
Радиолиния «земля — борт»							
Опорный 35		5,5	58,3	a=58	68	78	88
Опорный 36		5,5	60	a=18	28	38	48
Ответ дальности		1,5	30	a=14	16	18	20
Запрос индикации		1,5	300	a=6 b=6	8 6	10 6	12 6
Радиолиния «борт — земля»							
Позывной		1,5	300	a=6 b=6 c=4	8 6 4	10 6 4	12 6 4
Запрос дальности		1,5	30	a=25	19	21	23
Ответ индикации		1,5	1,67	a=9 b=7	5 9	5 11	9 5
Опознавание	Двухкратное повторение кода ответа индикации с интервалом 50...100 мкс						

* Допуск на τ_n составляет $\pm 0,5$ мкс при $\tau_n = 5,5$ мкс и $\pm 0,2$ мкс при $\tau_n = 1,5$ мкс.

уклоном не более 0,5°. Угол закрытия сооружений не более 0,5°. В радиусе 150 м от АДРМ допускается наличие кустарника и деревянных сооружений высотой, не превышающей 1,5 м.

Нормы ICAO на параметры канала азимута системы VOR/DME:

Частотный диапазон, МГц	108...117,975
Разнос частот соседних каналов, кГц	50
Стабильность несущей частоты	$2 \cdot 10^{-5}$
Поляризация	горизонтальная
Радиус нерабочей зоны над АРМ при высоте полета 6000 м, км	10,4
Погрешность измерения азимута (2а), градус: общая (без учета ошибок пилотирования)	3,6
вносимая аппаратурой АРМ	2
вносимая бортовой аппаратурой	3
Минимальное значение напряженности поля в пределах рабочей зоны, мкВ/м	90
Параметры амплитудной модуляции:	
стабильность частот 30 и 9960 Гц, %	1
глубина АМ, %	28...32
уровень гармоник частоты 9960 Гц, дБ:	
второй гармоники	-30
третьей	-50
четвертой и следующих гармоник	-60
Параметры частотной модуляции:	
индекс ЧМ	15...17
паразитная АМ в VOR (DVOR), %	5 (40)
Параметры сигнала опознавания АРМ (код Морзе):	
частота тональной АМ, Гц	1020 ± 50
глубина АМ, %	10
скорость передачи, слов/мин	7
периодичность, с	30

Контрольное устройство АРМ должно обеспечивать измерение параметров радиомаяка, создавать сигналы предупреждения о неисправности и аварийно выключать модуляцию сигнала или работающий комплект, если:

измеренный контрольным устройством пеленг изменился более чем на $\pm 1^\circ$;

уровни модуляционных составляющих высокочастотного сигнала уменьшились более чем на 15%;

неисправно контрольное устройство.

Контрольное устройство БА должно включать сигнализацию предупреждения об отказе (флажковую) при пропадании модуляционных составляющих с частотами 30 и 9960 Гц.

Место установки АРМ VOR — ровная площадка радиусом не менее 300 м, свободная от местных предметов и растительности. Допустимый уклон вниз от АРМ к периферии площадки не более 4%. Угол закрытия сооружениями не более 1,2°. Деревянные постройки могут затенять углы в вертикальной плоскости до 2,5°, а группы деревьев — до 2°, если они находятся на расстоянии более чем 300 м от АРМ.

Нормы ICAO на параметры канала дальности системы VOR/DME:

Частотный диапазон, МГц	962...1213
Разнос частот соседних каналов, МГц	1
Стабильность частоты: несущей передатчика ДРМ.	$2 \cdot 10^{-5}$
гетеродина приемника ДРМ, кГц	± 60
несущей бортового запросчика, кГц	± 100
Дальность действия (если не ограничивается дальностью прямой видимости), км, не менее	370
Погрешность измерения дальности (2а), м:	
общая	370 или $0,25 \% D^*$
вносимая аппаратурой ДРМ.	150
вносимая бортовой аппаратурой	315 или $0,25 \% D^*$

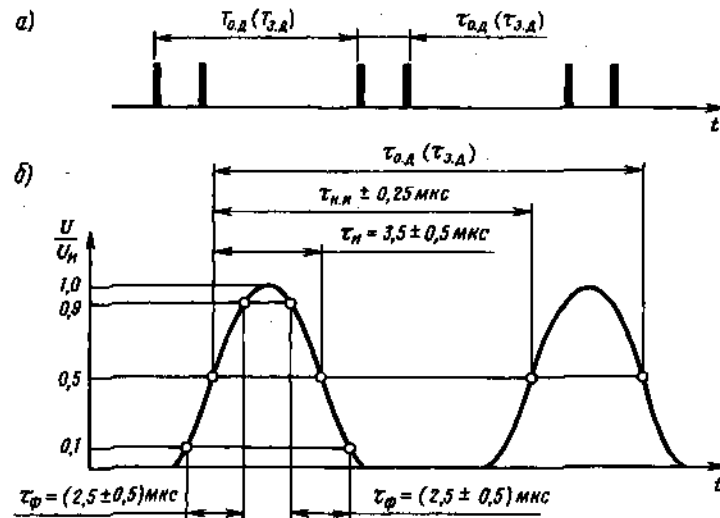


Рис. 5.15. Формат сигналов канала дальности системы VOR/DME: а — последовательность дальномерных сигналов (индексы ЗД и ОД соответствуют запросам и ответам дальности); б — параметры пары импульсов дальномерного сигнала

Число пар импульсов в секунду:

передатчика ДРМ	2700:4=90
запросчика номинальная (максимальная)	30(150)
Минимальная плотность потока мощности, дБ·Вт/м ²	83
Максимальный допустимый уровень паразитных излучений передатчиков, дБ	-50
Параметры аппаратуры ДРМ:	
аппаратурная задержка сигнала, мкс	50±1
время восстановления после приема сигнала запроса, мкс	8
допустимое ослабление сигнала при расстройке относительно номинальной частоты на ± 100 кГц, дБ	3
вероятность ответа на запрос не менее	0,7
Параметры сигнала	

опознавания ДРМ (код Морзе):

частота следования модулируемой кодом последовательности, пар импульсов/с	1350
скорость передачи, слов/мин	7
периодичность, с	30

* В зависимости от того, что больше.

Параметры сигналов канала дальности должны соответствовать значениям, указанным на рис. 5.15. Кодовые каналы X и Y отличаются значениями кодового интервала $T_{к.и.}$, которые для сигнала запроса (ответа) дальности составляют 12(12) мкс в канале X и 36(30) мкс в канале Y.

Мощность импульсов каждой кодовой пары не должна отличаться более чем на 1 дБ. **Требуемая** форма излучаемых ДРМ импульсов должна быть такой, чтобы мощность сигнала в полосе 0,5 МГц при смещении средней частоты этой полосы относительно номинального значения несущей на $\pm 0,8$ МГц

уменьшилась до 200 мВт, а при смещении на ± 2 МГц — до 2 мВт. Форма импульсов, излучаемых запросчиком, должна обеспечивать содержание 90% энергии спектра в полосе 0,5 МГц со средней частотой, соответствующей номинальной частоте данного частотного канала.

Функции контрольного устройства ДРМ — сигнализация, автоматическое выключение работающего комплекта ДРМ и включение резервного комплекта при выполнении одного из следующих условий:

изменении времени задержки в тракте ДРМ на ± 1 мкс и более;

уменьшении выходной мощности на 3 дБ и более;

уменьшении минимального уровня сигнала на 6 дБ и более;

изменении кодового интервала $\tau_{к.н}$ на ± 1 мкс и более;

неисправности контрольного устройства.

Время включения сигнализации о неисправности и переключения на резервный комплект 4...10 с.

5.8. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ТОЧНОСТЬ И ПРОПУСКНУЮ СПОСОБНОСТЬ СБН

Точность канала азимута СБН зависит от устойчивости к влиянию сигналов, отраженных от местных объектов (МО), и от уровня вертикальной со-

ставляющей поля принимаемого сигнала. Точный учет этих факторов, как правило, невозможен и точность определяют при летной проверке АРМ. Методика летной проверки канала VOR регламентирована ИСАО.

Канал азимута систем типа РСБН подвержен действию сигналов, отраженных от тех МО, которые попадают одновременно с ЛА в пределы ДН антенны РМ ($\varphi_{дн}$ на рис. 5.16) и создают мешающее напряжение, по времени совпадающее с задним фронтом первого импульса АС. Погрешность измерения азимута в градусах при $\Omega_{пр} = 0,6^\circ/\text{мс}$ и длительности заднего фронта импульса $AC\tau_0 \approx 3,3 \text{ мс}$ ($\approx 2^\circ$) составляет $\Delta A \approx 2,2\Delta U/U_n$, где ΔU — приращение сигнала из-за помехи; U_n — амплитуда импульса АС.

Канал азимута систем VOR/DME и Tacan чувствителен к вызываемым отражениями от МО приращениям фазы сигнала переменной фазы.

В стандартном VOR искажение фазы АМ сигнала приводит к погрешности $\Delta A \approx K_{отр} \cos(\omega_0\tau + \psi_0) \sin(A_p - \Omega_{пр}\tau)$, где $A_p = A - A_0$; A и A_0 — азимуты точки приема и МО; τ — запаздывание отраженного сигнала относительно прямого; $K_{отр}$ ψ_0 — модуль и аргумент комплексного коэффициента отражения МО ($K_{отр} \ll 1$). Максимальная амплитуда этой погрешности $|\Delta A_{max}| = K_{отр}$ при $A_p \approx 90^\circ$ и $\omega_0\tau = -\psi_0$. Значение погрешности и ее знак определяются набором фазы $\omega_0\tau$. При $K_{отр} =$

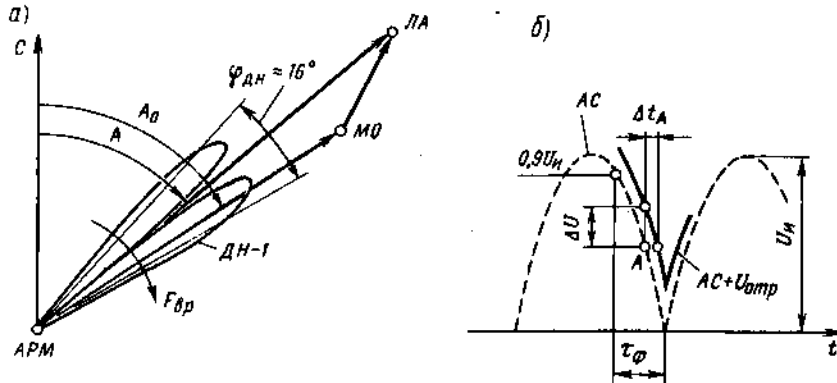


Рис. 5.16. Расположение ЛА и отражающего объекта МО в пределах ДН-1 (а) и искажение формы АС отраженным сигналом $U_{отр}$ (б)

$= 0,1$ погрешность $\Delta A_{max} = \pm 5,73^\circ$ (рис. 5.17).

В доплеровском VOR погрешности обусловлены искажениями фазы сигнала, модулирующего по частоте поднесущие колебания:

$$\Delta A = -2K_{отр} c \omega_0^{-1} R^{-1} J_1 [2m_{чн} \sin 0,5(A_p - \Omega_{пр}\tau)] \cos \omega_0 \tau \cos(\omega_0 \tau + \psi_0) \cos 0,5(A_p - \Omega_{пр}\tau),$$

где $J_1(\cdot)$ — функция Бесселя первого рода первого порядка. Максимальное значение $\Delta A_{max} = \pm 1,164 K_{отр} / m_{чн}$. На средней частоте $f_n = 11,3 \text{ МГц}$ и радиусе антенного круга $R = 6,75 \text{ м}$ ($\approx 2,55\lambda$) индекс модуляции $m_{чн} = 2\pi f_n R / c = 16$ и $|\Delta A_{max}|$ примерно в 14 раз меньше, чем при стандартном VOR.

Вертикальная составляющая поля принимаемого сигнала приводит к поляризационной погрешности, значения которой, как правило, не превышают 0,1...0,2°. Поле с вертикальной поляризацией возникает в силу несовершенства антенн АРМ, которые должны излучать для уменьшения отражений от МО горизонтально поляризованные сигналы. Чувствительность к вертикально поляризованному сигналу возрастает при крене ЛА, сопровождающемся наклоном бортовой антенны.

Точность канала дальности СБН зависит главным образом от факторов, приводящих к искажению временного положения переднего фронта ИОД: отражений от МО, помех и несовершенства БА.

Отражения от МО и помехи сравнительно слабо влияют на точность канала дальности, что объясняется кодированием и большим уровнем сигналов. Наибольшую опасность представляют отраженные от МО сигналы ЗД, которые могут вызвать повторный запуск ДРМ и появление синхронных помех. Для исключения синхронных помех применяют запирание приемника ДРМ после приема каждого ЗД на время, равное защитному интервалу $t_{зщ}$.

Несовершенство БА проявляется в аппаратных погрешностях измерителя времени и в задержке сигналов

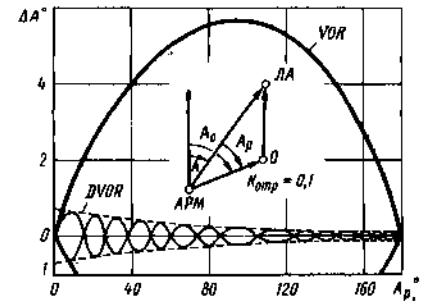


Рис. 5.17. Зависимость амплитуды погрешности определения азимута ΔA от разности азимуты точки приема и отражающего объекта ΔA_p

в ПУТ запросчика, которая зависит от полосы пропускания ПУТ, температуры, стабильности несущей частоты и уровня сигнала.

Пропускная способность канала дальности определяется средней мощностью передатчика ДРМ и минимальным числом ОД, при котором сохраняется устойчивость работы запросчика дальности.

Средняя мощность передатчика ДРМ прямо пропорциональна $K_{зщ}$. Для поддержания ее постоянной в ДРМ применяют режим стабилизации $K_{зщ}$. В состав ДРМ включается генератор случайных импульсов, среднее число которых в единицу времени определяется управляющим напряжением; последнее, в свою очередь, зависит от числа ЗД. Эти импульсы поступают на запуск передатчика ДРМ. По мере увеличения числа ЗД число случайных импульсов уменьшается таким образом, что среднее число пар импульсов в секунду поддерживается равным 2700 (ОД плюс случайные импульсы). Если число ЗД > 100 , то ДРМ отвечает только на 100 наиболее мощных запросов. Известны также методы предотвращения перегрузки передатчика ДРМ, основанные на регулировке $t_{зщ}$ или чувствительности приемника в зависимости от числа ЗД.

Запросчики рассчитываются с учетом того, что не на все ЗД будут получены ответы с ДРМ (например, из-за прихода ЗД в те моменты, когда приемник

ДРМ заперт на $t_{зщ}$ после излучения очередного ОД). Поэтому $K_{отв} < 1$ и для ДМЕ (например, 0,5...0,7).

Меры повышения пропускной способности следуют из приближенного выражения, определяющего данный параметр СБН без учета статистических характеристик ЗД:

$$N_{п.с} \approx N_{\max} K_{зщ.д} t_{зщ}^2 F_{з.д} K_{отв.д} \tau_{о.д}^{-1},$$

где $N_{\max} = (\tau_{о.д} + t_{зщ})^{-1}$ — максимальное количество сигналов ОД за секунду; $\tau_{о.д}$ — длительность сигнала ОД; $F_{з.д}$ — частота следования ЗД. Индекс «д» соответствует допустимым значениям. Наибольший эффект дает увеличение $K_{зщ.д}$, которое связано с ДРМ, и уменьшение $F_{з.д}$ и $K_{отв.д}$, зависящее от БА. Увеличение $K_{зщ.д}$ требует более мощных передатчиков и перестройки системы защиты передатчика ДРМ от перегрузки. Частота $F_{з.д}$ согласно рекомендациям ИСАО рассчитывается при допущении, что из 100 самолетов, находящихся в зоне действия ДРМ, на 95 из них БА работает в режиме слежения, посылая ЗД с частотой $F_{з.д.с}$, а на пяти ЛА осуществляется поиск ОД и запросные сигналы излучаются с частотой $F_{з.д.п} > F_{з.д.с}$. В таких условиях $F_{з.д} \approx F_{з.д.с}$ и целесообразно уменьшать частоту ЗД в режиме слежения.

Уменьшение допустимого коэффициента ответов требует введения таких методов обработки, когда режимы поиска и слежения обеспечиваются при пропуске двух и более импульсов ОД. Уменьшение $F_{з.д} K_{отв.д}$ эквивалентно при данном $\tau_{о.д}$ увеличению интервалов между сигналами ОД, излучаемыми ДРМ. Эти интервалы могут быть использованы для послылки дополнительных ОД, т. е. для увеличения пропускной способности ДРМ.

5.9. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СБН

Азимутально-дальномерный радиомаяк РСБН-4Н (рис. 5.18) состоит из антенно-фидерной системы, азимутально-опорного передатчика АОП, дальномерного передатчика ДП, приемного устройства ПУ, импульсно-навигационной ИНА и контрольно-юстировочной КЮА аппаратуры, ИКО, аппаратуры автоматики и управления ААУ и контрольного выносного пункта КВП. Основные элементы АДРМ резервированы. Выносной индикатор и пульт дистанционного управления могут размещаться на КДП, удаленном от РМ на 30 км. Аппаратура питается от напряжения 220 В, 400 Гц. На стационарных аэродромах это на-

пряжение получают от преобразователя 218СД (два комплекта), работающего от сети 380/220 В, 50 Гц, или от передвижной электростанции ЭСД-20М.

Основные параметры радиомаяка РСБН-4Н

Минимальная мощность передатчиков, кВт:	
азимутального	0,08
опорных сигналов	30
дальномерного	30
Загрузка импульсных передатчиков, имп/с:	
дальномерного (максимальная)	5000
опорных сигналов (постоянная)	240
Число частотных каналов:	
дальномерного передатчика	88
приемных устройств	22
Чувствительность приемного устройства, дБ·Вт:	
пороговая	—136
при отношении сигнал/шум 2/1	—124
Избирательность приемного устройства по соседнему (зеркальному) каналу, дБ	60(80)

и разнесенных по окружности полуволновых вибраторов. Максимум ДН этих антенн расположен под углом 3,5° к горизонту. Антенны А-1 и А-2 приемных устройств ответчика дальномера (с секторными излучателями) совместно создают ДН, перекрывающую в вертикальной плоскости углы от 0 до 45°. В горизонтальной плоскости их ДН круговая. Антенна КВП предназначена для приема сигналов АДРМ и устанавливается на расстоянии 130 м от аппаратной РМ. Она выполнена в виде параболоида вращения диаметром 800 мм.

Фазовращатели ФВ служат для перестройки антенн. Передатчики второго комплекта Ком.П подключаются через антенные переключатели АП к направленным ответвителям НО, через которые часть энергии сигнала подается на измерители проходной мощности ИПМ.

Передающие устройства выполнены по схеме с умножением частоты задающих стабилизированных кварцев генераторов ЗГ. Умножение частоты производится в умножителях УЧ, возбужденных Ваз и генераторах Г с внешним возбуждением. Сигналы модуляторов М подаются на большинстве каскадов импульсных передатчиков.

Приемное устройство дальномерного канала состоит из двух одновременно работающих приемников, которые собраны по супергетеродинной схеме. Преобразование частоты — однократное.

Импульсно-навигационная аппаратура служит для декодирования принятых сигналов и формирования модулирующих сигналов. Первую функцию выполняет дешифратор Дш, а вторую — шифратор дальности ШД и блок азимутального канала БАК. Опорные 35 и 36, а также все другие сигналы, характеризующие угловое положение азимутальной антенны А-5, снимаются с датчика ДС, связанного с приводом этой антенны. Шифратор ШД включает элементы схемы ограничения загрузки дальномерного передатчика, запирающей его при числе запросов, превышающем допустимое.

Контрольно-юстировочная аппаратура предназначена для непрерывного контроля и автоматического стабили-

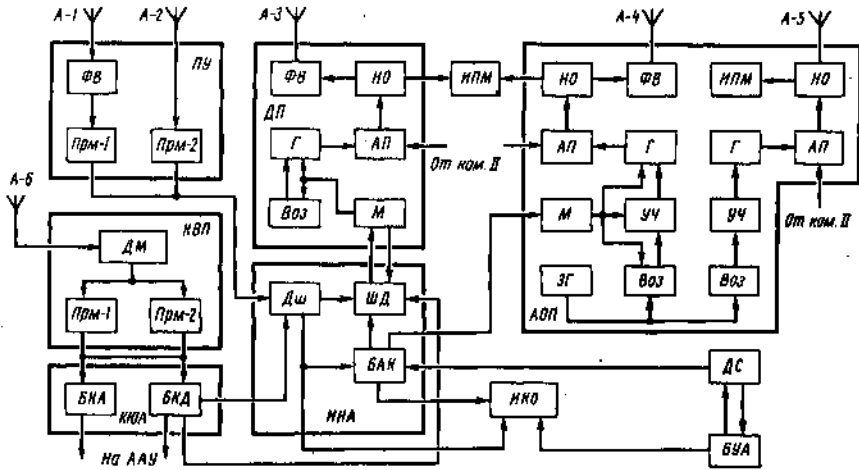


Рис. 5.18. Структурная схема РСБН-4Н

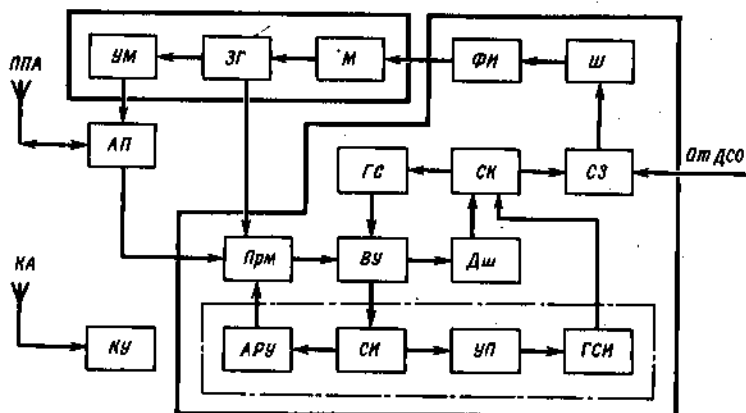


Рис. 5.21. Структурная схема радиомаяка DME

мая стабильность средней фазы колебаний основных частот по отношению к фазе несущей (не хуже 7°) обеспечивается системой ФАПЧ, управляющие сигналы на которую подаются от усилителя мощности УМ либо непосредственно (для f_0), либо через сумматоры С (для $f_0 \pm 9960$). Усилители УМ-1—УМ-4 имеют среднюю мощность 5 Вт, а УМ-5—100 Вт (пять идентичных УМ по 25 Вт, один из которых используется как предварительный усилитель).

Вибраторы разделяются на две группы (четные и нечетные). Для обеспечения ЧМ с частотой 30 Гц верхняя и нижняя боковые полосы излучаются одновременно диаметрально расположенными вибраторами (например, 1 и 26) с последующим переключением на следующую пару вибраторов (2 и 27) с частотой 25X30 Гц=750 Гц. Для переключения вибраторов служат антенные переключатели АП, управляемые распределительным устройством РУ, которое получает сигналы от генератора низкой частоты ГНЧ. Управление формой огибающей сигналов с целью лучшего приближения результатов имитации к реальному сигналу «вращающегося» вибратора осуществляется в амплитудных модуляторах АМ, напряжения на которых подаются от генератора модулирующих функций ГМФ со сдвигом по фазе на 90°.

Контрольно-юстировочная аппаратура — устройство выносного контроля ВК и аппаратура встроенного контроля ВСК — выполняет те же функции, что и в радиомаяке VOR.

Дальномерный радиомаяк DME состоит из антенной системы, приемного и передающего устройств и контрольно-юстировочной аппаратуры. Все оборудование выполнено в виде съемных функциональных модулей и размещено в аппаратной кабине, расположенной под антенной системой. В состав радиомаяка входят устройства дистанционного управления и контроля работы аппаратуры. Основные параметры DME удовлетворяют нормам ICAO.

Антенная система ДРМ представляет собой конструктивно объединенные приемопередающую и контрольную антенну. Приемопередающая антенна ППА (рис. 5.21) состоит из четырех вертикальных рядов полуволновых вибраторов, расположенных по образующим цилиндра, диаметром около 15 см. Максимум излучения антенны поднят на 4° над горизонтом. Ширина луча в вертикальной плоскости не менее 10° по уровню половинной мощности. В горизонтальной плоскости ДНА совпадает с окружностью с точностью не хуже 6...9 дБ. Контрольная антенна КА имеет две независимые приемопередающие антенны (по одной на каждый комплект ДРМ), состоящие из верти-

кального ряда полуволновых вибраторов, расположенных по образующим цилиндра непосредственно под ППА. Все антенны закреплены на металлической конструкции, выполняющей функции рефлектора, и закрыты общим обтекателем диаметром 20 см и высотой 173 см. При территориальном совмещении радиомаяков VOR и DME антенна последнего монтируется над антенной системой VOR.

Передающее устройство состоит из стабилизированного кварцем задающего генератора ЗГ, в который входит также варакторный множитель частоты, усилителя мощности УМ и модулятора М.

Приемное устройство выполнено с переменным усилением. Схема АРУ вырабатывает напряжение, пропорциональное числу импульсов, поступивших на счетчик СИ. Видеоусилитель ВУ запирается стробирующими импульсами с генератора ГС после приема сигнала запроса. На шифратор Ш и формирователь импульсов сигнала отве-

та ФИ сигналы поступают со схемы запуска СЗ, куда подаются также сигналы опознавания с датчика ДСО. Схема установки порога УП и генератор случайных импульсов ГСИ формируют из шумового напряжения импульсы, число которых в единицу времени зависит от числа сигналов запроса на выходе Прм. Общее число импульсов, проходящих через суммирующий каскад СК от дешифратора Дш и ГСИ, соответствует излучению 2700 пар импульсов в секунду.

Контрольно-юстировочная аппаратура, в состав которой входит контрольное устройство КУ и аппаратура встроенного контроля, служит для определения выхода за пределы допусков основных параметров ДРМ (излучаемой мощности, кодовых интервалов между импульсами, аппаратной задержки и т. п.) и выдачи сигналов на систему управления и переключения и на соответствующие индикаторы.

Радиомаяки типа System 4000, выпускаемые фирмой Lorenz (ФРГ), отли-

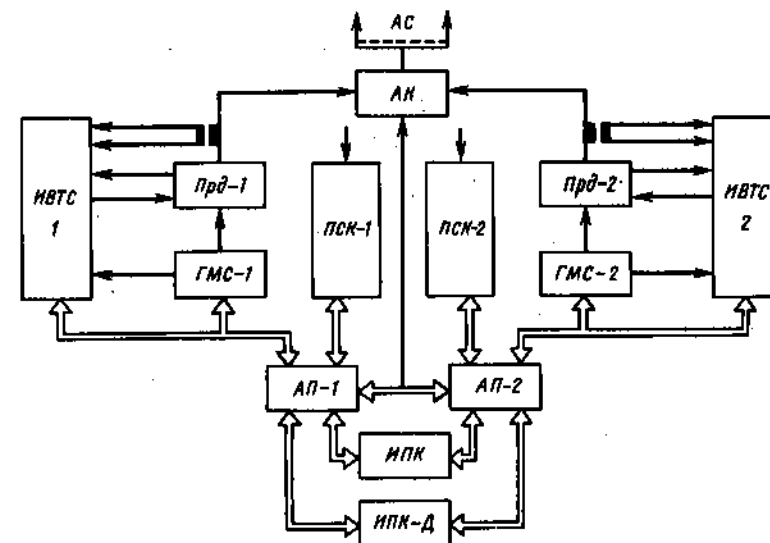


Рис. 5.22. Структурная схема радиомаяков System 4000: АС — антенная система; АК — антенный коммутатор; ИВТС — измеритель выходных и тестовых сигналов; ГМС — генератор модуляционных сигналов; ПСК — процессор сигналов контрольной аппаратуры; АП — аппаратный процессор

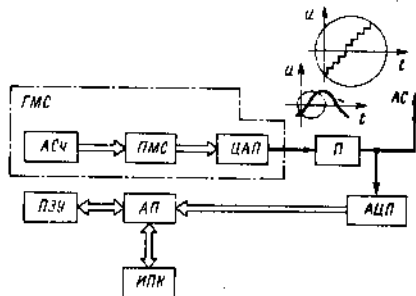


Рис. 5.23. Схема обмена данными в аппаратуре System 4000:

АЧ — адресный счетчик; ПМС — память модуляционных сигналов; ЦАП — цифро-аналоговый преобразователь; П — передающая аппаратура; АС — антенная система; ИПК — информационная панель и клавиатура (в верхней части рисунка показано формирование модулирующего напряжения)

чаются высокой степенью унификации, позволяющей применять единую базовую конструкцию в качестве VOR, DME и радиомаяков системы посадки ILS.

Основная особенность радиомаяков System 4000 (рис. 5.22) — широкое применение микропроцессорной техники. Каждый из комплектов двоясвенной передающей аппаратуры снабжен микропроцессором, который в соединении с блоками памяти и системой обмена данными осуществляет: цифровое формирование (программирование) модулирующих сигналов синусоидальной формы; непрерывную стабилизацию фаз высокочастотных сигналов и коррекцию формы огибающей АМ колебаний путем сравнения фактических значений с номинальными, содержащимися в памяти микроЭВМ; разложение контролируемых сигналов в ряды Фурье для автоматического спектрального анализа. Такими мерами достигается высокий уровень стабильности сигналов, полное подавление несущей в балансно-модулированном сигнале и низкий коэффициент нелинейных искажений. Тестовое программное обеспечение позволяет осуществлять автоматическую проверку функциональных

122

подсистем радиомаяка, поиск и обнаружение неисправностей на уровне микросхем.

Доступ к аппаратуре для регулировки, настройки или контроля централизованной через клавиатуру информационной панели управления (местной ИПК или дистанционной ИПК-Д). Микропроцессор информационной панели служит для связи между системой и оператором и дистанционной передачей сигналов и команд в обоих направлениях. Аппаратура перестраивается вводом необходимых данных через клавиатуру информационной панели; результаты отображаются на буквенно-цифровом дисплее.

Обмен данными между генератором модулирующих сигналов ГМС и аппаратурным процессом АП (рис. 5.23) обеспечивает автоматический контроль параметров сигнала. Наличие клавиатуры, двух 16-разрядных буквенно-цифровых табло и микропроцессора позволяет оператору работать с установкой в диалоговом режиме с помощью списков необходимых команд. Клавиатура и табло позволяют ввести команды, вызвать программы и подпрограммы, регулировать параметры сигнала, установить границы допусков контролируемых параметров. На табло индицируется как состояние установки в целом, так и отдельных ее функций.

Передающая часть радиомаяка предусматривает автоматическое управление амплитудой и фазой несущей и боковых частот модуляции в радиочастотных модулях-модуляторах. Модулятор без каких-либо изменений и регулировок используется для генерации мощных модулированных радиочастотных сигналов в диапазоне частот 108...118 МГц. В выходных каскадах применены типовые модули на 25 Вт. Усиление мощности до 100 Вт в радиомаяках VOR обеспечивается сложением сигналов модулей на общей нагрузке.

5.10. БОРТОВАЯ АППАРАТУРА СБН

Бортовая аппаратура РСБН-7С состоит из антенно-фидерной системы, моноблока приемных устройств (два приемника АДПК-1 и блоки формирования азимутального импульса ФАИ

и сложения сигналов БСС); моноблока передатчика СЗД-П с блоком реле; моноблока измерений и обработки БИАД. Кроме того, в состав оборудования входят переключающие, индикаторные и усилительные устройства.

Основные параметры РСБН-7С

Диапазон измерения:		
азимута, градус	0...360	
дальности, км	0...497	
Число частотно-кодowych каналов	88	
Время перестройки с канала на канал, с	11	
Время работы по памяти, с	15	
Накопление погрешности за время работы по памяти:		
по азимуту, градус	±0,25	
по дальности, м	±200	
Частота следования запросов дальности, Гц	30	
Потребляемая мощность от сети:		
27 В постоянного тока, Вт	255	
115 В, 400 Гц, В·А	120	
Масса, кг:		
всего комплекта (без кабелей)	73	
моноблока приемных устройств	31,8	
» передатчика	11,3	
» измерений и обработки	18,3	
Объем моноблоков с амортизационными рамами, дм ³ :		
приемных устройств	42,9	
передатчика	11,6	
измерений и обработки	32,3	

Антенно-фидерная система АФС состоит из нескольких антенн, обеспечивающих при совместной работе близкую к круговой ДН, устройства коммутации и соединяющих фидерных линий. Наиболее широко применяется АФС типа «Пион-НП», а также антенная система из щелевых антенн.

Приемное устройство АДПК-1 (рис. 5.24) — двухканальный приемник супергетеродинного типа с двойным преобразованием частоты. Мощность сигналов делителем ДМ делится поровну между ПУ-А и ПУ-Д каналов азимута и дальности, схемы которых почти одинаковые. В блоки предварительного усиления ПУ объединены УРЧ, первые смесители и гетеродины, а также первые УПЧ с полосой пропускания $(8 \pm 0,5)$ МГц. После второго смесителя включены узкополосный УПЧ-У (азимутальные сигналы) и сигналы курсового радиомаяка — в азиму-

тальном канале и сигналы глissады — в дальномерном канале) и широкополосный УПЧ-Ш (опорные сигналы 35 и 36 — в азимутальном канале и импульсы ответа дальности и запроса индикации — в дальномерном канале),

тракты с полосами пропускания 300...400 кГц и $(1,2 \pm 0,2)$ МГц.

Видеосигналы усиливаются и декодируются в блоках импульсных сигналов БИС. В режиме «Навигация» напряжение АРУ опорных сигналов подается на предварительный УПЧ, а напряжение АРУ, пропорциональное амплитуде входных азимутальных сигналов, — в тракт УПЧ-2. В режиме «Посадка» вырабатывается два независимых напряжения АРУ, пропорциональных амплитуде сигналов каналов курса и глissады. В блоке БИС-Д вырабатываются сигналы, пропорциональные амплитуде сигналов запроса индикации. Блоки посадки БП преобразуют сигналы курсового и глissадного РМ и формируют сигналы готовности («Гот. К, Г»), характеризующие исправность каналов курса и глissады, и выходные сигналы $\epsilon_{к,г}$ этих каналов.

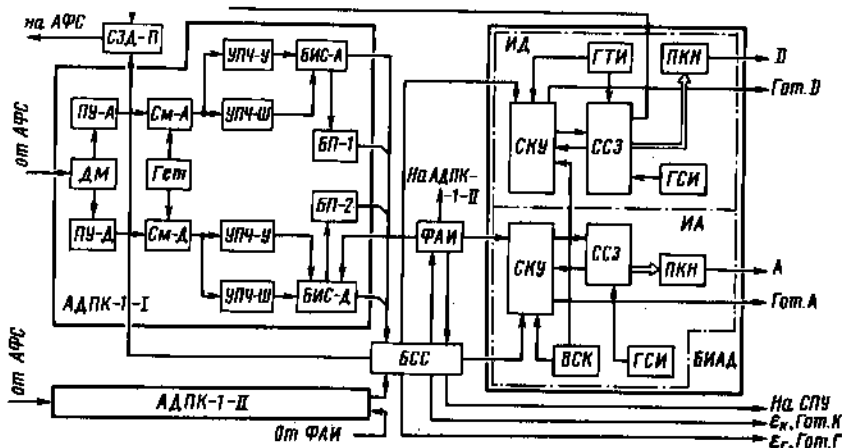


Рис. 5.24. Структурная схема бортовой аппаратуры типа РСБН-7С

Основные параметры АДПК-1 имеют следующие значения:

Чувствительность, дБ · Вт . . .	—110
Избирательность по соседнему каналу, дБ:	
узкополосный канал при расстройке $\pm 0,7$ МГц . . .	40
широкополосный канал при расстройке $\pm 2,8$ МГц . . .	45
Избирательность по зеркальному каналу, дБ . . .	45
Эффективность работы АРУ, дБ . . .	55

Блок ФАИ формирует азимутальный импульс и усиливает позывные сигналы РМ. Длительность азимутального импульса 240...360 мкс. Предусмотрены схемы подавления отраженных сигналов, амплитуда которых не превышает 50% амплитуды полезного сигнала, а также импульсных помех с длительностью не более 6 мкс.

Блок БСС служит для сложения сигналов с выходов приемников (обеспечение ненаправленного приема), а также переключения приемников в режиме «Посадка» при неисправности одного из них.

Передатчик СЗД-П вырабатывает импульсные сигналы запроса дальности и ответа индикации. В первом случае он запускается импульсом от счетчика, во втором — импульсом запроса инди-

кации с выхода БСС (этот импульс предварительно стробируется с помощью азимутального импульса). Механизм перестройки частоты устанавливает значение несущей с точностью около 0,8 МГц. Для точной подстройки используется АПЧ по опорному кварцевому генератору.

Основные параметры передатчика СЗД-П

Импульсная мощность, кВт	0,5
Длительность импульсов, мкс	1,3...2,0
Точность выдерживания кодовых интервалов, мкс	$\pm 0,3$

Блок БИАД состоит из измерителей азимута ИА и дальности ИД и выдает точные и грубые значения азимута и дальности в виде двоичного кода, а также сигналы готовности «Гот» соответствующих каналов БИАД. Максимальная скорость обработки азимута составляет $12^\circ/\text{с}$, а дальности — 20 км/с.

В измерители ИА и ИД входят схемы контроля и управления СКУ, счета и запоминания ССЗ и генераторы счетных импульсов ГСИ. В измерителе азимута размещено устройство встроенного контроля ВСК, а в ИД — генератор тактовых импульсов ГТИ. Выдаваемые

измерителями двоичные коды преобразуются ПКН в напряжения, поступающие на индикаторы и в навигационный вычислитель.

Измеритель азимута построен по двухканальной схеме грубого и точного измерения (см. рис. 5.3). Цена младшего разряда грубого счетчика 10° , а точного $0,02^\circ$. Сброс грубого счетчика производится при совпадении опорных импульсов 35 и 36 (северное совпадение). Точный счетчик устанавливается на нуль каждым импульсом 36. Азимутальный импульс разрешает перепись содержимого счетчиков в запоминающее устройство. При наличии всех сигналов на входе измерителя выдается сигнал «Слежение» на блок сопряжения с индикаторами. При преобразовании сигналов компенсируется начальная задержка азимутального импульса, равная 1,67 мс (1° поворота по азимуту). Измеритель дальности основан на счете импульсов, следующих с частотой, близкой к 1 МГц (см. рис. 5.8). Период следования этих импульсов соответствует 155 м по дальности. Аппаратурная задержка сигнала 135 мкс (27,8 км) учитывается при преобразовании напряжения в угол поворота стрелки индикатора.

Устройство встроенного контроля предназначено для проверки правильности работы БИАД. В режиме «Контроль» входные сигналы отключаются от БИАД, а в самом блоке в схемах контроля и управления СКУ имитируются определенные сигналы и индикаторы отображают $A=181^\circ$ и $D=319,4$ км.

Модернизированная аппаратура РСБН выполняет такие же функции, что и РСБН-7С, и в одном из основных вариантов комплектации состоит из моноблока, на общей амортизационной раме которого установлены практически все элементы аппаратуры.

Основные параметры модернизированной аппаратуры

Число частотно-кодовых каналов . . .	176
Погрешность измерения (2а):	
дальности, км . . .	$0,2 + 0,03\% D^*$
азимута, градус . . .	$0,25 + 4/D$

Потребляемая мощность от сети:

27 В постоянного тока, Вт . . .	160
115 В, 400 Гц, В · А . . .	140
36 В, 400 Гц (три фазы), В · А . . .	200
Масса, кг:	
всего комплекта (без кабелей) . . .	57
моноблока (с амортизационной рамой) . . .	52
Объем моноблока (с амортизационной рамой), дм ³ . . .	85,5

* Значения D в километрах.

Остальные параметры близки по значениям к параметрам аппаратуры РСБН-7С.

Азимутально-дальномерный приемник АДП (рис. 5.25) — супергетеродинный с двойным преобразованием частоты. Ограничитель мощности ОМ защищает входные цепи от мощных сигналов собственного передатчика. Сигналы на аналогичные каналы дальности и азимута поступают с полосовых фильтров ПФ-Д и ПФ-А, включенных на выходе делителя мощности ДМ-2. Узкополосные (УПЧ-У) и широкополосные (УПЧ-Ш) тракты выполняют те же функции, что и в РСБН-7С. Преобразователь видеосигналов ПВС и дешифратор Дш служат для получения и декодирования видеосигналов. Информация с ПВС поступает на Дш, преобразователь посадочных сигналов ППС и на СПУ (позывные сигналы ПС). Сигналы угловых отклонений ЛА от линий курса и глассады ϵ_k и ϵ_g и сигналы готовности каналов посадки «Гот. К, Г» подаются ППС на индикаторы экипажа.

Блок измерений БИ содержит схемы измерения азимута СИА и дальности СИД. Функциональный преобразователь ФП служит для получения аналоговых сигналов, несущих информацию о дальности и азимуте (Ан. D , А). Кодовый преобразователь КП предназначен для получения цифровых сигналов с форматом, принятым в ЦВМ навигационного комплекса ЦВМ НК. Схемы СИА и СИД формируют также

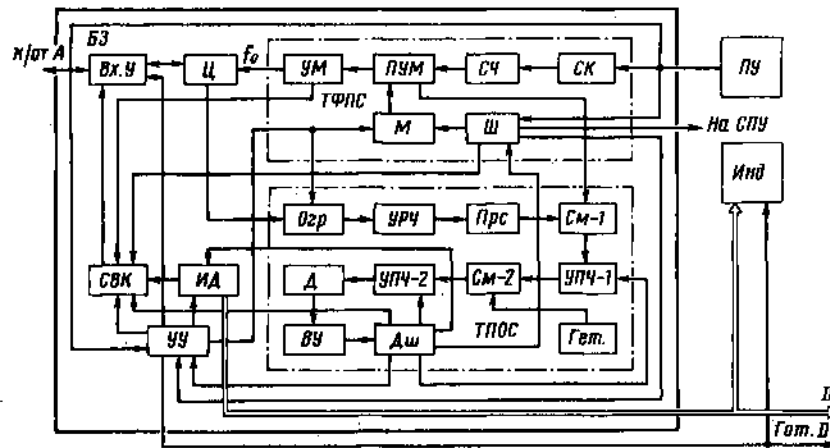


Рис. 5.27. Структурная схема дальномера СД-75

ует напряжение с удвоенной амплитудой, включающее сигнальную лампу «НА», указывающую направление полета относительно АРМ. При пролете АРМ фаза u_0 из-за работы следящей системы изменяется на 180° , в то время как фаза u_0^* остается прежней (зависящей от установки селектора курса). Поэтому результирующее напряжение на сумматоре близко к нулю и включается лампа «От».

Бортовая аппаратура канала дальности системы VOR/DME представлена на отечественных ЛА самолетным дальномером СД-75 и ему подобными и предназначена для работы с радиомаяками DME.

Самолетный дальномер СД-75 (рис. 5.27) состоит из блока запросчика БЗ, пульта управления ПУ и двух индикаторов Инд.

Основные параметры дальномера СД-75

Частотный диапазон, МГц:	
передатчика	1025...1150
приемника	962...1213
Число частотно-кодовых каналов	252
Диапазон измеряемых дальностей, км	0...740

Погрешность измерения дальности (2а) в диапазоне дальностей 0...25 км (20...560 км), м	200 (400)
Потребляемая мощность, В·А, от сети 115 В, 400 Гц	190
Масса, кг:	
запросчика (без амортизационной рамы)	10
всего комплекта	16
Объем запросчика (без амортизационной рамы), дм ³	9,8

Тракт формирования и передачи сигнала запроса ТФПС содержит селектор каналов СК, который в соответствии с выбранной на пульте управления ПУ рабочей частотой перестраивает синтезатор частот СЧ с интервалом в 1 МГц. Импульсная модуляция производится в предварительном усилителе мощности ПУМ. Модулирующие импульсы формируются в шифраторе Ш и поступают на модулятор М, который придает каждому импульсу форму, соответствующую нормам ICAO (см. рис. 5.15). Оконечный усилитель УМ доводит мощность сигнала до 0,7...2,5 кВт. Сигнал ответа через циркулятор Ц и схему контроля входного устройства Вх.У поступает в антенну.

Тракт приема и обработки сигналов ТПОС начинается ограничителем Огр, который бланкирует (запирает) ПУТ при излучении сигнала запроса. После УРЧ сигналы поступают на преселектор Прс, обеспечивающий требуемую избирательность по зеркальному и внеполосным каналам приема. В смесителе См-1 выделяется сигнал первой промежуточной частоты 63 МГц. Сигнал гетеродина снимается с передатчика, несущая частота которого на любом частотном канале отстоит от частоты сигнала ответа на 63 МГц. Для получения второй промежуточной частоты 11,3 МГц служит гетеродин Гет. Пройдя детектор Д и видеоусилитель ВУ, сигналы поступают в дешифратор Дш. Приемник дальномера Сд-75 имеет чувствительность -120 дБ·Вт. Дешифратор формирует прямоугольные импульсы, совпадающие по времени с точкой переднего фронта принимаемого импульса, соответствующей 0,5 его амплитуды. **Специальная** схема дешифратора используется для регулировки усиления приемного тракта.

Устройство управления УУ определяет очередность режимов работы и проверки аппаратуры, коммутирует устройство, преобразует коды сигналов и суммирует сигналы отказа от различных устройств, выдает в схему сигнализации сигналы отказа дальномера.

Измеритель дальности ИД — цифровой (см. рис. 5.9). Дискретность отсчета дальности 0,05 км. Измеренное значение дальности выдается на индикатор Инд и на сопряженные с дальномером устройства и системы.

Система контроля предназначена для функционального и допускового контроля аппаратуры. Функциональный контроль обеспечивает проверку работоспособности дальномера в рабочем режиме и производится автоматически и непрерывно. Отказ индицируется миганием «нулей» на индикаторах дальности и включением светового табло «Отказ». Допусковый контроль позволяет периодически проверять соответствие параметров сигналов допустимым значениям. При исправности СД-75 должна индицироваться такая последовательность сигналов: «Отказ» (мигание «нулей») в течение 1 с; «Нет вычисленных данных» («черточки») в течение 1 с; контрольное значение дальности.

Схема встроенного контроля СВК обеспечивает последовательную проверку блока запросчика БЗ. Сформированный в СВК калиброванный сигнал подается на Вх.У. Если чувствительность приемного тракта хуже -70 дБ·Вт, дешифратор не срабатывает и СВК формирует сигнал «Отказ». При контроле передающего тракта проверяется наличие двух импульсов в сигнале запроса и импульсная мощность, значение которой в каждом из импульсов должно быть не менее 100 Вт. Работа схемы звукового опознавания ДРМ проверяется контрольным генератором шифратора, имитирующим импульсы кода опознавания. Измеритель дальности проверяется при отработке контрольной дальности. Сигнализация отказа включается, если эта дальность не индицируется в течение 2 с.

Глава 6 РАДИОУСТРОЙСТВА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ

6.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Дальность действия приводной радиостанции — минимальное расстояние между ЛА и местом установки радиостанции, при котором КУР на борту ЛА измеряется с требуемой точностью.

Курсовой угол радиостанции (КУР) — угол в горизонтальной плоскости меж-

ду проекцией продольной оси ЛА на эту плоскость и направлением на радиостанцию (РС), отсчитываемый от 0 до 360° по ходу часовой стрелки.

Пеленг ЛА — угол в горизонтальной плоскости между некоторой плоскостью, принятой за плоскость начала отсчета, и направлением на ЛА, отсчитываемый от 0 до 360° по ходу часовой стрелки.

Радиопеленгатор — угломерное РНУ, предназначенное для определения пеленга источника сигнала.

Радиостанция приводная — РС, предназначенная для обеспечения полетов ЛА, оборудованных АРК.

6.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ УСТРОЙСТВ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ

Устройства ближней навигации (УБН) относятся к угломерным РНУ (радиопеленгаторам) и предназначены в зависимости от типа УБН для определения пеленга ЛА или КУР.

Особенность УБН — работа в пассивном режиме, т. е. определение направления на источник сигнала, в качестве которого используются либо наземные, либо бортовые РС.

Навигационные параметры УБН — пеленг а или КУР характеризуют направление на ЛА, измеренное с РНТ, где установлен радиопеленгатор (РП), или угловое положение ЛА относительно РНТ, где размещена РС.

Типы УБН отличаются характером решаемых задач и, как следствие, местом размещения РНУ. Все УБН автоматизированы и выдают значение НП

по получении сигнала РС, на частоту которой настроен приемник РП.

Автоматический радиопеленгатор (АРП) — наземное РНУ, предназначенное для определения пеленга ЛА по сигналам бортовых УКВ радиостанций, а также опознавания ЛА при сопряжении с выносным ИКО радиолокаторов систем УВД. При опознавании на ИКО появляется радиальная линия, ориентированная в направлении радиолокационной отметки того ЛА, с которым ведется связь.

Основные параметры наиболее широко используемых АРП приведены в табл. 6.1.

Автоматический радиокompас (АРК) — РНУ, устанавливаемое на ЛА для определения КУР. Информация о КУР отображается на индикаторах экипажа и служит для привода ЛА в точку расположения РС, а также для грубого определения МЛА. Автоматические радиокompасы работают в гектометровом и частично километровом диапазонах радиоволн. Для совместной работы с АРК используются приводные радиостанции или радиовещательные станции соответствующего диапазона. Основные параметры АРК, применяемых в ГА, даны в табл. 6.2.

Таблица 6.1. Основные параметры радиопеленгаторов

Параметр	АРП-7(6)	АРП-75	АРП-80
Диапазон частот, МГц	118...136	118...136	118...136
Дискретность настройки, МГц	25	25	25
Число каналов:			
рабочих	1(2)	8	1 или 2
резервных	—	2	1 или 0
Число одновременно пеленгуемых ЛА	1...2	1...8	1...2
Погрешность (а), градус	3	1	1,5
Зона обзора в вертикальной плоскости, градус	Нет свед.	38	60
Дальность действия ¹ , км, при высоте ЛА, м:	Нет свед.	Нет свед.	50
300	То же	То же	65
1000	80	100	120
3000	150	180	200
10 000	Нет свед.	300	Нет свед.
Время получения пеленга, с	3	1	1

¹ При мощности передатчика не менее 5 Вт.

Таблица 6.2. Основные параметры радиокompасов

Параметр	АРК-15	АРК-22
Диапазон рабочих частот, кГц	150...1800	150...1750
Число фиксированных частот настройки	5	16
Дискретность настройки, кГц	0,5	0,5
Погрешность настройки, Гц	100	30
Время перестройки частоты, с	4	2,5
Погрешность определения КУР (2а), градус*	2	1,5
Предельная чувствительность, мкВ:		
по пеленгу	50	Нет свед.
по приводу	25	25
Чувствительность в режиме «Антенна», мкВ/м, при отношении сигнал/шум $q=6$ дБ и приеме телефонных сигналов	5...9**	7
Избирательность приемника, дБ, не хуже	60	Нет свед.
Средняя скорость обработки КУР, °/с	30	30
Потребляемая мощность от сети:		
115 В, 400 Гц, В·А	—	80,5
36 В, 400 Гц, В·А	36	4,3
27 В постоянного тока, Вт	54	21,6
Масса комплекта (без кабелей), кг	15	8,95
Объем блока приемника с амортизационной рамой, дм ³	15,2	17,2
Время непрерывной работы, ч	24	24

* При напряженности поля 1...20 мкВ/м (АРК=15); 50...65 мкВ/м.

** На частотах соответственно 150...1800 кГц (АРК-22).

Приводные радиостанции работают в диапазоне километровых и гектометровых волн и используются для привода ЛА в район аэродрома посадки и выполнения предпосадочного маневра. Возможно использование приводных радиостанций для связи с ЛА.

6.3. ФОРМИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В УБН

Определение НП основано на изменении угла прихода радиоволн относительно некоторого направления (северное направление или продольная ось ЛА). Линии положения УБН — радиальные прямые, выходящие из точки, в которой находится РНУ.

Специфика линий положения — расхождение по мере увеличения расстояния до РНУ вызывает рост линейной погрешности при постоянном зна-

чении угломерной погрешности. Поэтому УБН используются в качестве измерителей пеленга или КУР и лишь в исключительных случаях для определения МЛА (в качестве резерва СБН).

Особенности определения МЛА обусловлены малой дальностью действия УБН, ограниченной дальностью прямой видимости в наземных УКВ радиопеленгаторах и зоной устойчивого приема поверхностной волны в АРК. Это обстоятельство позволяет решать навигационную задачу на плоскости и определять МЛА, как в угломерной системе, по пересечению двух линий положения, соответствующих, например, постоянному значению КУР (рис. 6.1). Для определения МЛА необходимо знание курса ЛА ψ_k и магнитных склонений в точках расположения как ЛА, так и пеленгуемых РС. Малая точность местоопределения с помощью АРК не отвечает требованиям самолетовождения и является следствием как большой

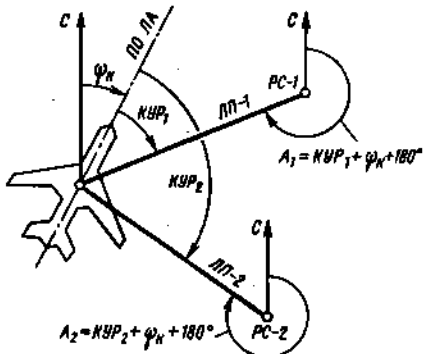


Рис. 6.1. Определение МЛА с помощью АРК и двух радиостанций (С — северное направление меридиана; ПО ЛА — продольная ось ЛА)

погрешности самого АРК, так и увеличения линейной погрешности с удалением от РС.

Навигационная информация в УБН формируется антенной системой, параметры выходного сигнала которой зависят от направления на источник излучения. Метод пеленгации определяется видом информативного параметра входного сигнала РП.

Амплитудный метод — основа АРП и АРК ранних выпусков. Информативный параметр таких УБН — коэффициент глубины АМ сигнала, получаемого при синфазном сложении напряжений с направленной и ненаправленной антенн.

Фазовый метод используется в АРК. Сигнал, фаза которого зависит от направления на источник излучения, формируется при векторном сложении напряжений двух размоченных в пространстве ДН или напряжений с направленной и ненаправленной антенн.

Вариант фазового метода применяется в доплеровских АРП. Метод основан на получении фазо-модулированного (ФМ) сигнала, фаза модуляции которого есть функция пеленга источника сигнала. Метод аналогичен используемому в радиомаяках DVOR и позволяет получить большую точность ценой усложнения антенной системы РП.

6.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ УБН

Амплитудный АРП использует антенную систему из двух Н-образных направленных антенн $A_{сн}$ и $A_{зв}$, ориентированных в направлении север — юг и запад — восток, и центральной ненаправленной антенны $A_{ц}$ (рис. 6.2, а). Каждая из антенн $A_{сн}$ или $A_{зв}$ имеет два противофазно включенных вибратора В, разнесенных в горизонтальной плоскости на расстояние d . Синфазное сложение сигналов $u_{ц}$ и $u_{сн}$ ($u_{зв}$) обеспечивается при компенсации фазового сдвига этих сигналов (рис. 6.2, б), равного 90° , с помощью высокочастотных кабелей, отличающихся по длине на $\lambda/2$.

Антенны $A_{сн}$ и $A_{зв}$ имеют ДН типа «восьмерка»:

$$U_{сн} = U_m^* \sin(\pi d \lambda^{-1} \cos \alpha) \approx U_{сн0} \cos \alpha;$$

$$U_{зв} = U_m^* \sin(\pi d \lambda^{-1} \sin \alpha) \approx U_{зв0} \sin \alpha.$$

Сигнал на входе приемника АРП (рис. 6.3) формируется при сложении промодулированных в балансных модуляторах БМ частотами Ω_1 и Ω_2 напряжений:

$$u_{с.н1} = U_{сн0} \cos \alpha \cos \Omega_1 t \cos \omega_0 t;$$

$$u_{с.н2} = U_{зв0} \sin \alpha \cos \Omega_2 t \cos \omega_0 t$$

с колебаниями $u_{ц} = U_{ц0} \cos \omega_0 t$, принятыми центральной антенной $A_{ц}$ (коэффициент передачи БМ принят $K_{с.к} = 1$). Модулирующие напряжения поступают с генератора опорных напряжений ГОН. Разные значения частот модулирующих колебаний позволяют применить общий ПУТ и разделить сигналы на его выходе. При сложении в антенном усилителе АУ образуется АМ сигнал

$$u_{с.г} = U_{сн0}(1 + m_1 \cos \Omega_1 t + m_2 \cos \Omega_2 t) \cos \omega_0 t.$$

Коэффициенты глубины АМ $m_1 = (U_{сн0}/U_{сн}) \cos \alpha$ и $m_2 = (U_{зв0}/U_{зв}) \times \sin \alpha$ зависят от пеленга α , а фазы огибающих с частотами Ω_1 и Ω_2 принимают значения 0 или 180° в зависимости от лепестка ДН антенн $A_{сн}$ или $A_{зв}$, принимающего сигнал пеленгуемой РС.

Обобщенная структурная схема АРП предусматривает выделение фильтрами Ф-1 и Ф-2 сигналов с частотами Ω_1 и

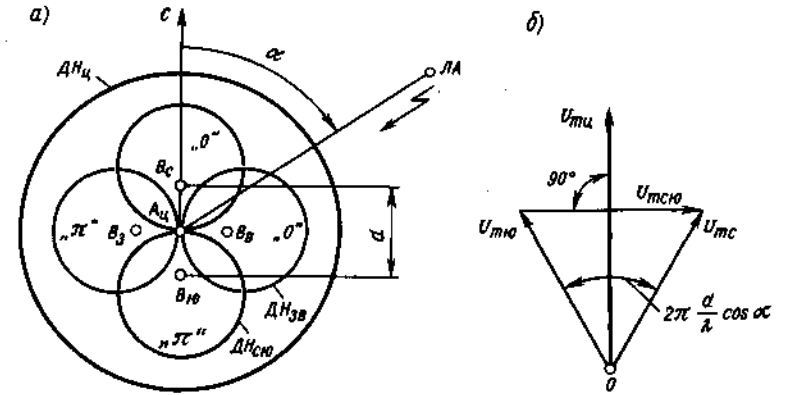


Рис. 6.2. Диаграммы направленности (а) и векторные диаграммы сигналов (б) антенн амплитудного АРП

Ω_2 и обработку их в фазовых детекторах ФД. Сигналы на выходах последних равны $U_{ф.д1} = k m_1 \cos \psi_1$; $U_{ф.д2} = k m_2 \cos \psi_2$, где k — коэффициент пропорциональности; $\psi_{1,2}$ — сдвиг по фазе сигнала на частоте $\Omega_{1,2}$ относительно опорного напряжения с ГОН, имеющего постоянную фазу, равную 0. Сигналы $U_{ф.д1}$ и $U_{ф.д2}$ с л е преобразования в Пр используются для отклонения луча электронно-лучевого индикатора ЭЛИ. Угол φ отклонения луча

ЭЛИ равен пеленгу ЛА: $\varphi = \arctg(U_{ф.д2}/U_{ф.д1}) = \alpha$.

Фазовый доплеровский АРП (рис. 6.4) основан на применении многовибраторной антенной решетки АР, в которой с помощью коммутатора К имитируется вращение вибратора В с частотой $\Omega_{др}$ по окружности радиусом R . Изменение относительного расстояния между вибратором В и источником сигнала вызывает ФМ принимаемого сигнала (доплеровский сдвиг), фаза кото-

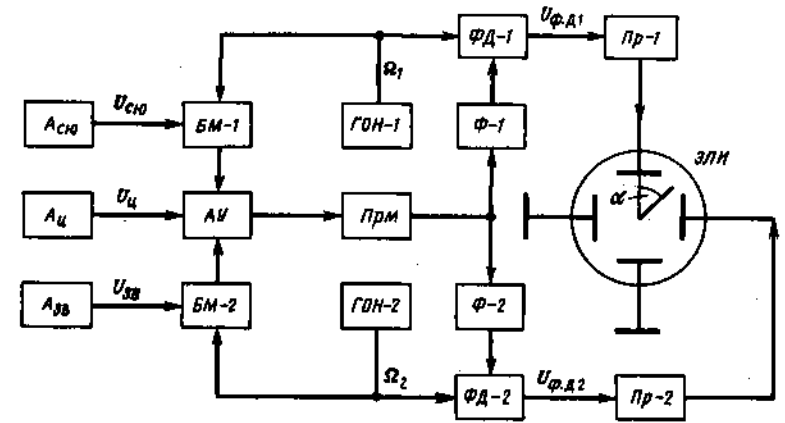


Рис. 6.3. Обобщенная структурная схема амплитудного АРП

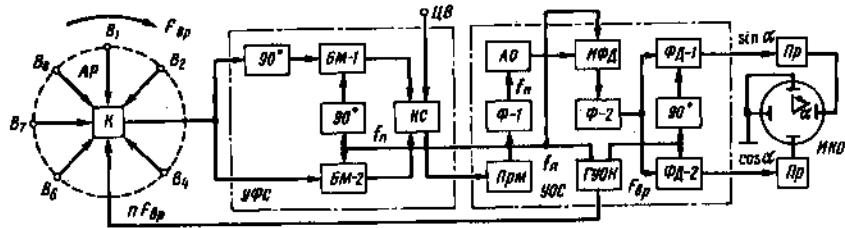


Рис. 6.4. Структурная схема фазового доплеровского АРП

рого численно равна пеленгу α передающей РС.

Сигнал на входе приемника АРП содержит составляющую несущей $u_n = U_n \cos \omega_n t$, получаемую от вибратора ЦВ, который расположен в центре АР, и информационную составляющую. Последняя образуется при вычитании двух колебаний $u_{6.м1}$ и $u_{6.м2}$ с выхода противofазных балансных модуляторов БМ:

$$u_{6.м1} = U_n \sin[\omega_n t + m_{ф.н} \cos(\Omega_{пр} t - \alpha)] \sin \omega_n t;$$

$$u_{6.м2} = U_n \cos[\omega_n t + m_{ф.н} \cos(\Omega_{пр} t - \alpha)] \cos \omega_n t.$$

где $\omega_n \ll \omega_0$ — поднесущая частота, используемая для балансной модуляции; $m_{ф.н} = 2\pi R/\lambda$ — индекс фазовой модуляции. На БМ поступает сигнал $u_n = \cos[\omega_n t + m_{ф.н} \cos(\Omega_{пр} t - \alpha)]$ с АР. В результате сигнал на выходе контура следящего КС

$$u_{к.с} = U_n \cos[(\omega_0 - \omega_n)t + m_{ф.н} \times \cos(\Omega_{пр} t - \alpha)] + U_n \cos \omega_0 t.$$

Обобщенная структурная схема АРП, кроме устройств формирования сигнала УФС, содержит устройство обработки УОС. Из продектированного сигнала фильтром Ф-1 выделяется составляющая поднесущей частоты $u_c = U_c \cos[\omega_n t + m_{ф.н} \cos(\Omega_{пр} t - \alpha)]$. Эта составляющая после амплитудного ограничителя АО поступает на импульсный фазовый детектор ИФД, который преобразует ФМ в широко-импульсную модуляцию (ШИМ). Подаваемые на ИФД напряжения сигнала u_c и опорно-

го генератора u_0 проходят через детекторы нулей ДН (рис. 6.5), формирующие короткие импульсы при переходе сигнала через нулевое значение с положительной производной. Импульсы, полученные из напряжения u_c , открывают триггер Тр, а импульсы опорного напряжения u_0 закрывают его. На выходе Тр формируются импульсы, длительность которых пропорциональна фазовому сдвигу u_c и u_0 . Фильтр Ф-2 (см. рис. 6.4) выделяет первую гармонику частоты модуляции, т. е. модулирующий сигнал $u_n = U_n \cos(\Omega_{пр} t - \alpha)$, который в фазовых детекторах ФД преобразуется в напряжения постоянного тока, пропорциональные $\sin \alpha$ и $\cos \alpha$. Эти напряжения подаются на индикатор пеленга и используются для управления (через преобразователи Пр) положением радиальной линии развертки на электронно-лучевом индикаторе, например на ИКО. Для получения опорных напряжений с частотами ω_n и $\Omega_{пр}$, а также для управления коммутатором К служит генератор управляющих и опорных напряжений ГУОН.

Амплитудный следящий АРК имеет антенную систему из двух взаимно перпендикулярных неподвижных рамочных антенн и ненаправленной антенны. Рамочная антенна Р-1 (рис. 6.6) ориентирована по продольной оси ЛА (ПО ЛА). Диаграммы направленности рамочных антенн в горизонтальной плоскости ДНР-1 и ДНР-2 перпендикулярны друг другу. Для исключения необходимости в повороте рамочных антенн используется гониометр.

Гониометр состоит из неподвижных статорных обмоток Ст-1 и Ст-2 и расположенной в поле статоров подвижной

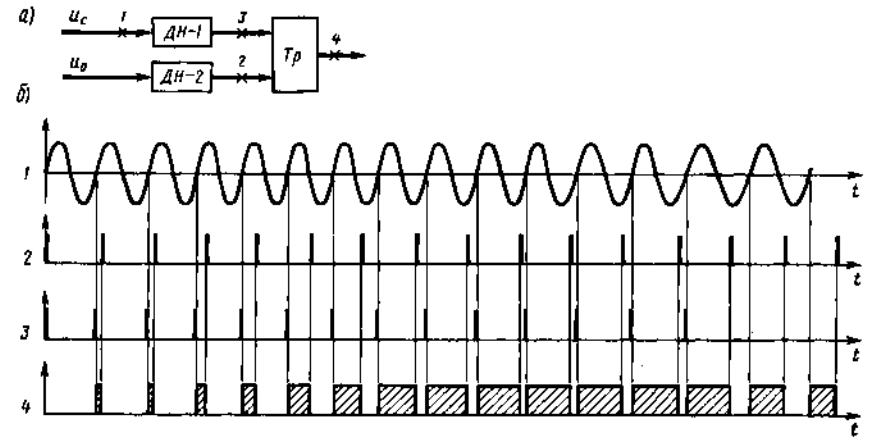


Рис. 6.5. Обобщенная структурная схема импульсного фазового детектора (а) и графики сигналов в характерных точках схемы (б)

роторной (искательной) катушки. На статорные катушки с рамочных антенн поступают напряжения $u_{р1} = U_p \sin k \gamma p \cos \omega_0 t$ и $u_{р2} = U_p \cos k \gamma p \cos \omega_0 t$, где U_p — амплитуда (считается, что рамки идентичны по действующей высоте). Амплитуды напряженностей магнитных полей статоров Ст-1 и Ст-2: $H_1 = k U_p \sin k \gamma p$

и $H_2 = k U_p \cos k \gamma p$, где k — коэффициент пропорциональности. Статорные катушки взаимно перпендикулярны, а вектор H_p результирующего поля располагается по отношению к плоскости статора Ст-2 (Пл.Ст-2) под углом, равным $k \gamma p$.

Э. д. с. в роторной катушке $u_{рот} = U_{рот} \sin \varphi_p \cos \omega_0 t = U_{рот} \sin(\theta -$

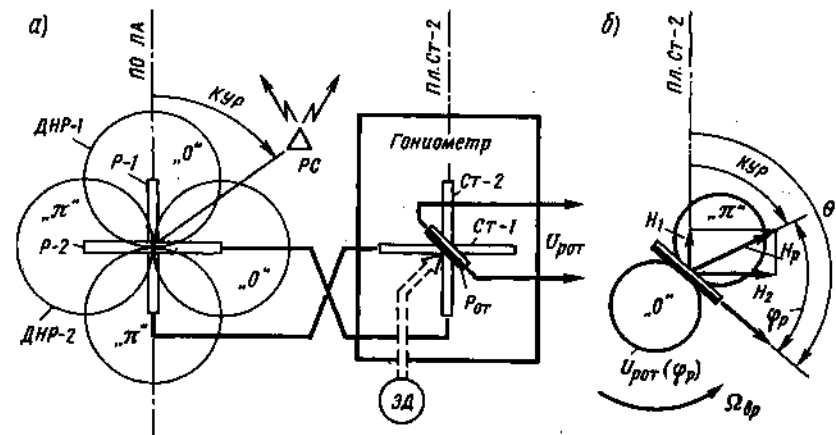


Рис. 6.6. Схема соединения рамочной антенны с гониометром (а) и векторная диаграмма полей, действующих на ротор гониометра (б)

— $KUP \cos \omega_0 t$ принимает нулевое значение при угле поворота ротора $\theta = = KUP$. Таким образом, «диаграмма направленности» ротора $u_{рот}(\Phi_p)$ имеет форму восьмерки, а фаза сигнала $u_{рот}$ изменяется на 180° при изменении знака Φ_p . Следящая система АРК поддерживает $\theta = KUP$, т. е. $\Phi_p = 0$.

Сигнал на входе приемника АРК формируется при сложении напряжения $u_a = U_a \sin \omega_0 t$ от ненаправленной антенны ННА с преобразованным сигналом ротора гониометра Гм. Сигнал рамочной антенны, а следовательно, и $u_{рот}$ сдвинуты по фазе относительно u_a на 90° . Фазирующий усилитель ФУ (рис. 6.7) компенсирует этот сдвиг фаз и усиливает $u_{рот}$, так как $u_{рот} \ll u_a$. Напряжение с выхода балансного модулятора БМ $u_{б.м} = U_{б.м} \sin \Phi_p \sin \Omega_m t \times \times \sin \omega_0 t$, где Ω_m — частота модуляции, создаваемая генератором опорного напряжения ГОН. В контуре сложения КС образуется входной сигнал приемника АРК:

$$u_{в.с} = U_a (1 + U_{б.м} U_a^{-1} \sin \Phi_p \sin \Omega_m t) \times \times \sin \omega_0 t = U_a (1 + m_0 \cos(\Omega_m t - KUP)) \cos \omega_0 t,$$

Этот сигнал даже при приеме немодулированных колебаний имеет АМ с частотой Ω_m . Глубина модуляции m пропорциональна углу Φ_p отклонения плоскости ротора от положения вектора H_p , а фаза огибающей принимает значения 0 и 180° в зависимости от знака Φ_p .

Обобщенная структурная схема АРК содержит фильтр Ф, выделяющий огибающую суммарного сигнала. Полученное напряжение с частотой Ω_m сдвигается по фазе на 90° и подается на управляющую обмотку двухфазного асинхронного электродвигателя ЭД, обмотка возбуждения которого питается от ГОН. Когда $u_{рот} = 0$, ЭД останавливается, что свидетельствует о совпадении плоскости ротора с вектором H_p . Угол θ между плоскостями ротора и Ст-2 (см. рис. 6.6), равный KUP , определяется по повороту вала ЭД. Изменение фазы $u_{рот}$ на 180° приводит к изменению направления вращения ЭД на обратное. Из-за наличия двух направлений нулевого приема в «диаграмме направленности» ротора гониометра

возникает неоднозначность отсчета КУР. Однако положение ротора, соответствующее $\Phi_p = 180^\circ$, является неустойчивым (рис. 6.8), и изменение этого угла (из-за рыскания ЛА или помех) приводит к переводу ротора в положение устойчивого равновесия, при котором $\Phi_p = 0$.

Значение угла поворота ротора гониометра с помощью сельсинов или синус-косинусных трансформаторов передают на соответствующие индикаторы.

Фазовый АРК с амплитудной модуляцией основан на получении АМ сигнала, фаза огибающей которого численно равна KUP . Отказ от следящей за КУР системы позволяет избавиться от гониометра. Радиоканал построен по одноканальной схеме. Сигналы рамочных антенн Р-1 и Р-2 (рис. 6.9) объединяются после квадратурной балансной модуляции в БМ сигналом генератора опорного напряжения ГОН. Для получения АМ используется ненаправленная антенна ННА, сигнал которой фазируется с сигналами рамочных антенн путем сдвига по фазе на 90° .

Сигнал на входе приемника АРК формируется как сумма напряжений $u_{б.м1}$ и $u_{б.м2}$ и сигнала с ННА $u_a = = U_a \cos \omega_0 t$:

$$u_{в.с} = U_{б.м} \sin KUP \sin \Omega_m t \cos \omega_0 t + + U_{б.м} \cos KUP \sin \Omega_m t \cos \omega_0 t + + U_a \cos \omega_0 t = U_a [1 + m_0 \cos(\Omega_m t - KUP)] \cos \omega_0 t,$$

где $m_0 = U_{б.м} / U_a$. После линейной части приемника ЛЧП и синхронного детектирования в СД с помощью опорного генератора ОГ сигнал $u_{в.с}$ подвергается стандартной квадратурной обработке.

Структурная схема АРК содержит два квадратурных канала. В фазовых детекторах ФД выделяются напряжения, пропорциональные $\sin KUP$ и $\cos KUP$. Значение KUP определяется по формуле $KUP = \arctg(x/y)$. Особенность фазового АРК с АМ — отсутствие двужначности отсчета.

Фазовый АРК с фазовой модуляцией (ФМ) по структуре входных цепей подобен амплитудному, но сигнал с гониометра не подвергается сдвигу по

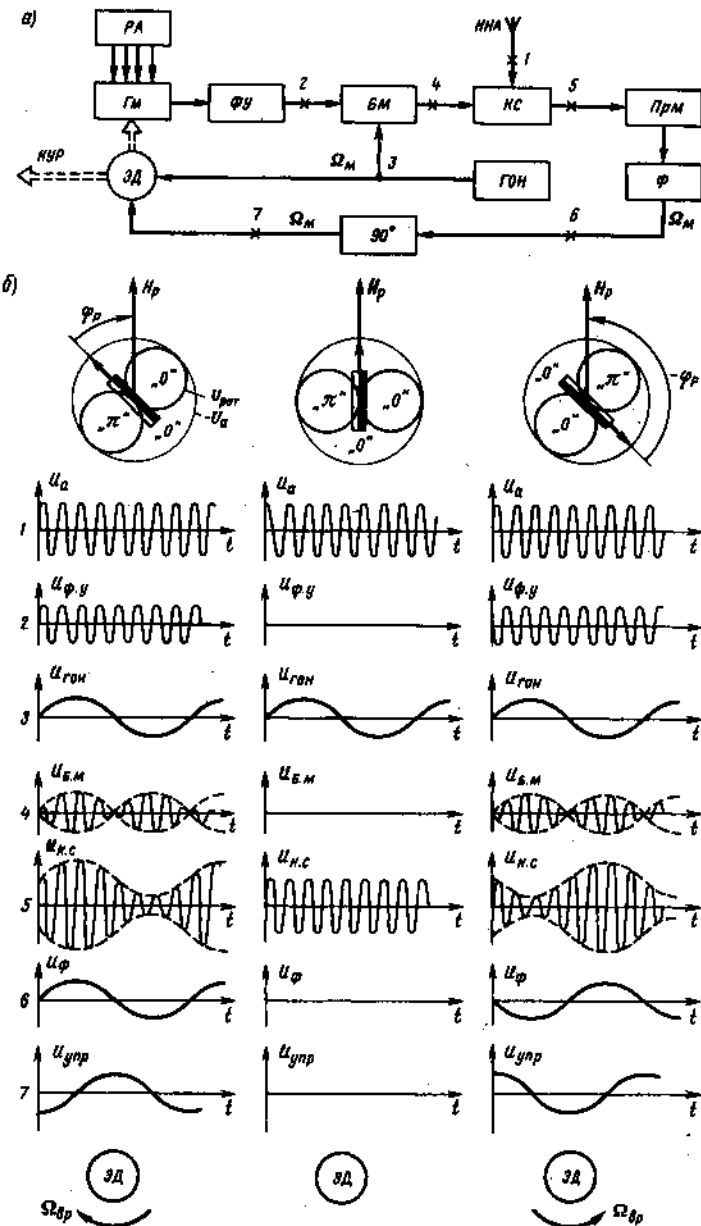


Рис. 6.7. Обобщенная структурная схема амплитудного следящего АРК (а) и графики напряжений в характерных точках (б)

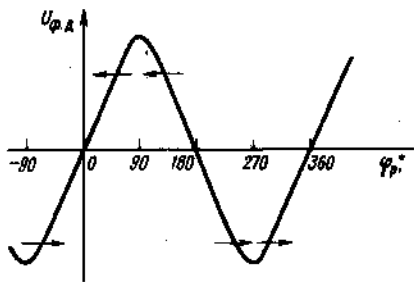


Рис. 6.8. Дискриминационная характеристика АРК (стрелками показаны направления изменения угла φ_p при данной полярности напряжения $U_{\phi, \Delta}$).

фазе на 90° . При векторном сложении сигналов с рамочных и ненаправленной антенны (рис. 6.10, а) информация, заключенная в амплитуде напряжения с гониометра, переводится в фазовый сдвиг ψ результирующего сигнала.

Сигнал на входе приемника АРК (рис. 6.11) образуется при сложении напряжений с ненаправленной антенны ННА и с гониометра Гм, промодулированного в балансном модуляторе БМ прямоугольным сигналом (меандром) генератора опорного напряжения ГОН:

$$u_{\kappa, c} = U_{\text{пор}} S(t) \sin(\theta - KUP) \cos \omega_0 t + U_a \sin \omega_0 t = U_{\kappa, c} \sin[\omega_0 t - \psi(t)],$$

где $U_{\kappa, c} = U_a [1 + (U_{\text{пор}}/U_a)^2 \sin^2(\theta - KUP)]^{1/2} = U_a [1 + m_0^2 \sin^2(\theta - KUP)]^{1/2}$;

$S(t) = \text{sign } u_{\text{гон}}(t)$ (см. рис. 6.10, б) и $K_{0, m} = 1$.

Фазовый сдвиг $\psi(t) = \arctg[m_0 S(t) \times \sin(\theta - KUP)]$ является информативным параметром входного сигнала приемника АРК.

Обобщенная структурная схема АРК содержит элементы формирования сигнала и его обработки. После линейной части приемника ЛЧП сигнал промежуточной частоты $f_{п.ч}$ с ФМ поступает на амплитудный ограничитель АО, снимающий амплитудную модуляцию из-за помех и несбалансированности каналов. Импульсный фазовый детектор ИФД (или подобное ему устройство) преобразует ФМ в ШИМ с помощью напряжения с опорного генератора ОГ. Сигнал ИФД

$$u_{\phi, \Delta} = K_{\phi, \Delta} U_c U_{o, r} \sin \psi \approx K_1 U_{\kappa, c} \text{tg } \psi \approx U_{\phi, \Delta}(\theta) m_0 S(t) \sin(\theta - KUP),$$

выделяемый фильтром нижних частот ФНЧ, подается на синхронный детектор СД, где перемножается с меандром, снимаемым с ГОН. Полученный сигнал постоянного тока $U_{\text{упр}} = U_{\phi, \Delta}(\theta) m_0 S(t) \sin(\theta - KUP)$, параметры которого определяются фазовым сдвигом ψ , преобразуется в напряжение 400 Гц, управляющее электродвигателем ЭД. Замкнутая следящая система АРК приходит в состояние равновесия при $U_{\text{упр}} = 0$, что возможно при повороте ротора гониометра Гм на угол $\theta = KUP$. При этом напряжение на выходе БМ равно нулю, т. е. фазовая модуляция отсутствует.

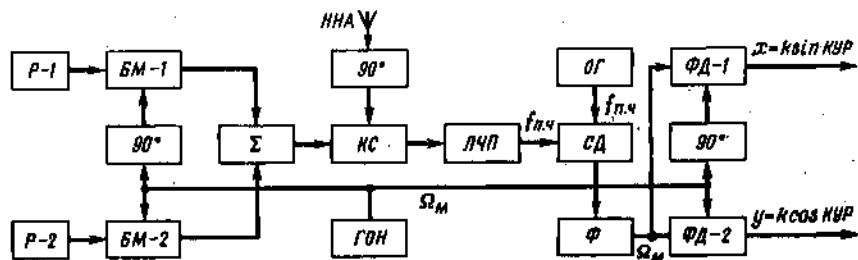


Рис. 6.9. Обобщенная структурная схема фазового АРК с амплитудной модуляцией

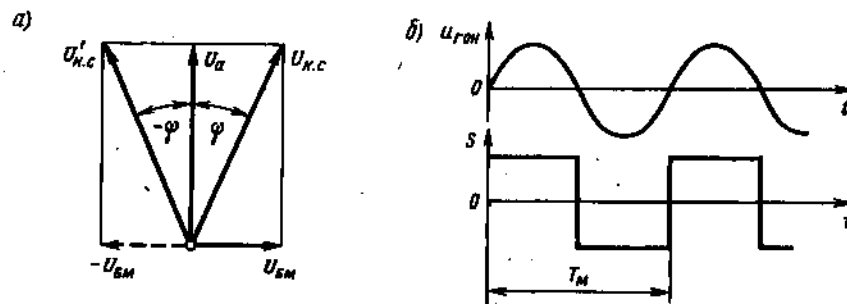


Рис. 6.10. Векторные диаграммы сигналов в контуре сложения (а) и формирование сигнала $S(t)$ (б) в фазовом АРК с фазовой модуляцией

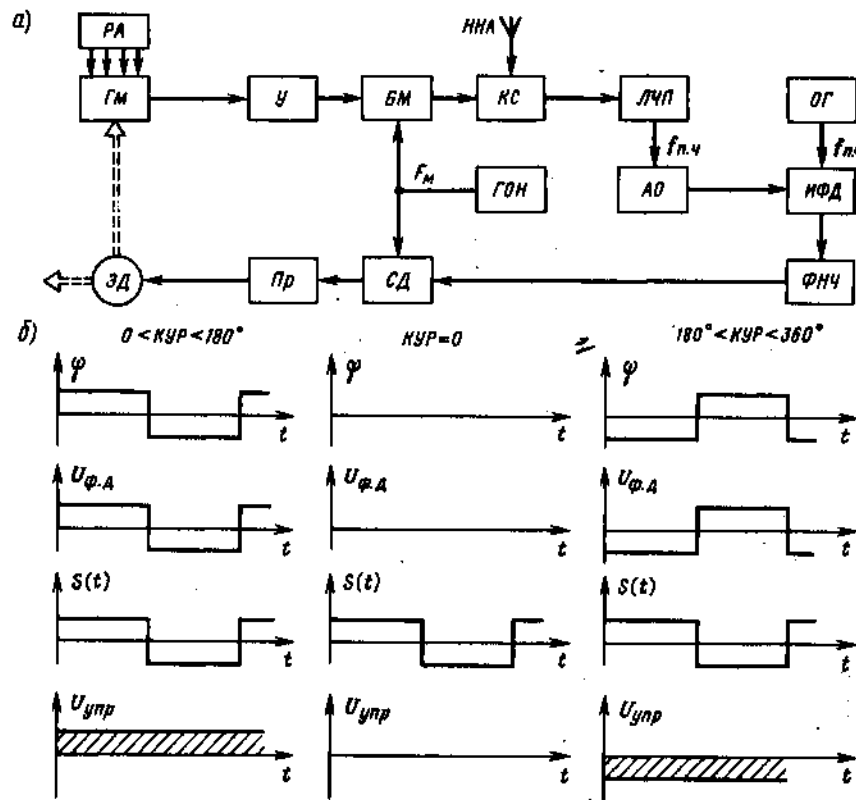


Рис. 6.11. Обобщенная структурная схема фазового АРК с фазовой модуляцией (а) и графики напряжений в характерных точках (б)

6.5. ПАРАМЕТРЫ УБН

Чувствительность — параметр, характеризующий эксплуатационные возможности радиопеленгаторов.

Реальная чувствительность РП — напряженность электромагнитного поля, которая требуется для отсчета пеленга с погрешностью, не превышающей заданную.

Предельная чувствительность АРК по пеленгу — минимальная напряженность поля сигнала, при которой максимальная погрешность АРК не превышает $\pm 3^\circ$ и амплитуда колебаний стрелки индикатора КУР не более $\pm 2^\circ$. Этот параметр характеризует возможности АРК при определении МЛА.

Предельная чувствительность АРК по приводу — минимальная напряженность поля сигнала, при которой погрешность АРК не превышает $\pm 10^\circ$, а амплитуда колебаний стрелки индикатора КУР не более $\pm 3^\circ$.

Дальность действия — максимальное расстояние, в пределах которого погрешность РП с определенной вероятностью не превышает заданного значения.

Основные факторы, влияющие на дальность действия РП: мощность передатчика пеленгуемой радиостанции, чувствительность РП, условия распространения радиоволн и уровень помех. При указании дальности действия РП необходимо оговаривать мощность передатчика источника пеленгуемого сигнала. Реальная чувствительность определяется способом формирования и обработки сигнала в УБН. Особенности распространения радиоволн и уровень помех зависят от диапазона частот, в котором работает РП.

Точность современных УБН характеризуется СКП $\sigma_\theta \leq 2^\circ$.

Основные факторы, влияющие на точность РП: горизонтальная составляющая поля пеленгуемого сигнала и отражения от местных объектов (МО). Кроме того, точность РП зависит от факторов, определяющих дальность действия РП.

Синусоидальные помехи (отражения от МО, сигналы близких по частоте РС) приводят к снижению точности РП. Соответствующая погрешность определяется степенью искажения помехой

информативного параметра сигнала (см. параграф 5.8). Наибольшей помехоустойчивостью обладают доплеровские АРП, погрешность которых (при $R/\lambda \approx 0,6$) в 3 раза меньше, чем в амплитудных АРП.

Параметры АРК регламентированы отраслевыми нормами, стандартами и документами ИКАО.

Погрешность измерения пеленга (2а) согласно рекомендациям ИСАО в наилучших условиях не более 5° при напряженности поля сигнала не менее 70 мкВ/м. Действие помехи предполагается под углом 90° относительно направления на источник сигнала в любом из случаев, когда частоты сигнала и помехи совпадают, но уровень помехи на 15 дБ ниже уровня сигнала или частоты отличаются на ± 2 кГц (± 6 кГц), но уровень помехи на 4 дБ ниже (на 55 дБ выше) уровня сигнала.

Нормы на параметры АРК предусматривают соответствие дальности действия АРК расстоянию, на котором напряженность поля в точке приема не менее 50 мкВ/м. При работе по приводным РС такая напряженность поля наблюдается на дальностях 200...400 км.

Регламентируют следующие параметры АРК:

Диапазон рабочих частот, кГц	200... 1750
Погрешность определения КУР (2а), при напряженности поля 50... 100 000 мкВ/м, градус	7
Избирательность по зеркальному и внеполосным каналам приема, дБ	80
Время перестройки частоты, с	2,5
Погрешность установки частоты (2а), Гц	150
Средняя скорость обработки КУР, %/с	30
Масса комплекта, кг	6
Средняя наработка на отказ, ч, не менее	1000
Средний ресурс до 1-го капитального ремонта, л.ч.	6000

В радиокompасе обязателен встроенный контроль параметров, определяющих его функционирование.

6.6. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ТОЧНОСТЬ АРК

Горизонтальная составляющая поля принимаемого сигнала приводит к поляризационной погрешности АРК. Причина возникновения этой составляющей — наклон передающей антенны или изменение поляризации сигнала при отражении от ионосферы. При этом на рамочную антенну РА в общем случае действует поле, вектор которого составляет угол α с плоскостью распространения ПР и угол β с горизонтальной плоскостью (рис. 6.12) в ПР.

Чувствительность к горизонтальной составляющей — следствие паразитного приема горизонтальными сторонами рамочной антенны АРК. Составляющие E_x и E_y принимаются соответственно горизонтальными δ и вертикальными h сторонами РА. Для этих составляющих диаграмма направленности рамки (ДНР) $f_a(\varphi_p) = \sin \varphi_p$. Наводимое в РА напряжение u_a имеет амплитуду U_{ma} , пропорциональную E_a . Составляющая E_r наводит в горизонтальных сторонах

РА э.д.с. с амплитудами $U_{ri} \approx \approx E_r b \cos \varphi_p$, сдвинутые по фазе (из-за разности хода волны) на $\psi_r = 2\pi h/\lambda$. Амплитуда результирующей э.д.с. двух горизонтальных проводов рамки $U_r = 2U_{ri} \sin 0,5\psi_r \approx 2\pi E_r (hb/\lambda) \sin \beta \times \times \cos \varphi_p = U_{mr} \sin \beta \cos \varphi_p$. Следовательно, ДНР при приеме волны с горизонтальной поляризацией $f_r(\varphi_p, \beta) = \sin \beta \cos \varphi_p$ и амплитуда результирующего напряжения рамки при синфазности u_a и u_r имеет вид $U_{mp}(\varphi_p) = U_{mr} \sin \beta \cos \varphi_p + + U_{ma} \sin \varphi_p$.

Поляризационная погрешность соответствует углу Δf_n , при котором напряжение $U_{mp} = 0$, т. е. $\Delta f_n = = -\arctg[(U_{mr}/U_{ma}) \sin \beta]$. Обычно поле отраженного от ионосферы сигнала имеет эллиптическую поляризацию, при которой вектор E вращается в пространстве с частотой сигнала. При приеме такого поля, кроме поляризационной погрешности, притупляется минимум ДНР, что сопровождается дополнительным снижением точности. Обе эти причины вызывают изменяющиеся и неподдающиеся учету погрешности. Одним из проявлений влияния E_r является колебание стрелки указателя КУР, достигающее при неблагоприятных условиях десятков градусов. Поэтому точность и дальность дей-

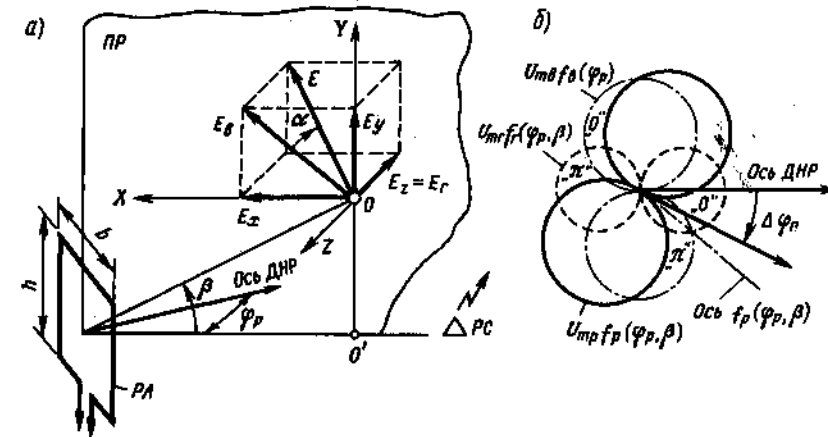


Рис. 6.12. Составляющие вектора электрического поля (а), действующие на рамочную антенну АРК, и диаграммы приема рамочной антенны (б)

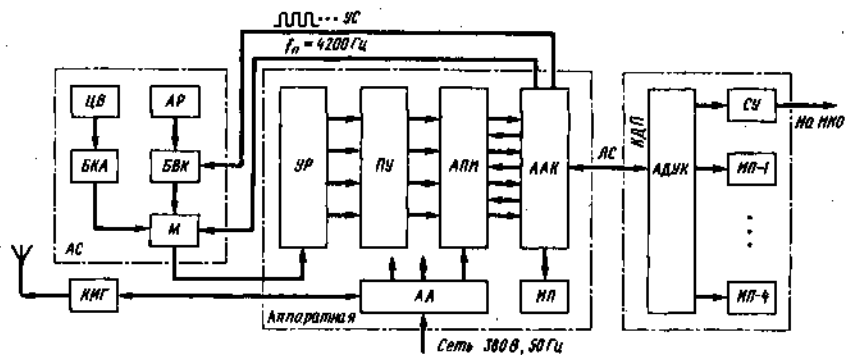


Рис. 6.16. Структурная схема радиопеленгатора АРП-75

ния — 18 В постоянного тока, а также 12 и 36 В, 400 Гц.

Антенная система АС (рис. 6.16) состоит из антенной решетки АР и центрального вибратора ЦВ. Вертикальные симметричные вибраторы (16 шт.) расположены по окружности диаметром 3,2 м на высоте около 5 м. Блок БВК служит для выключения и коммутации вибраторов. Сигналы управления УС подаются на коммутатор с частотой 525 Гц, которая соответствует частоте «вращения» $F_{вр} = 525/16 = 32,8$ Гц. Абсолютное значение индекса ФМ не превышает 270°. Блок контроля антенны БКА содержит ГРЧ на частоты 120 и 130 МГц и переключатель режимов («Контроль» — «Работа»).

Модулятор М служит для формирования на поднесущей частоте $f_n = 4200$ Гц ФМ сигнала, фаза модуляции которого численно равна пеленгу ЛА.

Усилитель-распределитель УР компенсирует потери мощности в каскадах АРП, обеспечивает развязку между каналами не менее 35 дБ и содержит делители мощности, усилители с коэффициентом передачи не менее 7 дБ и выходные многоканальные делители мощности. Аппаратура УР состоит из трех четырехканальных усилителей-распределителей.

Приемное устройство ПУ — 10 штатных УКВ радиостанций типа «Ландыш-5», каждая из которых обслуживает свой приемный канал.

Аппаратура преобразования информации АПИ предназначена для получения напряжений постоянного тока, пропорциональных $\sin \alpha$ и $\cos \alpha$. В состав АПИ входят фильтры выделения сигнала с частотой $f_n = 4200$ Гц, импульсные фазовые детекторы для преобразования ФМ в ШИМ, фильтры частоты 32,8 Гц и преобразователи (фазовые детекторы) фазы в напряжение. Входные фильтры частоты f_n с полосой 460 Гц не пропускают составляющие спектра звуковых частот в тракт обработки сигналов.

Аппаратура автоматики и контроля ААК выполняет следующие функции: управление антенной и контрольно-испытательным генератором КИГ; получение опорных напряжений для АРП; управление АРП по проводной линии связи ЛС на расстоянии до 10 км (совместно с размещенной на КДП аппаратурой дистанционного управления и контроля АДЧК); контроль работоспособности АРП. Генератор управляющих и опорных напряжений вырабатывает: 16 импульсов длительностью $T_{имп}/16$, где $T_{имп}$ — период напряжения 32,8 Гц; два меандра с частотой следования 262,5 Гц, сдвинутых по фазе на 180°, для переключения коммутатора; синусоидальные напряжения с частотами 4200 и 32,8 Гц для преобразователя ФМ в ШИМ; и контрольного индикатора пеленга ИП; два квадратурных напряжения с частотой 4200 Гц для балансных модуляторов; два меандра с частотой 32,8 Гц для фазовых

детекторов. Все частоты формируются из сигнала стабилизированного кварцем генератора частоты 16,8 кГц с помощью делителей частоты и фильтров.

Аппаратура автоматики АА подключает потребители к основному и резервным источникам питания и выдает световую сигнализацию о работе элементов АА.

Контрольно-измерительный генератор КИГ служит для контроля общей работоспособности АРП, проверки инструментальной точности и привязки АРП при его установке. Генератор, обладающий стабильностью не хуже $1,2 \cdot 10^{-4}$, вырабатывает сигналы на рабочих частотах АРП с дискретом в 5 МГц. Излучатель — симметричный вибратор устанавливается вместе с КИГ на расстоянии 65 м от аппаратуры под определенным азимутом. Излучаемая мощность не менее 30 мкВт. Высота расположения КИГ равна 1,5 м.

Индикатор пеленга ИП — преобразователь информации с механизмом индикации. На входные обмотки преобразователя поступают синусоидальные напряжения частоты 32,8 Гц; опорное с вращающегося трансформатора (ВТ) и выделяемое из ФМ сигнала. С выходной обмотки преобразователя снимается напряжение частотой 400 Гц, амплитуда которого пропорциональна разности фаз подаваемых на ИП сигналов. Под действием этого напряжения электродвигатель-генератор поворачивает ротор ВТ на угол, равный пеленгу. При отсутствии входных сигналов запоминающее устройство отключает сигнальную лампу «Отсчет» и питание электродвигателя, чем обеспечивается автоматическое «запоминание» пеленга.

Аппаратура КДП — система телеуправления и сигнализации с комбинированным разделением сигналов. Команды и сигналы о работе АРП передаются с временным разделением и частотным заполнением импульсов в линии связи, а сигналы наличия пеленга — с частотным разделением. Аппаратура КДП связана с АРП 20-проводной линией связи. Устройство сопряжения СУ осуществляет фильтрацию и усиление постоянных напряжений, пропорциональных синусу и косинусу азимута ЛА.

Автоматический доплеровский радиопеленгатор АРП-80 предназначен в основном для установки на аэродромах местных воздушных линий, в том числе и на расположенных в гористой местности.

Структурная схема радиопеленгатора АРП-80 аналогична схеме АРП-75, но содержит только два канала на основе радиостанций «Балкан-5» и стрелочно-цифровой индикатор пеленга. Второй канал может использоваться в качестве резервного.

Индикатор пеленга ИП обеспечивает одновременное считывание прямого и обратного пеленга, а также отсчет предыдущего значения пеленга на дополнительном табло. Стрелочный канал ИП идентичен индикатору пеленга АРП-75. В цифровом канале постоянные напряжения, пропорциональные значению пеленга, преобразуются во временной интервал, заполненный счетными импульсами. Результат преобразования выдается в двоично-десятичном коде на два цифровых табло. На первом записывается текущий результат, который при исчезновении пеленга переписывается на второе табло и индицируется в течение 3...5 с.

6.8. АВТОМАТИЧЕСКИЕ РАДИОКОМПАСЫ

Основные режимы АРК — «Компас», «Антенна» и «Контроль» введены для расширения возможностей радиокompасы.

Режим «Компас» — основной. При настройке АРК на частоту пеленгуемой РС автоматически индицируется КУР этой РС. Позывные сигналы РС опознаются на слух через СПУ.

Режим «Антенна» предусмотрен для приема сигналов ненаправленной антенной в целях облегчения опознавания РС.

Режим «Контроль» позволяет проверять работоспособность АРК на любой частоте по индикации определенного значения КУР.

Антенная система всех АРК состоит из блока рамочных антенн и ненаправленной антенны.

Блок рамочных антенн РА имеет две взаимно перпендикулярные рамки и

контрольный виток, расположенный по диагонали ферритового сердечника РА. Размер блока 75X214X440 мм (АРК-15) или 25X165X300 мм (АРК-22). Для компенсации радиодвижения рамка Р-1 (см. рис. 6.6) расположена поперек, а рамка Р-2 — вдоль прямоугольного сердечника. Действующая высота каждой РА не превышает 20 мм. Длина соединительного кабеля от РА не более 10 м.

Ненаправленная антенна ННА может иметь различную конструкцию и действующую высоту от 0,2...0,25 м. Для предварительного усиления сигнала ННА с целью повышения отношения сигнал/шум применяют антенное согласующее устройство АСУ, которое располагается на расстоянии не более 200 мм от антенного ввода. Длина соединительного кабеля от АСУ до приемника автоматического радиокompаса может достигать до 20 м.

Автоматический радиокompас АРК-15 относится к амплитудным следящим бортовым РП и имеет средний ресурс до 1-го капитального ремонта (3000 ± ± 200) л.ч (за 6 лет).

Модуль высокой частоты МВЧ (рис. 6.17) преобразует сигналы с гониометра (гониометрического преобразователя сигналов ГПС) в АМ сигнал, а также усиливает и выделяет полезный сигнал. Приемник имеет пять поддиапазонов, на каждом из которых используется свой МВЧ, переключаемый по сигналам

УС с пульта управления. Состав МВЧ: входное устройство Вх.У, фазированный усилитель ФУ, балансный модулятор БМ, усилитель У сигнала ННА, контур сложения КС и смеситель См с гетеродином Гет. Фильтр сосредоточенной селекции ФСС подавляет помехи по зеркальному каналу и по промежуточной частоте. Избирательность ФСС по зеркальному каналу не менее 2500. Фильтр имеет электронную перестройку внутри поддиапазона с помощью варикапов по сигналу синтезатора частот. Этот же сигнал используется для электронной перестройки входных цепей и гетеродина.

Модуль промежуточной частоты МПЧ (УПЧ и блок детектора БД) служит для усиления сигнала на промежуточной частоте 500 кГц, обеспечения избирательности по соседнему каналу, автоматической регулировки усиления и детектирования сигналов. В тракте УПЧ применен электромеханический фильтр с полосой пропускания 2,75 кГц на уровне 0,5. Усиление УПЧ регулируется включенными между каскадами управляемыми делителями напряжения. При работе АРУ напряжение на выходе приемника изменяется не более чем в 2 раза при увеличении напряжения принимаемого сигнала в 5000 раз. В УПЧ предусмотрена модуляция принятого сигнала частотой 800 Гц для прослушивания телеграфных сигналов.

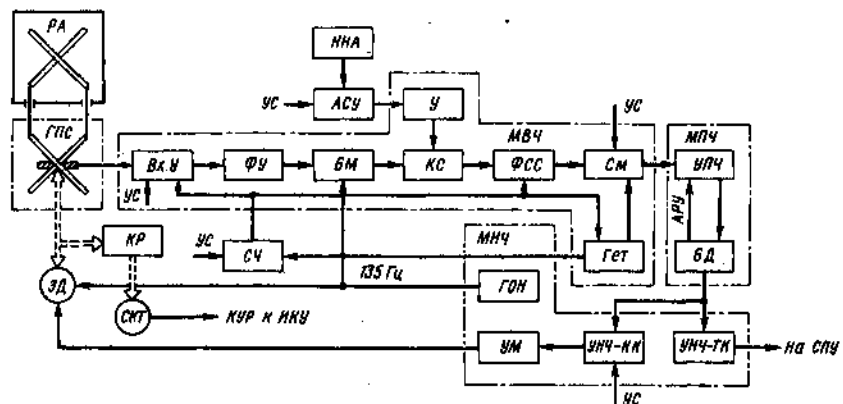


Рис. 6.17. Структурная схема радиокompаса АРК-15

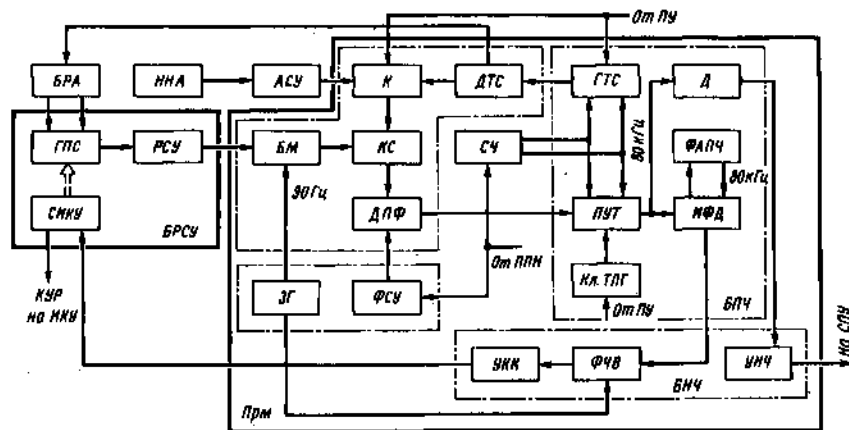


Рис. 6.18. Структурная схема радиокompаса АРК-22

Модуль низкой частоты МНЧ содержит УНЧ телефонного канала (УНЧ-ТК) с полосой пропускания 100...1200 Гц, компасного канала УНЧ-КК с полосой 30...40 Гц, усилитель мощности УМ и генератор опорного напряжения ГОН частотой 135 Гц.

Синтезатор частот СЧ по командам УС с пульта управления вырабатывает сигналы, перестраивающие цепи МВЧ, и осуществляет автоподстройку частоты гетеродина Гет под частоту принимаемого сигнала. В синтезаторе используется цифровой ФАПЧ со стабилизированным кварцем генератором, работающим на частоте 25,6 кГц.

Индикатор курсового угла ИКУ получает информацию от синус-косинусного трансформатора СКТ, который связан с электродвигателем ЭД привода гониометра через компенсатор радиодвижения КР.

Автоматический радиокompас АРК-22 относится к фазовым следящим АРК с ФМ сигналом. Основные элементы АРК (рис. 6.18): приемник Прм, блок рамочного согласующего устройства БРСУ, пульт управления ПУ и пульт предварительной настройки ППН.

Блок рамочного согласующего устройства БРСУ содержит гониометрический преобразователь сигналов ГПС,

электромеханическую схему индикации курсового угла СИКУ (включающую электродвигатель привода гониометра) и усилитель РСУ. Блок вынесен к рамочным антеннам и обеспечивает компенсацию радиодвижения до 25°.

Блок высокой частоты ВВЧ формирует входной сигнал радиокompаса. На контуре сложения КС производится квадратурное суммирование сигнала с БРСУ и антенного согласующего устройства АСУ, связанного с ненаправленной антенной ННА. Диапазонные полосовые фильтры ДПФ служат для переключения диапазонов АРК по командам с формирователя сигналов управления ФСУ. Опорные колебания с частотой 90 Гц для балансного модулятора БМ вырабатывает звуковой генератор ЗГ.

Блок промежуточной частоты БПЧ используется для усиления и преобразования сигналов. Приемно-усилительный тракт ПУТ построен по схеме с двойным преобразованием частоты. Сигналы гетеродинов поступают с синтезатора частот СЧ. Амплитудный детектор Д выделяет звуковой сигнал (позывные) пеленгуемой РС. Импульсный фазовый детектор ИФД преобразует ФМ в ШИМ с помощью опорного генератора 80 кГц, включенного в схему ФАПЧ. Телеграфный ключ Кл ТЛГ слу-

жит для приема немодулированных сигналов.

Блок низкой частоты БНЧ выполняет функцию усиления звукового сигнала в УНЧ и выделения низкочастотной составляющей из сигнала с ШИМ, для чего служит фазочувствительный выпрямитель ФЧВ и усилитель компасного канала УКК.

Аппаратура встроенного контроля предназначена для проверки работоспособности АРК. В режиме «Контроль» генератор тест-сигналов ГТС блока БПЧ вырабатывает стимулирующий сигнал, который через делитель тест-сигналов ДТС подается на контрольный виток БРА, а через коммутатор К — на контур сложения. В результате контролируется весь тракт АРК (кроме ННА и АСУ) и на индикаторе указывается значение контрольного КУР.

6.9. ПРИВОДНЫЕ РАДИОСТАНЦИИ

Типы приводных радиостанций (ПРС) отличаются целевым назначением, а следовательно, и излучаемой мощностью.

Аэродромные ПРС служат для выполнения предпосадочного маневра ЛА и выдерживания направления полета вдоль оси ВПП. Используют ближние (БПРС) и дальние (ДПРС) приводные радиостанции, которые устанавливают строго по оси ВПП в местах размещения соответственно ближнего и дальнего маркерных радиомаяков системы посадки (см. рис. 7.1). Для ДПРС устанавливается радиус действия в 150 км, а для БПРС — 50...100 км.

Отдельные (внеаэродромные) ПРС служат для привода ЛА на РНТ, маркирующие входы или выходы коридоров или пункты излома воздушных трасс. Дальность действия таких ПРС не менее 150 км.

Параметры ПРС выбирают из условия устойчивой работы АРК в заданной зоне воздушного пространства, простоты настройки АРК на частоту ПРС и легкости опознавания последней.

Требования к параметрам ПРС регламентируют рабочие частоты ПРС, зону действия, параметры модулирующих сигналов и показатели системы контроля.

Диапазон рабочих частот ПРС должен соответствовать диапазону АРК. Требуемая стабильность несущей частоты не хуже $5 \cdot 10^{-5}$. Необходимая в пределах зоны действия ПРС напряженность поля не менее 70 мкВ/м. Зона действия ПРС зависит от мощности передатчика, характеристик антенной системы, несущей частоты, проводимости земной поверхности вдоль направления распространения радиоволн, а также от уровня помех в точке приема.

Сигналы опознавания передаются, как правило, путем манипуляции модулирующей либо несущей частоты. Код манипуляции — двух- или трехбуквенный код Морзе (7 слов в минуту). Позывной должен повторяться каждые 0,5...1 мин. Частота модуляции для опознавания (1020 ± 50) Гц или (400 ± 25) Гц. Глубина модуляции позывным сигналом примерно 95%, а глубина паразитной АМ не должна превышать 5%.

Контрольное устройство должно обеспечивать обнаружение и сигнализацию при уменьшении мощности излучения несущей частоты более чем на 50%, нарушении подачи сигналов опознавания и отказе контрольного устройства.

Основные эксплуатационные параметры наиболее распространенных приводных автоматизированных радиостанций ПАР-8 и ПАР-10с имеют следующие значения:

	ПАР-8	ПАР-10с
Диапазон частот, кГц	100...1500	150...1750
Мощность в антенном контуре в телеграфном (телефонном) режиме, Вт	400 (250)	400 (200)

Дальность действия ПАР-10с в телефонном режиме при работе на зонтичную антенну высотой 22 м не менее

170 км при высоте полета 1000 м; 260 км при высоте 5000 м и 360 км при высоте 10 000 м.

Обобщенная структурная схема ПРС (рис. 6.19) содержит: антенную систему АС; основной и резервный передатчик Прд; антенное реле АР; аппаратуру управления и контроля АУК; аппаратуру связи оператора АСО и радиостанцию связи РС. Приводная радиостанция работает в шести режимах, отличающихся видом модуляции при передаче позывных сигналов («Привод—1/2») и при использовании ПРС для связи с ЛА диспетчера («Трансляция») или оператора («ТЛГ», «ТОН» и «Микрофон»).

Антенная система — зонтичного типа высотой 22 или 8 м (в ПАР-10с) или Т-образная (ПАР-8), состоящая из трехлучевого полотна длиной 50...70 м, подвешенного на мачтах высотой 20 или 5 м. Антенный противовес имеет 16 радиальных лучей длиной по 50 м, расположенных на высоте 2 м от земной поверхности. Используются также закопанные в землю противовесы.

Передатчик Прд состоит из возбудителя Воз, усилителя мощности УМ и антенного контура АК. Возбудитель обеспечивает как плавную, так и дискретную настройку Прд. Усилитель низкой частоты УНЧ, тональный генера-

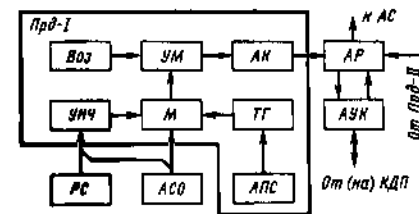


Рис. 6.19. Обобщенная структурная схема приводной радиостанции

тор ТГ и автомат подачи позывных сигналов АПС служат для управления модулятором М в различных режимах работы ПРС. Коэффициент нелинейных искажений при АМ сигналом 1000 Гц и глубине модуляции 80% не превышает 10%. Уровень паразитной АМ меньше 2,5%. Неравномерность частотной характеристики в диапазоне 200...3000 Гц не более 12 дБ.

Аппаратура управления и контроля АУК служит для дистанционного и местного управления передатчиками, передачи на КДП сигналов о состоянии ПРС и маркерного радиомаяка и выполнения служебных функций. Время перехода на резервный комплект в ПАР-10с не превышает 1,5 с.

Глава 7

СИСТЕМЫ ПОСАДКИ МЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА

7.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Глиссада минимальная — линия глиссады, которая соответствует нормам безопасного пролета препятствий и расположена под минимальным углом в вертикальной плоскости, содержащей ось ВПП.

Выходной сигнал канала курса (глиссады) — значение тока через индикатор положения (в микроамперах), определяемое на выходе бортового приемника при номинальной нагрузке последнего.

Искривление линии курса (глиссады) — угловое или линейное отклонение

любой точки линии курса (глиссады) от средней линии курса (глиссады).

Канал курса (глиссады) — наземная и бортовая аппаратура, излучающая и принимающая сигналы, содержащие информацию для управления ЛА в горизонтальной (вертикальной) плоскости при заходе на посадку.

Канал маркерный — наземная и бортовая аппаратура, излучающая и принимающая сигналы для определения пролета ЛА определенных точек с фиксированным расстоянием от начала ВПП.

Линия курса (глиссады) — геометрическое место точек, ближайших к

Таблица 7.1. Основные параметры СП МД

Параметр	СП-50М	СП-68	СП-70	СП-75	СП-80
	Категория системы				
	I	II	III	II	III
Дальность действия, км:					
канал курса	45	45	46	45	46
» глссადы	18	18	18,5	18	18,5
Число МРМ	2	2	3	2	3
Погрешность определения положения ЛА у начала ВПП (2а):					
канал курса, м	18	13	8	13	8
канал глссады, град.	0,3	0,3	0,15	0,15	0,15
Диапазон частот, МГц:					
канал курса	108,3... 110,3	108,3... 110,3	108... 112	108... 112	108... 112
» глссады	332,6... 335	332,6... 335	328,6... 335,4	328,6... 335,4	328,6... 335,4

оси ВПП в горизонтальной плоскости (ближайших к земной поверхности), в которых значения информативного параметра сигнала равны нулю.

Отклонение линии глссады угловое — разность между углом глссады и номинальным его значением.

Отклонение линии курса линейное — расстояние между осью ВПП и средней линией курса в метрах, измеренное у начала ВПП (со стороны захода на посадку).

Положение линии курса угловое — угол в горизонтальной плоскости между осью ВПП и средней линией курса.

Полусектор глссады (ПСГ) — выраженный в градусах угол в вертикальной плоскости, содержащий линию глссады и ограниченный местами точек, в которых $РГМ = 0,0875$.

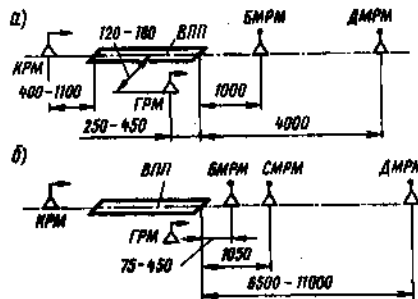
Сектор курса (СК) — выраженный в градусах сектор в горизонтальной плоскости, содержащий линию курса и ограниченный геометрическими местами точек, в которых $РГМ = 0,155$ (или глубина пространственной модуляции $M = 17,5\%$).

Точка опорная — точка на минимальной глссате над порогом ВПП.

Угол глссады — наименьший угол в вертикальной плоскости, проходящий через ось ВПП, между средней линией глссады и горизонтальной плоскостью, включающей начало ВПП.

7.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ СИСТЕМ ПОСАДКИ МЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА

Системы посадки метрового диапазона (СП МД) предназначены для получения на борту ЛА и выдачи



экипажу и в САУ посадочной информации о значении и знаке отклонения ЛА от номинальной траектории снижения, а также для определения моментов пролета характерных точек на траектории захода на посадку. Допустимый при посадке минимум погоды определяется установленными ИСАО нормами. Различают СП I, II и III категорий. Наиболее широкое применение находят системы I и II категорий. Более дорогая и сложная аппаратура III категории используется в крупных аэропортах с высокой интенсивностью воздушного движения и повышенной вероятностью неблагоприятных метеословий.

Система I категории служит для получения посадочной информации при заходе ЛА на посадку от границы зоны действия СП до высоты принятия решения, соответствующей 60 м над горизонтальной плоскостью, проходящей через начало ВПП.

Система II категории предназначена для выдачи посадочной информации при заходе ЛА на посадку от границы зоны действия СП до высоты принятия решения, соответствующей не менее 30 м над указанной горизонтальной плоскостью.

Система III категории должна выдавать посадочную информацию как при заходе ЛА на посадку, так и при приземлении в условиях значительного ограничения или отсутствия видимости наземных ориентиров.

Основа СП МД — независимые наземные РМ: курсовой (КРМ), глссадный (ГРМ) и маркерный (МРМ), предназначенные для формирования и излучения сигналов, по которым определяются НП. Все РМ работают в диапазоне метровых радиоволн и устанавливаются вблизи ВПП в соответствии с принятой схемой размещения посадочных средств (рис. 7.1). Отечественная бортовая аппаратура может работать с любой СП МД.

Рис. 7.1. Варианты размещения радиомаяков СП МД при двухмаркерной (а) и трехмаркерной (б) комплектациях (расстояния указаны в метрах)

Навигационные параметры СП МД — угловые отклонения ЛА от заданной траектории захода на посадку в горизонтальной и в вертикальной плоскостях, определяемые по сигналам соответственно КРМ и ГРМ.

Типы СП МД отличаются в основном принципом действия и категорией системы. Основные параметры СП МД приведены в табл. 7.1. Точностные параметры даны для каналов «земля — борт» в предположении равенства погрешностей, вызываемых наземным оборудованием, средней распространения сигналов и бортовой аппаратурой.

Отечественные СП МД разделяются на две группы. К первой относятся системы СП-50М и СП-68. Отличительная особенность систем типа СП-50 — одночастотная модуляция в канале курса, излучение балансно-модулированных сигналов и обратное по отношению к СП МД, стандартизированных ИСАО, распределение модулирующих частот в пространстве в канале глссады. Вторая группа — СП, отвечающие стандартам ИСАО соответствующей категории, представлены системами СП-70, СП-75 и СП-80.

Зарубежные СП МД (ILS) строят по стандартам ИСАО. Новое поколение РМ систем ILS представлено аппаратурой System 4000 (см. § 5.9).

7.3. ФОРМИРОВАНИЕ ПОСАДОЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ В СП МД

Положение ЛА относительно заданной траектории ЗТ (рис. 7.2) снижения определяется угловыми отклонениями $\Delta\phi$ и $\Delta\theta$ в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Угловые отклонения измеряются относительно плоскостей курса ПК и глссады ПГ, пересечение которых дает ЗТ. Плоскости ПК и ПГ задаются соответственно КРМ и ГРМ, первый из которых размещается за ВПП, а второй — вблизи точки приземления ЛА.

Специфика формирования ПК и ПГ приводит к ограничению эксплуатационных возможностей СП МД. Основное из этих ограничений — отсутствие выбора оптимальной для данного ЛА траектории снижения и необходимость захода на посадку только по одной траектории, угол наклона которой в вертикальной плоскости (угол глссады) $\theta_0 \approx 3^\circ = \text{const}$. Сигналы, пропорциональные $\Delta\phi$ и $\Delta\theta$, выдаются только в узком секторе пространства (примерно $\pm 4^\circ$ в горизонтальной и $\pm 1^\circ$ в вертикальной плоскостях). Кроме того, расположение ГРМ вблизи точки приземления ЛА и сравнительно

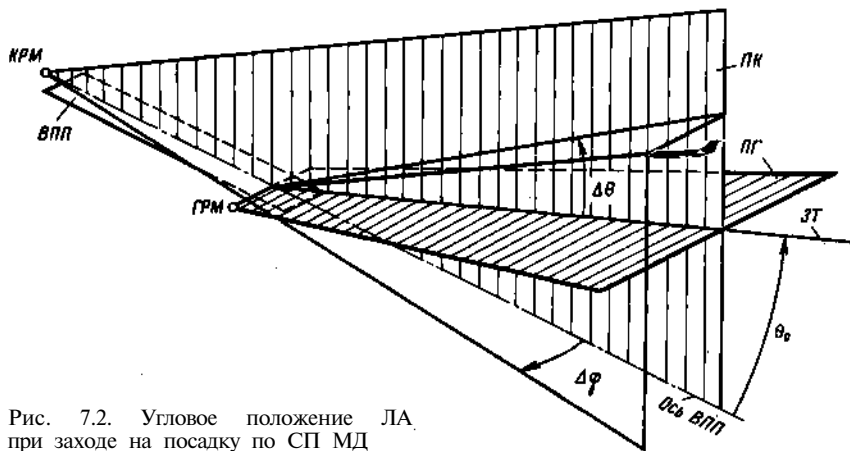


Рис. 7.2. Угловое положение ЛА при заходе на посадку по СП МД

большая длина волны сигналов ГРМ не позволяют использовать информацию об углах Д0 на заключительном этапе посадки, совпадающем с ближней зоной ГРМ, где еще не сформировались ДН антенн. Поэтому для завершения посадки обычно используют радиовысотомер.

Особенность СП — построение их на основе угломерных РНУ приводит к росту линейной погрешности отклонения от ЗТ при удалении ЛА от радиомаяка. Поэтому точность канала курса указывают для дальности от КРМ, соответствующей порогу ВПП; для обслуживания более длинных ВПП требуется большая точность КРМ.

Посадочная информация формируется наземными РМ, метод работы которых зависит от канала СП МД и типа РМ.

Каналы курса и глиссады современных СП МД строятся на основе равносигнального метода определения угловых координат. Антенны РМ создают ДН, пересекающиеся в горизонтальной (КРМ) или в вертикальной (ГРМ) плоскости. Образующиеся при пересечении ДН равносигнальные поверхности при малых угловых отклонениях от ЗТ могут быть аппроксимированы плоскостями курса и глиссады. Пересекающиеся в данной плоскости

ДН отличаются частотой АМ излучаемого сигнала (90 или 150 Гц). При этом в пространстве формируется АМ поле, коэффициенты глубины модуляции которого зависят от угловых отклонений ЛА от ЗТ (пространственная модуляция).

Каналы маркерные всех СП МД одинаковые. Основной их элемент — маркерный РМ, излучающий непрерывные колебания, модулированные позывными сигналами, присвоенными данному МРМ. Антенна МРМ создает конусообразную ДН в вертикальной плоскости, пролет которой дает экипажу информацию об удалении от начала ВПП.

Информативный параметр сигнала в каналах курса и глиссады СП МД — разность глубин модуляции или глубина пространственной модуляции. Разность глубин модуляции применяется в качестве информативного параметра в канале глиссады всех СП МД и в канале курса СП МД, отвечающих стандартам ИСАО. Глубина модуляции — информативный параметр канала курса СП МД типа СП-50. Информативный параметр сигнала в маркерном канале — амплитуда сигнала, а также код манипуляции и частота его модуляции (используемые для опознавания МРМ).

7.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ КАНАЛА КУРСА СП МД

Канал курса систем типа СП-50 основан на методе минимума глубины амплитудной модуляции. Антенная система КРМ формирует две ДН $f_n(\varphi)$ и $f_c(\varphi)$ (рис. 7.3), в пределах которых излучаются соответственно колебания несущей частоты f_0 и балансно-модулированный сигнал (БМС) с частотами $f_0 \pm F$, где $F = 60$ Гц. В пространстве образуется поле с АМ, глубина которой — функция углового отклонения $\Delta\varphi$ точки приема от направления минимума излучения $f_c(\varphi)$, совпадающего с линией курса ЛК (осью ВПП). С целью передачи опорного сигнала, необходимого для выделения из принимаемого сигнала информации о знаке $\Delta\varphi$, колебания несущей частоты, излучаемые в пределах $f_n(\varphi)$, модулируются по амплитуде колебаниями поднесущей частоты $F_n = 10$ кГц, которые в свою очередь модулируются по частоте напряжением частотой F .

Результирующее поле образуется при сложении полей, создаваемых антеннами КРМ. Напряженность поля несущей частоты вблизи от ЛК практически не зависит от углового положения точки приема. ($f_n(\varphi) \approx 1$ при $\Delta\varphi \approx 0$):

$$e_n = E_{mn} \{ 1 + m_n \sin[\Omega_n t + (\Delta\Omega_n / \Omega) \times \sin \Omega t] \} \sin \omega_0 t,$$

где E_{mn} — амплитуда; m_n — коэффициент глубины АМ; $\Delta\Omega_n$ — девиация частоты; $\Omega_n = 2\pi F_n$; $\Omega = 2\pi F$. Фазы БМС справа и слева от ЛК отличаются на 180° и напряженность поля БМС

$$e_0 = \pm E_{m0} f_0(\varphi) \sin \Omega t \sin \omega_0 t,$$

где E_{m0} — амплитуда поля в максимуме $f_0(\varphi)$.

Результирующее поле в дальней зоне при равенстве фаз несущих суммируемых колебаний

$$e_p = e_n + e_0 = E_{mn} \{ 1 + m_n \sin[\Omega_n t + (\Delta\Omega_n / \Omega) \sin \Omega t] \pm M \sin \Omega t \} \sin \omega_0 t,$$

где $M = \bar{E}_{m0} f_0(\varphi) / E_{mn}$ — коэффициент глубины пространственной АМ.

Принимаемый сигнал — АМ сигнал, глубина модуляции которого зависит от углового отклонения ЛА от ЛК, а фаза огибающей — от стороны отклонения. На выходе детектора бортового приемника действуют два сигнала. Один из них — сигнал переменной фазы имеет частоту 60 Гц и выделяется фильтром Ф-1 (рис. 7.3, з). Амплитуда этого сигнала благодаря действию АРУ приемника пропорциональна Дф, а фаза принимает значение 0 или 180° в зависимости от знака Дф. После усилителя У сигнал переменной фазы подается на фазовый детектор ФД. Другой сигнал — ЧМ поднесущие коле-

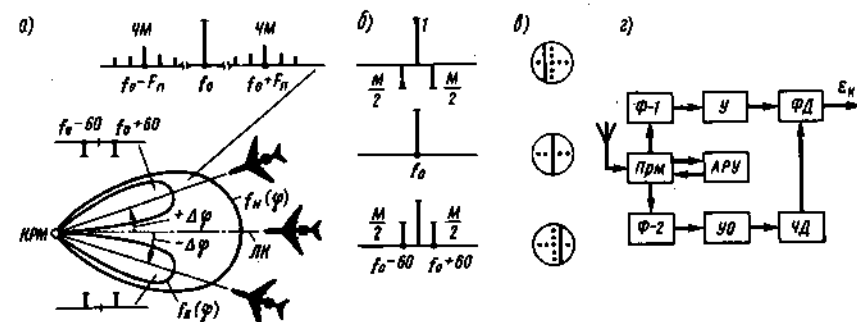


Рис. 7.3. Диаграммы направленности антенн и спектральный состав сигналов КРМ (а), спектры принимаемых сигналов (б), положение указателя курса индикатора положения (в) и структурная схема курсового приемника (г) СП МД типа СП-50

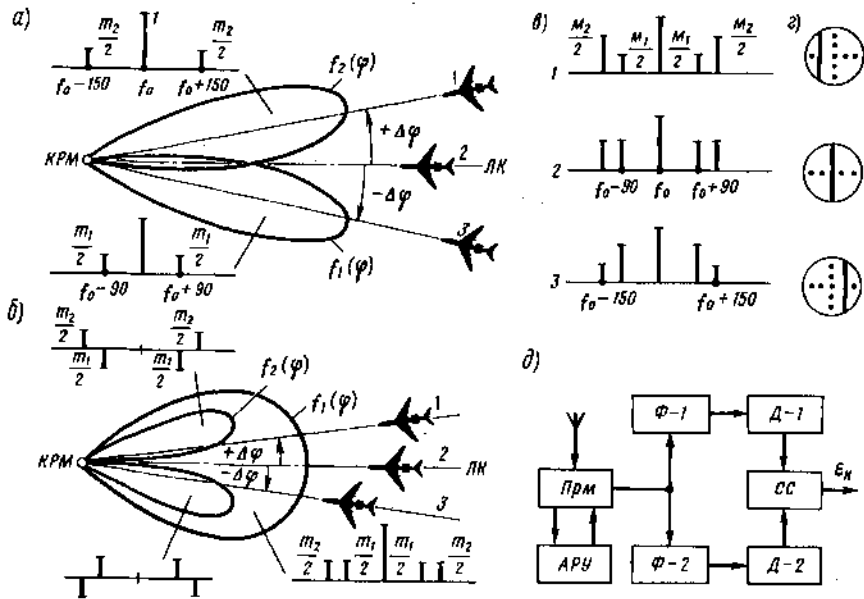


Рис. 7.4. Диаграммы направленности антенн равносигнального КРМ (а) и КРМ с «опорным нулем» (б), спектры принимаемых сигналов (в), положение указателя курса индикатора положения (z) и структурная схема курсового приемника (d) в СП, стандартизированных ICAO

бания выделяется фильтром Ф-2, настроенным на частоту 10 кГц, проходит усилитель-ограничитель УО и поступает на частотный детектор ЧД: с последнего снимается опорное напряжение — сигнал постоянной фазы, амплитуда и фаза которого не зависят от углового положения точки приема. Фазовый детектор выдает сигнал e_k постоянного тока, значение и полярность которого определяются отклонением $\Delta\varphi$ от ЛК. Линии курса соответствует угол $\Delta\varphi = 0$, при котором $M=0$ и $e_k=0$.

Канал курса с равносигнальным КРМ формирует ДН, пересекающиеся на линии курса ЛК (рис. 7.4, а). Сигналы, излучаемые в пределах ДН $f_1(\varphi)$ и $f_2(\varphi)$, отличаются частотами амплитудной модуляции $F_1=90$ Гц и $F_2=150$ Гц. Информация об угловом положении ЛА выделяется при сравнении глубин пространственной АМ на частотах F_1 и F_2 .

Результирующее поле КРМ формируется при сложении в пространстве синфазных АМ колебаний с частотами модуляции F_1 и F_2 :

$$e_{1,2} = E_{m1,2} f_{1,2}(\varphi) (1 + m_{1,2} \sin \Omega_{1,2} t) \sin \omega_0 t,$$

где $E_{m1,2}$ — амплитуды в максимуме $f_{1,2}(\varphi)$ и $f_2(\varphi)$; $m_{1,2}$ — коэффициенты глубины АМ излучаемых колебаний. Напряженность результирующего поля в дальней зоне при $E_{m1} = E_{m2} = E_m$ и равенстве фаз токов, питающих антенны,

$$e_p = e_1 + e_2 = E_m [f_1(\varphi) + f_2(\varphi)] (1 + M_1 \sin \Omega_1 t + M_2 \sin \Omega_2 t) \sin \omega_0 t,$$

где $M_1 = m_1 f_1(\varphi) / [f_1(\varphi) + f_2(\varphi)]$ и $M_2 = m_2 f_2(\varphi) / [f_1(\varphi) + f_2(\varphi)]$ —

коэффициенты глубины пространственной модуляции. Информативный пара-

метр сигнала — разность глубин модуляции $РГМ = M_1 - M_2$. Линии курса соответствует направлению, при котором $РГМ = 0$. Если обе ДН пересекаются точно по оси ВПП, то необходимо, чтобы $m_1 = m_2 = m$.

Принимаемый сигнал с помощью АРУ приемника (рис. 7.4, d) нормируется относительно напряжения несущей частоты и на выходе детектора действуют напряжения с частотами F_1 и F_2 , амплитуды которых пропорциональны M_1 и M_2 . Эти напряжения выделяются фильтрами Ф-1 и Ф-2, выпрямляются детекторами Д-1 и Д-2 и подаются на схему сравнения СС. Сигнал e_k с выхода последней пропорционален РГМ, а следовательно, угловому отклонению $\Delta\varphi$ от ЛК.

Канал курса с «опорным нулем» (рис. 7.4, б) использует антенную систему, которая в пределах $f_1(\varphi)$ излучает амплитудно-модулированный сигнал АМС с частотами модуляции $F_1=90$ Гц и $F_2=150$ Гц: $e_1 = E_{m1} f_1(\varphi) \times [(1 + m_1 \sin \Omega_1 t) + (1 + m_2 \sin \Omega_2 t) \sin \omega_0 t]$, а в пределах $f_2(\varphi)$ — БМС с теми же частотами модуляции, фазы которых в обоих лепестках ДН отличаются на 180° : $e_2 = E_{m2} f_2(\varphi) [(1 + m_1 \sin \Omega_1 t) - (1 + m_2 \sin \Omega_2 t) \sin \omega_0 t]$. Смещение ЛА относительно ЛК приводит к нарушению равенства глубин пространственной модуляции на частотах F_1 и F_2 .

Результирующее поле КРМ при $m_1 = m_2 = m$ и равенстве фаз токов, питающих антенны, имеет в дальней зоне амплитуду $E_p = 2E_m f_1(\varphi) [1 + M_1 \sin \Omega_1 t + M_2 \sin \Omega_2 t]$, где $M_1 = 0,5m [1 + E_{m2} f_2(\varphi) / E_{m1} f_1(\varphi)]$; $M_2 = 0,5m [1 - E_{m2} f_2(\varphi) / E_{m1} f_1(\varphi)]$ — коэффициенты глубины пространственной модуляции. Информативный параметр — разность глубин модуляции $РГМ = M_1 - M_2$.

Принимаемый сигнал аналогичен сигналу равносигнального КРМ и обрабатывается с помощью тех же устройств (см. рис. 7.4, d).

Канал курса с двухканальным КРМ применяется в СП МД II и III категории для уменьшения влияния на положение ЛК сигналов, отраженных от МО.

Основа построения канала курса — КРМ с «опорным нулем», формирующий основной узкий (УК) и дополнительный широкий (ШК) каналы.

Ширина ДН УК (рис. 7.5) равна $8 \dots 10^\circ$, что в 3..4 раза меньше ширины ДН одноканального КРМ. Широкий канал имеет двухлепестковую ДН, нулевое значение которой соответствует направлению ЛК. Ширина каждого лепестка $30 \dots 40^\circ$, а их максимумы ориентированы под углом $\pm(15 \dots 20)^\circ$ к ЛК. В левом (со стороны захода ЛА на посадку) лепестке ДН широкого канала принимается АМС с частотой модуляции 90 Гц, а в правом — АМС с частотой модуляции 150 Гц.

Широкий канал (канал клиренса) предназначен для указания экипажу направления вывода ЛА в зону действия узкого канала. Для подавления сигналов этого канала, отраженных от МО и принимаемых при малых отклонениях от ЛК (когда превагирует сигнал УК), сигналы обоих каналов КРМ должны отличаться по частоте либо по фазе. Различают частотный клиренс, когда сигналы ШК и УК сдвинуты по несущей частоте на $5 \dots 14$ кГц, и квадратурный клиренс, когда несущие частоты одинаковы, но составляющие спектра сигнала ШК сдвинуты по фазе на 90° относительно соответствующих составляющих спектра УК. Введение канала клиренса сопровождается повышением требований к стабильности несущих частот КРМ ($2 \cdot 10^{-5}$ при частот-

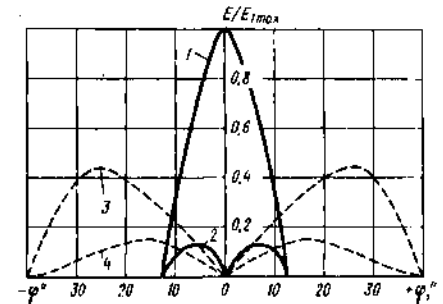


Рис. 7.5. Диаграммы направленности антенн двухканального КРМ (сплошные линии — ДН узкого канала, штриховые — широкого): 1, 3 — диаграммы излучения АМС; 2, 4 — диаграммы излучения БМС

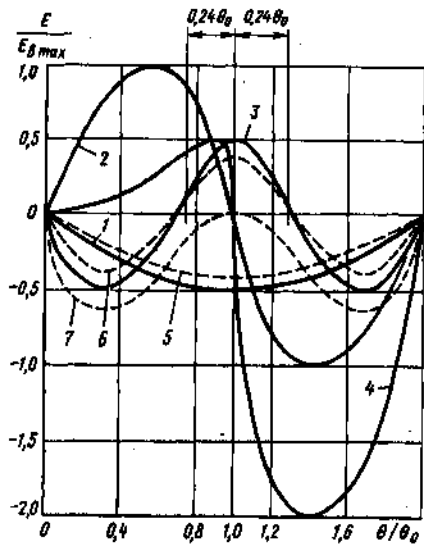


Рис. 7.7. Диаграммы направленности антенн двухканального ГРМ с компенсацией излучения под малыми углами к горизонту (сплошные линии — ДН узкого канала, штриховые — широкого): 1, 5 — нижняя антенна; 2 — верхняя антенна; 3, 6 — дополнительная верхняя антенна; 4, 7 — результирующая ДН

ЛГ сигнал канала клиренса подавлен, так как при $\theta = \theta_0$ напряженности полей этого и основного каналов, создаваемые нижней и дополнительной верхней антеннами, равны по амплитудам и противоположны по фазам.

Формирование сигнала в канале глissады с компенсацией поля под малыми углами к горизонту производится с помощью трех антенн. Нижняя антенна располагается на высоте h_n , верхняя — на высоте $h_v = 2h_n$, а дополнительная верхняя — на высоте $h_{д.в} = 3h_n$.

Амплитуды напряженностей полей, излучаемых нижней E_n , верхней E_v и дополнительной верхней $E_{д.в}$ антеннами (рис. 7.7), равны:

$$E_n = E_n(\theta) \{ (1 + m_{n1} \sin \Omega_1 t) + (1 + m_{n2} \sin \Omega_2 t) \};$$

$$E_v = -E_v(\theta) \{ (1 + m_{v1} \sin \Omega_1 t) + (1 + m_{v2} \sin \Omega_2 t) \};$$

$$E_{д.в} = -E_{д.в}(\theta) (m_{д.в1} \sin \Omega_1 t - m_{д.в2} \sin \Omega_2 t),$$

где $E_n(\theta) = E_{mf_n}(\theta)$; $E_v(\theta) = E_{mf_v}(\theta)$; $E_{д.в}(\theta) = E_{mf_{д.в}}(\theta)$.

Результирующее поле образуется при сложении полей антенн ГРМ и имеет в дальней зоне амплитуду

$$E_p = 2 \{ E_n(\theta) - E_v(\theta) \} (1 + M_1 \sin \Omega_1 t + M_2 \sin \Omega_2 t),$$

где $M_1 = 0,5 \{ m_{n1} E_n(\theta) - m_{v1} E_v(\theta) - m_{д.в1} E_{д.в}(\theta) \} / [E_n(\theta) - E_v(\theta)]$ и $M_2 = 0,5 \{ m_{n2} E_n(\theta) - m_{v2} E_v(\theta) + m_{д.в2} E_{д.в}(\theta) \} / [E_n(\theta) - E_v(\theta)]$ — коэффициенты глубины пространственной модуляции. Информативный параметр сигнала $PGM = M_1 - M_2 = 0,5 \{ E_n(\theta) - E_v(\theta) \}^{-1} \{ E_n(\theta) \times (m_{n1} - m_{v1}) - E_v(\theta) (m_{v1} - m_{д.в1}) - E_{д.в}(\theta) \times (m_{д.в1} + m_{д.в2}) \}$.

На линии глissады $E_{д.в}(\theta) = -E_v(\theta)$; $E_n(\theta) = 0$ и из условия $PGM = 0$ следует, что $m_{n1} + m_{д.в1} = m_{v1} - m_{д.в2} = m_p$, где согласно существующим нормам $m_p = 0,4$. Значение $m_{n1,2}$ выбирается с учетом подавления излучения ВА и НА полем дополнительной верхней антенны под заданным углом к горизонту. Если $m_{д.в1} = m_{д.в2} = m$, то при θ , близких к θ_0 , $PGM = K_m E_{mf_n}(\theta) / [E_{mf_n}(\theta)]$. Коэффициент K_m зависит от значения угла, при котором достигается компенсация излучения.

7.6. ПАРАМЕТРЫ СП МД

Зона действия СП МД — объем пространства, в пределах которого возможно определение с помощью типовой бортовой аппаратуры положения линий курса и глissады.

Зона действия КРМ (рис. 7.8) охватывает сектор $\pm 35^\circ$ в горизонтальной и 7° в вертикальной плоскостях. Нижняя граница зоны прорходит на высоте не менее 300 м над самой

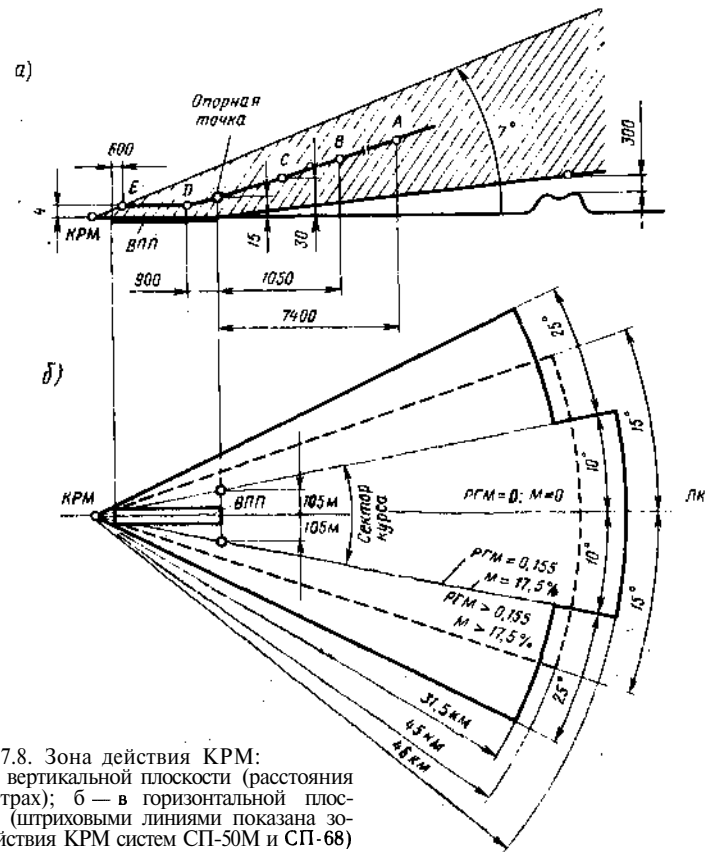


Рис. 7.8. Зона действия КРМ: а — в вертикальной плоскости (расстояния в метрах); б — в горизонтальной плоскости (штриховыми линиями показана зона действия КРМ систем СП-50М и СП-68)

высокой точкой поверхности в зоне действия КРМ или на высоте более 600 м по отношению к опорной точке. Дальность действия КРМ 46 км в секторе $\pm 10^\circ$ и 31,5 км в секторе $\pm 35^\circ$ относительно оси ВПП.

Зона действия ГРМ (рис. 7.9) в горизонтальной плоскости ограничена сектором $\pm 8^\circ$ относительно оси ВПП и расстоянием 18,5 км, а в вертикальной плоскости — углами $0,45\theta_0$ и $1,75\theta_0$, где θ_0 — угол глissады.

Заданная траектория захода на посадку определяется положениями линий курса и глissады, формируемых антенной системой КРМ и ГРМ.

Средняя линия курса — прямая линия в горизонтальной плоскости, соот-

ветствующая среднему значению угловых положений точек на линии курса на участках: от точки А (см. рис. 7.8) до точки В (СП МД I категории), от точки В до опорной точки (СП МД II категории), от точки С до точки D (СП МД III категории). При вводе КРМ в эксплуатацию линию курса совмещают с осью ВПП.

Средняя линия глissады — прямая линия в вертикальной плоскости, соответствующая среднему значению угловых положений точек на линии глissады на участке от точки А до точки В. При вводе ГРМ в эксплуатацию линию глissады устанавливают под номинальным углом θ_0 . ГРМ должен допускать регулировку угла θ_0 в пределах $2...4^\circ$.

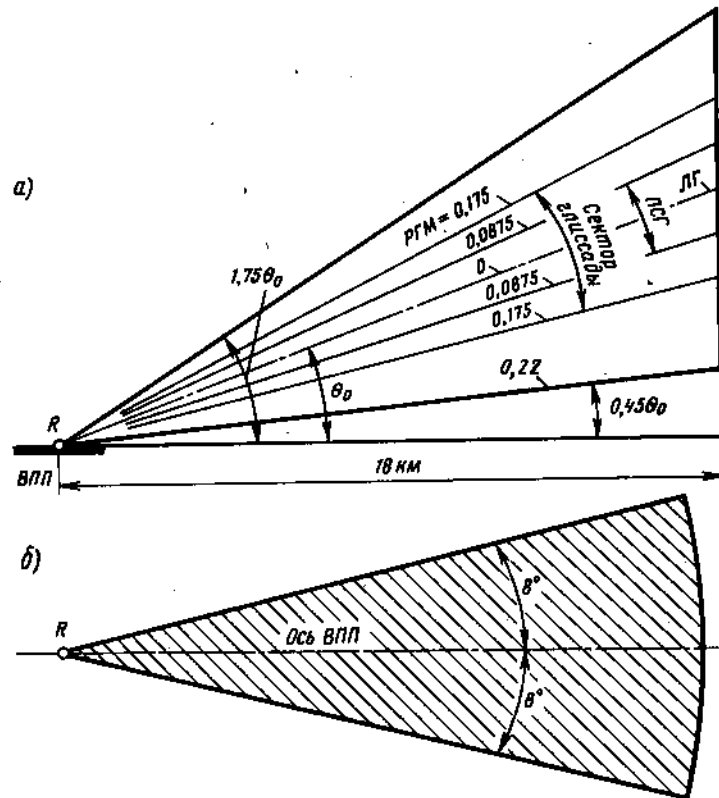


Рис. 7.9. Зона действия ГРМ в вертикальной (а) и горизонтальной (б) плоскостях (точка R — пересечение продолженной спрямленной части линии глissады с ВПП; ПСГ — полусектор глissады)

Точностные параметры включают крутизну характеристики выходного сигнала по угловому отклонению, стабильность положения заданной траектории захода на посадку, искривление линий курса и глissады, соответствие поляризации принимаемого сигнала заданной.

Крутизна характеристики выходного сигнала по угловому отклонению $S_v = S_{pm} S_\delta = \Delta I / \Delta \delta$, где $S_{pm} = \Delta RGM / \Delta \delta$ — крутизна характеристики радиомаяка (КХРМ); $S_\delta = \Delta I / \Delta RGM$ — крутизна характеристики бортового приемника (КХБП); ΔRGM и Δh приращение RGM и тока через индикатор положе-

ния (в микроамперах), вызванные отклонением ЛА от заданной траектории $\Delta \delta$ ($\Delta \delta = \Delta \varphi$ или $\Delta \theta$) соответственно для КРМ и ГРМ). В канале курса вместо S_v часто используют крутизну характеристики КРМ по линейному отклонению ΔL от линии курса: $S_{k.l} = \Delta I / \Delta L$, где L выражают в метрах. При линейной ширине сектора курса у торца ВПП, равной 210 м, номинальное значение крутизны $S_{k.l} = 0,00145 RGM/м$. В КРМ I категории значение крутизны может отличаться от номинального и зависит от установленной ширины сектора курса. В канале курса систем типа СП-50 при

определении КХРМ и КХБП вместо ΔRGM используют приращение глубины пространственной модуляции ΔM , выраженное в процентах.

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

Искривления линий курса и глissады оказывают неблагоприятное влияние на процесс посадки, особенно при автоматизации последнего. Причина искривлений — влияние сигналов, отраженных от МО, для снижения которого необходима тщательная и дорогостоящая планировка местности перед радиомаяком. Существенного снижения искривлений траектории можно достигнуть с помощью двухканальных РМ.

Поляризация поля, используемая в СП МД, — горизонтальная. Появление вертикальной составляющей поля ведет к погрешностям системы. Нормами ICAO устанавливается допустимый уровень вертикальной составляющей поля. Так, в канале курса вертикальная составляющая при положении ЛА на линии курса и при крене $\pm 20^\circ$ не должна превышать значения, соответствующего $RGM = 0,016$ для систем I категории, $0,008$ — для II категории и $0,005$ — для III категории.

Нормы ICAO на параметры КРМ регламентируют основные параметры (табл. 7.2), зависящие от категории СП МД, и общие для всех категорий частотные параметры (табл. 7.3), параметры зоны действия КРМ, сигналов связи и опознавания, контроли-

Требуемая в пределах зоны действия напряженность поля КРМ не менее 40 мкВ/м и составляет на линии глissады в пределах сектора курса в СП I категории 90 мкВ/м на расстоянии 18,5 км от ГРМ и высоте 60 м относительно горизонтальной плоскости оси ВПП и увеличивается в системах II категории до 200 мкВ/м на высоте 15 м. В системах III категории последнее значение напряженности поля сохраняется до высоты 6 м над порогом ВПП и должно быть не менее 100 мкВ/м в точках, расположенных вдоль оси ВПП на высоте 4 м.

Характер изменения RGM должен быть таким, чтобы RGM линейно возрастала от нулевого значения на линии курса до значения не менее $0,18$ в секторе $\pm 4^\circ$ относительно линии курса. В секторе $\pm (4 \dots 10^\circ)$ регламентированное минимальное значение RGM составляет $0,18$, а в секторе $\pm (10 \dots 35^\circ) — 0,155$.

Ширина сектора курса (СК) устанавливается такой, чтобы в точках, находящихся под углом глissады на высоте 15 м над горизонтальной плоскостью, линейная ширина СК была 210 м. В аэропортах с короткими ВПП при такой ширине СК его угловые размеры могут превышать 6° . В такой ситуации ширина СК устанавливается равной 6° . При длинных ВПП (или удалении КРМ) ширина СК может оказаться меньше 4° . В этом случае ширина СК устанавливается равной 4° .

Параметры модулирующих напряжений с частотами 90 и 150 Гц должны отвечать в зависимости от категории систем (I, II или III) следующим требованиям:

Допустимая нестабильность частот, %
Точность фазирования модулирующих напряжений, доли периода напряжения 150 Гц
Точность фазирования напряжений одной частоты в двухканальных радиомаяках, градус

	I	II	III
Допустимая нестабильность частот, %	2,5	1,5	1,0
Точность фазирования модулирующих напряжений, доли периода напряжения 150 Гц	0,056	0,056	0,028
Точность фазирования напряжений одной частоты в двухканальных радиомаяках, градус	20	20	10

рующей аппаратуры, а также размещенные КРМ.

Зона действия КРМ, отвечающая нормам ICAO, показана на рис. 7.8.

Допускается относительное значение гармоник с частотой 180 Гц не более 5 %, а остальных гармоник частот 90 и 150 Гц — 10 %.

Таблица 7.2. Нормы ИСАО на основные параметры КРМ и ГРМ

Параметр	Категория системы		
	I	II	III
Курсовой радиомаяк			
Допустимое отклонение линии курса от оси ВПП, м	$\pm 10,5$ 17	$\pm 7,5$ 17	$\pm 3,0$ 10
Максимальное отклонение крутизны характеристики КРМ от номинального значения, %			
Искривления линии курса, (2а), РГМ:			
до точки А (см. рис. 7.8)	0,031	0,031	0,031
от точки А до точки В (уменьшаются по линейному закону)	0,015	0,005	0,005
от точки В до точки С (до опорной точки)	0,015	(0,005)	(0,005)
от опорной точки до точки D	—	—	0,005
от точки D до точки E	—	—	0,01
Глубина модуляции несущей частоты каждым из напряжений 90 и 150 Гц на линии курса, %	20 ± 2	20 ± 2	20 ± 1
Глиссидный радиомаяк			
Допустимое отклонение угла глиссады, доли номинального угла глиссады θ_0	$\pm 0,075$	$\pm 0,075$	$\pm 0,04$
Максимальное отклонение крутизны характеристики ГРМ от номинального значения, %	25	20	15
Полусектор глиссады, доли номинального угла глиссады θ_0	0,07...0,14	12	12
Максимальные значения искривлений линии глиссады, РГМ:			
до точки С(А)	0,035	(0,035)	(0,035)
от точки А до точки В (уменьшаются по линейному закону)	—	0,023	0,023
от точки В до опорной точки	—	0,023	—
Глубина модуляции несущей частоты каждым из напряжений 90 и 150 Гц на линии курса, %	$37,5...42,5$	$37,5...42,5$	$37,5...42,5$

Таблица 7.3. Нормы ИСАО на частотные параметры КРМ и ГРМ

Параметр	Тип радиомаяка	
	КРМ	ГРМ
Диапазон частот, МГц	108... и 1975	328,6...335,4
Отклонение несущей от номинального значения при одной (двух) несущих частотах, %	0,005(0,002)	0,005(0,002)
Разнос несущих частот двухканальных РМ, кГц	5...14	5...14

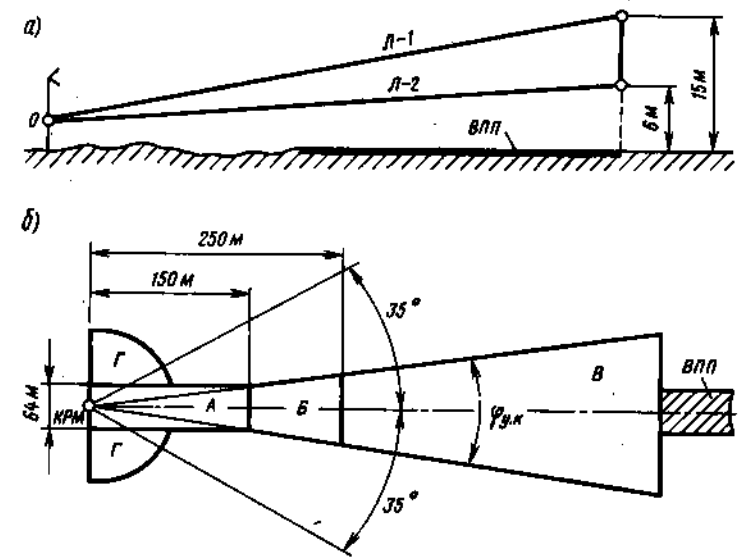


Рис. 7.10. Расположение регламентированных зон перед КРМ: а — зоны видимости в вертикальной плоскости (О — точка, расположенная на половине высоты антенной системы узкого канала); б — планировочные зоны в горизонтальной плоскости ($\Phi_{з.к}$ — ширина ДН узкого канала)

При использовании КРМ для радиотелефонной связи максимальное регламентированное значение суммы глубин модуляции несущей напряжением с частотами 90 и 150 Гц составляет 65 % в пределах сектора $\pm 10^\circ$ от линии курса и 78 % в любой другой точке зоны действия КРМ. Оповещение КРМ осуществляется путем амплитудной модуляции несущей частоты (или двух несущих частот при частотном клиренсе) сигналам с частотой (1020 ± 50) Гц и манипуляции двумя или тремя буквами по коду Морзе. Сигнал опознавания должен передаваться со скоростью примерно 7 слов в минуту и повторяться не менее 6 раз в минуту. При невозможности использования КРМ для посадки сигнал опознавания должен быть выключен.

Аппаратура контроля КРМ обязана выдавать сигналы предупреждения о неисправности РМ и выключать работающий комплект КРМ с переходом на резервный комплект при выполнении любого из условий:

отклонение линии курса превышает $\pm 10,5$; $\pm 7,5$ или ± 3 м соответственно для КРМ I, II и III категорий;

выходная мощность менее 50 % номинальной и одноканальных КРМ, а в двухканальном КРМ с частотным клиренсом — менее 80 % номинальной на любой из несущих частот;

крутизна характеристики КРМ изменилась более чем на 17 % номинального значения.

Выдержка времени между моментами возникновения аварийной ситуации и аварийного выключения работающего комплекта КРМ не более 10, 5 и 2 с соответственно для КРМ I, II и III категорий.

Антенная система КРМ устанавливается на продолжении оси ВПП со стороны, противоположной заходу самолетов на посадку, так, чтобы сооружение РМ не являлось препятствием для выполняющих посадку ЛА (см. рис. 7.1). Местность перед КРМ (рис. 7.10) должна обеспечивать прямую видимость по линиям Л-2 для КРМ

Таблица 7.4. Нормы ИСАО на минимально допустимое расстояние между КРМ, км, при разное частот Δf каналов КРП

Разность несущих частот, КРМ, кГц	$\Delta f = 200$ кГц	$\Delta f = 100$ кГц	$\Delta f = 50$ кГц
0	150	150	150
50	—	28	11
100	65	11	0
200	11	0	0

III категории и Л-1 для КРМ II категории. В зонах А, Б, Г допускается установка только светосигнального оборудования. Допустимый уклон местности в любом направлении в зонах А и Б — не более 0,01, а в зоне Г — не более 0,02. Неровности рельефа местности не должны превышать ± 15 см в зоне А, ± 30 см — в зоне Б и ± 20 см — в зоне Г. В зоне В высота всех предметов и сооружений не должна превышать 0,01, а в секторе $\pm 35^\circ$ от оси ВПП — 0,03 расстояния до антенны КРМ.

Нормами ИСАО регламентируется также минимально допустимое расстояние между двумя КРМ (табл. 7.4).

Нормы ИСАО на параметры ГРМ приведены в табл. 7.2 и 7.3.

Зона действия ГРМ, отвечающая нормам ИСАО, показана на рис. 7.9. Требуемая напряженность поля ГРМ в пределах зоны действия не менее 400 мкВ/м до высоты 30 м над горизонтальной плоскостью порога ВПП для ГРМ I категории и до высоты 15 м для ГРМ II и III категорий.

Ширина полусектора глассиды (ПСГ) устанавливается в пределах (0,07... 0,14)90 для ГРМ I категории, а для ГРМ II категории 0,1290 с допусками $\pm 0,0280$ и $- 0,0590$ для верхней части ПСГ и с допусками $\pm 0,0260$ для нижней части ПСГ. В системах III категории ширина верхней и нижней частей ПСГ равна (0,12 \pm 0,02)90.

Параметры модулирующих напряжений с частотами 90 и 150 Гц должны отвечать требованиям, указанным для канала курса.

Аппаратура контроля ГРМ должна выдавать сигналы предупреждения о неисправности ГРМ и обеспечивать аварийное отключение работающего комплекта ГРМ с переходом на резервный комплект при выполнении любого из условий:

отклонение линии глассиды превышает 0,075 номинального значения угла глассиды θ_0 ;

выходная мощность менее 50 % номинальной в одноканальных ГРМ, а в двухканальных ГРМ с частотным клиренсом менее 80 % номинальной на любой из несущих частот;

изменение угла между линией глассиды и линией ниже глассиды, где $P_{GM} = 0,0875$, превышает 0,0375 θ_0 ;

изменение угла между линией ниже глассиды, где $P_{GM} = 0,0875$, и горизонтом меньше, чем 0,75 θ_0 ;

крутизна характеристики ГРМ изменилась более чем на ± 25 % номинального значения (для ГРМ II и III категорий).

Выдержка времени между моментами возникновения аварийной ситуации и аварийным выключением работающего комплекта не более 6 с для ГРМ I категории и 2 с для ГРМ II и III категорий.

Антенная система ГРМ устанавливается на грунтовой части летного поля аэродрома со стороны, противоположной участку застройки и рулежным дорожкам, на расстоянии от оси ВПП не менее 120 м, а от начала ВПП на таком расстоянии, чтобы спрямленная часть глассиды проходила над торцом ВПП на определенной высоте, обеспечивающей безопасную посадку самолетов (см. рис. 7.1). Необходимо, чтобы в зоне захода на посадку не было шоссейных и железных дорог, воздушных линий связи и электропередачи, леса, кустарника, оврагов и возвышенностей.

Продольный нисходящий уклон местности в зоне А (рис. 7.11) не должен превышать 0,015 и 0,008 при протяженности зоны А соответственно до 350 и 850 м. Поперечный уклон в зоне А должен быть не более 0,008. В этой зоне допускаются неровности рельефа не более ± 15 см, а высота снежного или травяного покрова не более

± 20 см. Размер зоны А определяется по формуле

$$L_A = 0,7\theta_0^{-1} [(h_0 + 1,37\theta_0^{-1}) + \theta_0^{-1/2}(2,75h_0 + 1,9\theta_0^{-1})^{1/2}].$$

Вне зоны А в секторах 45 и 30 до ближайшей приводной радиостанции местные предметы должны располагаться ниже угла $(\theta_0 + \alpha_y)/3$, где α_y — средний продольный уклон местности зоны А. Местные предметы, находящиеся за антенной системой ГРМ, должны быть удалены от последней на расстояние не менее 50 м.

Удаление L глассидного РМ от торца ВПП в сторону ее центра (рис. 7.12) определяется с учетом рельефа местности: $L = (H_{0,r} \pm \Delta H) / \text{tg}(\theta_0 \pm \alpha_r)$, где $H_{0,r}$ — высота опорной точки; ΔH — разность высот точек P и P' относительно горизонта.

Размещение ГРМ, работающих на близких частотах, допускается только при расстояниях между ГРМ, указанных в табл. 7.5.

Нормы ИСАО на параметры МРМ предусматривают работу всех МРМ на одной несущей частоте 75 МГц \pm $\pm 0,01$ %.

Зона действия МРМ должна обеспечивать работу типового маркерного приемника при снижении ЛА по глассиде под углом около 3° на участках (600 \pm 200) м над дальним МРМ (ДМРМ), (300 \pm 100) м над средним МРМ (СМРМ) и (150 \pm 50) м над ближним МРМ (БМРМ). Напряженность поля в зоне действия МРМ не менее 1,5 мкВ/м. При снижении ЛА по глассиде напряженность поля возрастает не менее чем до 3 мкВ/м. Поляризация поля — горизонтальная.

Модулирующие сигналы зависят от расположения МРМ. Частоты модуляции составляют 400 Гц в ДМРМ, 1300 Гц в СМРМ и 3000 Гц в БМРМ. Допускается отклонение модулирующих частот от номинальных значений, не превышающее $\pm 2,5$ %. Допустимый коэффициент гармоник для каждой из частот модуляции не более 15 %. Глубина модуляции несущей частоты (95 \pm 4) %.

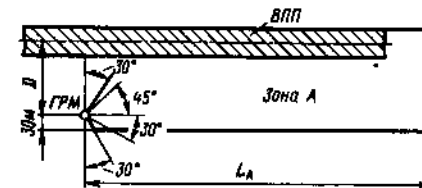


Рис. 7.11. Расположение регламентированных зон перед ГРМ

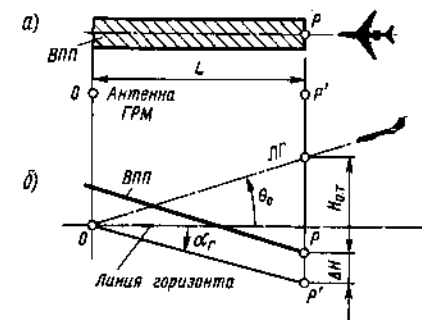


Рис. 7.12. Расположение точек О, Р и Р' относительно ВПП в горизонтальной (а) и вертикальной (б) плоскостях

Опознавание МРМ — по модулирующим частотам и коду манипуляции несущей частоты: для ДМРМ — 2 тире в секунду, для СМРМ — непрерывное чередование 2 тире и 6 точек

Таблица 7.5. Нормы ИСАО на минимально допустимое расстояние между ГРМ, км, при разное частот Δf каналов ГРП

Разность несущих частот ГРМ, кГц	$\Delta f = 600$ кГц	$\Delta f = 300$ кГц	$\Delta f = 150$ кГц
0	90	90	90
150	—	30	18,5
300	45	18,5	2
450	—	5,5	0
600	9,5	2	0

в секунду, для БМРМ — 6 точек в секунду. Допускается отклонение в скорости манипуляции не более 15 %.

Аппаратура контроля МРМ должна обеспечивать выдачу сигналов предупреждения при прекращении модуляции или манипуляции и уменьшении излучаемой мощности более чем на 50 %.

Размещение МРМ зависит от комплектации СП МД (см. рис. 7.1). Нормируемые параметры размещения МРМ имеют следующие значения:

	Удаление от начала ВПП, км	Смещение антенны в сторону от оси ВПП, м
Двухмаркерный вариант:		
ДМРМ	4 ± 0,3	—
БМРМ	1 ± 0,1	—
Трехмаркерный вариант:		
ДМРМ	7,2(6,5... 11)	± 7,5
СМРМ	1,05 ± 0,15	± 7,5
БМРМ	0,075... 0,45	± 30

Нормируемые параметры бортовой аппаратуры СП МД — чувствительность, стабильность центрирования и неравномерность характеристики АРУ устанавливаются в соответствии с номинальными значениями при лабораторной проверке и калибровке БА.

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.

Стандартные испытательные сигналы имитируют сигналы РМ и подаются на вход бортовых приемников — кур-

сового (КРМ) и глissадного (ГРП) при лабораторной проверке. Значения ряда параметров БА зависят от типа индикатора положения, определяемого током полного отклонения указателя, равным ± 150 мкА (И-150) и ± 250 мкА (И-250).

Стандартный сигнал центрирования канала курса в режиме СП-50 — высокочастотное АМ напряжение на любом из частотных каналов системы с глубиной модуляции 30 % напряжением с центральной частотой (10 ± 0,1) кГц, которое модулировано по частоте напряжением с частотой 60 Гц при девиации (1,1 ± 0,01) кГц.

Стандартный испытательный сигнал отклонения канала курса в режиме СП-50 формируется путем модуляции по амплитуде стандартного сигнала центрирования синусоидальным напряжением частотой 60 Гц при коэффициенте глубины модуляции 17,5 %.

Стандартный сигнал центрирования канала курса (глissады) в режиме «ILS» и глissады в режиме СП-50 — высокочастотное напряжение на любом из частотных каналов системы, модулированное по амплитуде синусоидальными напряжениями частотами (90 ± ± 2,7) Гц и (150 ± 4,5) Гц при глубине модуляции, равной 20 % для канала курса и 40 % для канала глissады. Фазы модулирующих напряжений должны совпадать в каждый третий период при частоте 90 Гц и каждый пятый — при частоте 150 Гц и далее возрастать в одном и том же направлении. В канале курса допустима $RGM \leq 0,002$.

Стандартный испытательный сигнал отклонения канала курса (глissады) в режиме «ILS» и канала глissады в режиме СП-50 формируется из стандартного сигнала центрирования путем изменения глубин модуляции несущей частоты напряжениями 90 и 150 Гц до значений, соответствующих $RGM = 0,092 \pm 0,002$.

Ток стандартного отклонения индикатора курса (глissады), т. е. ток, протекающий через рамку индикатора при подаче на вход КРП (ГРП) стандартного испытательного сигнала отклонения, должен быть равен при индикаторе типа И-150 в канале курса 90 мкА в режиме «ILS» и 150 мкА

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 $RGM = 0,093$ (0,092)	90	(79)
Неравномерность характеристики АРУ, %, в диапазоне входных сигналов 15...10 000 мкВ (25...10 000 мкВ)	25	(20)
Избирательность, дБ, при расстройке ± 40 кГц (± 300 кГц)	60	(60)
Симметрия тока отклонения, %	4	4
Нелинейность изменения тока отклонения, %, в диапазоне значений $RGM \pm 0,175$ (± 0,155)	(10)	10

в режиме «СП-50», а в канале глissады — 78 мкА в режимах «ILS» и «СП-50». При индикаторе типа И-250 токи стандартного отклонения равны в канале курса 150 мкА в режиме «ILS» и 250 мкА в режиме «СП-50», а в канале глissады — 130 мкА в режиме «СП-50» и «ILS».

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

Требования на отечественную БА различны для режимов «СП-50» и «ILS», соответствующих работе по СП типа СП-50 и по стандартизированным ICAO системам. Наиболее общие требования даны в табл. 7.6.

Требования ICAO к КРП регламентируют допустимые средние квадратичные значения выходного сигнала канала курса при $RGM = 0$, зависящие от скорости снижения ЛА:

Скорость ЛА, км/ч.	105	180	210
Отклонение выходного сигнала, мкА, в аппаратуре I(II) категории.	13(9)	13(7)	7(5)

Минимальная чувствительность КРП должна составлять 12 мкВ. Коэффициент усиления низкочастотного тракта при индикаторе типа И-150 должен

быть таким, чтобы увеличение уровня одного модулирующего напряжения на 2 дБ (т. е. увеличение глубины модуляции до 25,2 %) при одновременном уменьшении уровня другого напряжения на 2 дБ (уменьшении глубины модуляции до 15,9 %) приводило к изменению выходного тока на 90 мкА, когда амплитуда стандартного сигнала центрирования равна 1 мВ. От АРУ требуется поддержание напряжения частотой 150 Гц постоянным с допуском ± 1 дБ при изменении стандартного сигнала отклонения от 15 до 100 мВ.

Требования ICAO к ГРП регламентируют средние квадратичные отклонения выходного сигнала, которые при $RGM = 0$ для ГРП I категории не должны превышать ± 12 мкА, а для II категории ± 9 мкА.

Минимальная чувствительность ГРП должна составлять 20 мкВ. Требуется такой коэффициент усиления низкочастотного тракта, чтобы при индикаторе типа И-150 увеличение уровня одного модулирующего напряжения на 1 дБ (т. е. увеличение глубины модуляции до 44,9 %) при одновременном уменьшении уровня другого напряжения на 1 дБ (уменьшении глубины модуляции до 35,7 %) приводило к изменению выходного тока на 70 мкА, когда амплитуда стандартного сигнала центрирования равна (600 ± 100) мкВ. Устройство АРУ должно поддерживать напряжение частотой 150 Гц по-

тоянным с допуском $\pm 1,5$ дБ при изменении стандартного сигнала отклонения от 0,02 до 100 мВ. Предусматривается включение сигнализации предупреждения об отказе КРП или ГРП (флажковая сигнализация) при пропадании частот модуляции.

7.7. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПАРАМЕТРЫ СП МД

Внутренние факторы, влияющие на параметры поля КРМ и ГРМ: нестабильность амплитудно-фазовых соотношений и коэффициентов глубины модуляции токов в излучателях антенной системы, уровень остаточной перекрестной модуляции (по трактам различных модулирующих частот) и нестабильность коэффициентов перекрестной модуляции (кросс-модуляции).

Действия внутренних факторов на КРМ приводят к нестабильности положения линии курса. Стабильность ЛК возрастает с увеличением числа излучателей антенной системы.

Действие внутренних факторов на ГРМ вызывает отклонение линии глассады $\Delta\theta_0 = S_{PM}^{-1} [m(\Delta m/m + \Delta I/I) + 0,5(\Delta m_{12} - \Delta m_{21})/(m_{12} + m_{21})]$, где S_{PM} — номинальное значение крутизны характеристики ГРМ; m и Δm — номинальное значение и нестабильность глубины АМ ($m_1 = m_2 = m$ и $\Delta m_1 = \Delta m_2 = \Delta m$); I и ΔI — номинальное значение и нестабильность тока, питающего антенну ГРМ; Δm_{12} и Δm_{21} — нестабильность глубин перекрестной модуляции

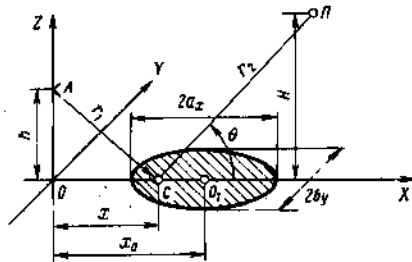


Рис. 7.13. Участок земной поверхности (заштрихован), существенный для формирования ДН ГРМ

m_{12} и m_{21} . Считается, что токи I_a и I_n равны I и синфазны.

Сдвиг по фазе ψ полей, создаваемых антеннами ГРМ, зависит от расстояния D точки приема от ГРМ (особенно при $D < 1$ км). В спектре протектированного в ГРП сигнала появляются гармонические и комбинационные составляющие, уровень которых определяется значением ψ . Эти составляющие по-разному ослабляются в фильтрах, предназначенных для выделения сигналов с частотами 90 и 150 Гц, и приводят к нестабильности индицируемого угла глассады, а также влияют на крутизну характеристики выходного сигнала канала глассады.

Внешние факторы, влияющие на параметры поля принимаемого сигнала: неровности рельефа местности; изменение уровня поверхности вблизи антенной системы радиомаяка; местные объекты и присутствие вертикальной составляющей поля сигнала.

Рельеф местности наиболее сильно влияет на параметры поля ГРМ, так как линия глассады создается с помощью ДН, формирование которых в вертикальной плоскости осуществляется с участием земной поверхности. Участок земной поверхности, существенный для формирования ДН, определяется длиной волны λ , высотой H точки приема Π , высотой h подвеса антенны A и зависит от угла θ (рис. 7.13). Положение и размеры этого участка:

$$x = h/\operatorname{tg}\theta; \quad x_0 = l + K(H-h)/2H[K + (h+H)^2]; \quad a_x = 0,5(d + 0,5\lambda)K(K + 4hH)^{1/2}/[K + (h+H)^2]; \\ b_x = a_x[K + (h+H)^2]^{1/2}/(d + 0,5\lambda),$$

где $d = r_1 + r_2$; $K = \lambda(d + 0,25\lambda)$; x — расстояние от точки O до точки отражения C .

Неровности местности в пределах существенного участка, размеры которых соизмеримы с $l \approx 0,66(x_0 + a_x)$, приводят к повороту ДН в вертикальной плоскости. При меньших размерах они вызывают искривление линии глассады.

Изменение уровня отражающей поверхности происходит, например, из-за увеличения снежного покрова или высоты растительности вблизи антенны

ГРМ. При идеальной проводимости и горизонтальной поверхности ДН в вертикальной плоскости имеет вид $f_{\text{в.н}}(\theta) = f(\theta)/f_{\text{отр}}(\theta)$, где $f(\theta)$ — ДН без учета отражения; $f_{\text{отр}}(\theta) = \sin(2\pi h \sin\theta/\lambda) \approx \sin(2\pi h \theta/\lambda)$. Изменение уровня отражающей поверхности, эквивалентное изменению высоты антенны h , является причиной искажения $f_{\text{в.н}}(\theta)$ и сопровождается вариациями угла наклона глассады $\Delta\theta_0$ и крутизны характеристики РМ ΔS_{PM} , которые зависят от типа ГРМ и составляют:

в равносигнальном ГРМ

$$\Delta\theta_0 = \theta_0(h_n/h_n - z_{n0} \operatorname{ctg} z_{n0}) \times \\ \times (z_{n0} \operatorname{ctg} z_{n0} - 1)^{-1} (\Delta h/h_n) = 0,15; \\ \Delta S_{PM} = S_{PM0} [(z_{n0} \operatorname{cosec} z_{n0} - 1)^2 - \\ - z_{n0} \operatorname{ctg} z_{n0}] (h_n/h_n - 1) (z_{n0} \operatorname{ctg} z_{n0} - \\ - 1)^{-2} (\Delta h/h_n) = 0,165 S_{PM0};$$

в ГРМ с «опорным нулем»

$$\Delta\theta_0 = \theta_0(\Delta h/h_n) = 0,05^\circ; \\ \Delta S_{PM} = S_{PM}(\Delta h/h_n) = 0,02 S_{PM0},$$

где $z_{n0} = 2\pi h_n \theta_0/\lambda = 115^\circ$; S_{PM0} — номинальное значение крутизны; h_n и h_n — высота подвеса антенн. Числовые значения приведены для $\Delta h = 0,2$ м; $\theta_0 = 2,7^\circ$; $h_n = 1,5$ м; $h_n = 6,5$ м (равносигнальный ГРМ) и $h_n = 9,8$ м (ГРМ с «опорным нулем»).

Изменение высоты антенн КРМ влияет в значительно меньшей степени, так как параметры поля определяются в основном ДН в горизонтальной плоскости. Однако значительный уровень снежного покрова (более 0,5 м) может нарушить нормальную работу контрольных устройств, а также уменьшить поле канала курса под малыми углами к горизонту (менее $1,5^\circ$).

Местные объекты (неровности рельефа, стоянки самолетов, строения, лес и т. п.), отражая излучаемую РМ энергию, создают вторичное поле, которое, интерферируя с основным полем, вызывает искривление линии курса или глассады. Искривления $\delta_k = K_0 \cos\psi$, где K_0 — коэффициент пропорциональности, а ψ — фазовый сдвиг прямого и отраженного сигналов в данной точке.

Выходной сигнал канала курса (глассады), который пропорционален РГМ (или M), при следовании ЛА точно по заданной (номинальной) траектории захода на посадку меняется с частотой $F_\delta = V(1 - \cos\beta^2)$ (рис. 7.14), что приводит к появлению в спектре выходного сигнала составляющих, частоты которых лежат в пределах от сотых долей до десятков герц. Низкочастотный участок этого спектра может оказать влияние на систему «ЛА — САУ», вызывая угловые колебания ЛА. Высокочастотные составляющие спектра флюктуаций, лежащие в пределах полосы пропускания устройства САУ, отрицательно сказываются на динамике угловых движения ЛА, вызывая резкие отклонения элеронов и руля направления.

Искривления линий курса или глассады можно оценить, допустив, что в точке приема действуют только два поля — основное и отраженное от объекта O , а модуль коэффициента отражения $K_{отр} \ll 1$. При этом положению линии курса (глассады) соответствует условие $РГМ = 0$ при угле $\Delta\varphi = \delta_k$ или $\Delta\theta = \delta_r$.

* В одноканальных равносигнальных курсовых радиомаяках, ДН которых подобны показанным на рис 7.14,

$$\delta_k = -0,5 K_{отр} [f_i(\beta)/f_i(0)] \cos\psi.$$

Для определения δ_k при КРМ с «опорным нулем» следует заменить в этом выражении $f_i(\varphi)$ на $f_2(\varphi)$, а КРМ систем типа СП-50 — на $f_0(\varphi)$. Аналогичное выражение может быть получено и для ГРМ.

В двухканальных РМ отраженные сигналы создаются объектами, находящимися, как правило, в секторе канала клиренса, и отличаются от основного сигнала по уровню из-за влияния ДН и меньшей, чем в основном канале, мощности канала клиренса. Кроме того, эти сигналы отличаются по несущей частоте (при частотном клиренсе) или по фазе (при квадратурном клиренсе). Отличие основного и отраженного сигналов позволяют использовать эффект подавления в детекторе КРП или ГРП слабого сигнала канала клиренса (подверженного влиянию отражений) сильным сигналом основного канала. При **двухканальном** КРМ с

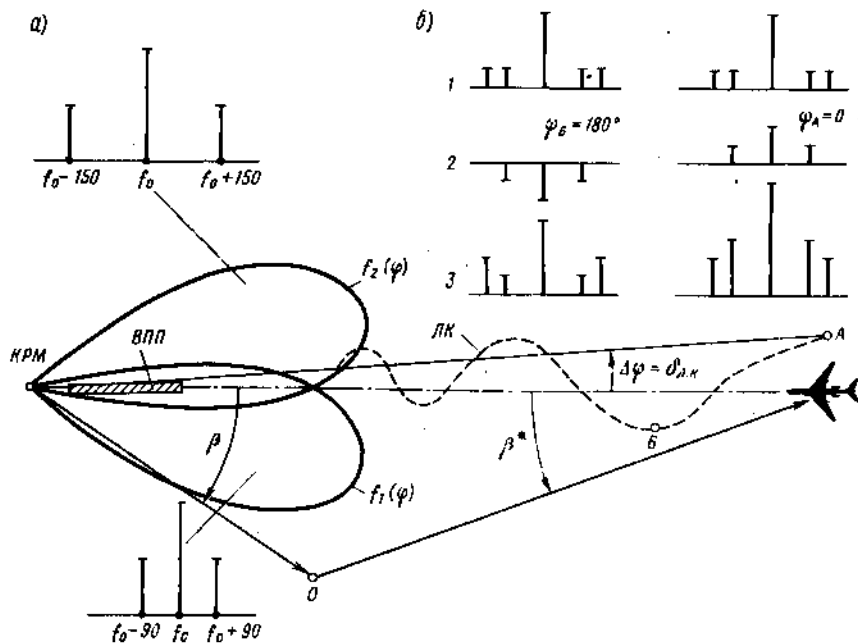


Рис. 7.14. Искривление линии курса из-за влияния отраженного сигнала: а — ДН и спектры излучаемых сигналов; б — спектры прямого (1), отраженного (2) и результирующего (3) сигналов в точках А и Б

«опорным нулем» и частотным клиренсом

$$\delta_k = -0,5k_{\text{отр}}^2 [m_k E_{m1} f_{k1}(\beta) E_{m2} \times f_{k2}(\beta)] [m E_{m1} E_{m2} f_2^t(0)]^{-1} \cos \psi,$$

где индекс «к» относится к соответствующим параметрам канала клиренса.

Вертикальная составляющая поля оказывает наиболее сильное влияние на точностные характеристики канала курса. Колебания, излучаемые различными элементами антенной системы РМ, отличаются наклоном плоскости поляризации. Поэтому на РГМ влияет угол α_0 наклона бортовой антенны относительно горизонта. РГМ в точке приема отличается от расчетного значения, соответствующего горизонтально поляризованному полю, и возникает погрешность определения отклонения от линии курса, зависящая от угла α_0 и возраст-

тающая при крене ЛА. Значительная вертикальная составляющая может вызвать «раскачку» ЛА в автоматическом режиме захода на посадку.

Факторы, влияющие на точность бортовой аппаратуры: особенности схемно-конструктивного построения, стабильность питающей сети и климатические условия работы. Выходной сигнал канала курса (глиссады) связан с информативным параметром принимаемого сигнала РГМ (или М) соотношениями $I_{k(r)} = S_{a,n} \text{ РГМ}$; $I_k = S_{b,n} \text{ М}$. Крутизна характеристики бортового приемника $S_{b,n} = k K_{r,o} U_{m0}$, где k — коэффициент пропорциональности, зависящий от построения тракта обработки сигнала; $K_{r,o}$ — коэффициент передачи этого тракта; U_{m0} — среднее значение амплитуды сигнала (напряжения несущей частоты) на входе детектора бортового приемника. Изменение $K_{r,o}$ или U_{m0} приводит к погрешностям

определения положения линии курса (глиссады).

Коэффициент передачи тракта обработки сигналов зависит главным образом от изменения напряжения питающей сети и параметров БА в процессе работы и при вариациях температуры. Кроме того, на $K_{r,o}$ влияют отклонения модулирующих частот принимаемого сигнала от значений 90 и 150 Гц, соответствующих частотам настройки фильтров тракта обработки сигналов.

Согласно существующим нормам допускаются максимальные отклонения $I_k (I_r)$ на $\pm 5,5$ мкА при изменении напряжения борсети от 24 до 30 В; на ± 17 мкА при уходе параметров аппаратуры во время непрерывной работы в течение 24 ч при температуре $+50^\circ\text{C}$ и влажности 95% или изменении температуры от -40 до $+55^\circ\text{C}$ и на 11 мкА при значениях частот модуляции, отличающихся от номинальных на $\pm 1,5\%$.

Постоянство напряжения несущей частоты на входе детектора приемника обеспечивается устройством АРУ. Необходимо стабильная линейная характеристика АРУ в диапазоне изменений входного сигнала $5 \dots 10^5$ мкВ по каналу курса и $10 \dots 10^5$ мкВ по каналу глиссады. Допускается неравномерность характеристики АРУ, не превышающая 20%.

7.8. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СП МД

Наземное оборудование системы СП-70 состоит из курсового РМК-70, глиссадного РМГ-70 и маркерных радиомаяков МРМ-70 или МРМ-В, размещаемых в соответствии со схемами рис. 7.1, а или б. Курсовой и глиссадный РМ — двухканальные с частотным клиренсом. Аппаратура всех РМ полностью резервируется (кроме АФУ). Резервные комплекты аппаратуры в нормальных условиях работают на антенные эквиваленты, а их режимы автоматически контролируются. Оборудование питается от сети трехфазного тока 380 В (или 220 В). При выключении сети автоматически включается электроснабжение от аккумуляторных

батарей. Кроме того, как правило, на РМ **устанавливают** резервные электростанции с автоматическим включением.

Основные параметры РМК и РМГ соответствуют нормам ИСАО на системы III категории. Остальные параметры имеют следующие значения:

	РМК-70	РМГ-70
Стабильность несущей частоты	10^{-5}	10^{-5}
Число частотных каналов	40	40
Разнос несущих частот узкого и широкого каналов, кГц	9,5	18
Мощность передатчика, Вт:		
узкого канала	20	18
широкого канала	20	18
Подавление побочных излучений, дБ	40	40
Максимальный уровень нелинейных искажений для сигналов каждой частоты модуляции, %	5	5

Курсовой радиомаяк РМК-70 (рис. 7.15) формирует ДН (см. рис. 7.5) с помощью антенны А-1 узкого канала (УК) и антенны А-2 широкого канала (ШК). Обе антенны типа «линейный ряд» состоят из разнесенных в горизонтальной плоскости на $\approx 0,7\lambda$ излучателей типа «волновой канал». В антенне УК 10 или 20 излучателей (в зависимости от местных условий), расположенных на высоте около 4 м. В первом варианте раскрыв антенны 25 м и ширина ДН в горизонтальной плоскости 16° , а во втором варианте — соответственно 50 м и 8° . Антенна ШК имеет 5 излучателей (раскрыв 12 м), расположенных на высоте около 5 м на расстоянии 14 м за излучателями основного канала.

Передатчики и модуляторные тракты УК и ШК отдельные. Модулятор основного канала синхронизирует модулятор канала клиренса, чем обеспечиваются одинаковые значения моду-

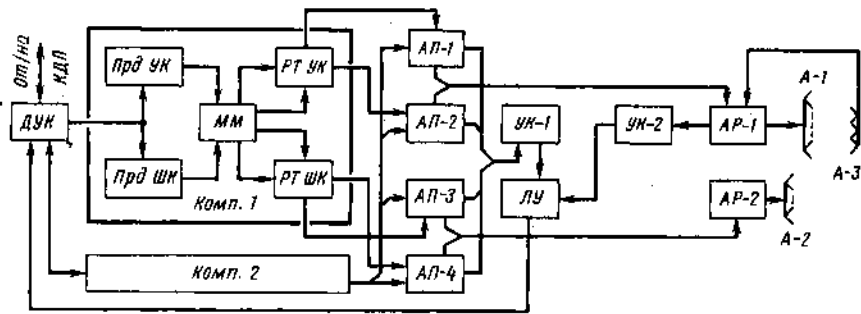


Рис. 7.15. Структурная схема РМК-70

лирующих частот. Модуляция осуществляется механическим модулятором ММ.

Механический модулятор (рис. 7.16) состоит из аналогичных модуляторов узкого и широкого каналов ММ УК и ММ ШК. Поступающая от передатчика

мощность (25 Вт) делителем ДМ делится поровну между модуляторами М-90 и М-150. В сумматоре Сум формируются амплитудно-модулированный АМС и балансно-модулированный ВМС сигналы, которые подаются в антенную систему КРМ. Фазовращатель ФВ служит для фазирования токов, питающих антенны.

Модуляторы М-90 и М-150 аналогичны по схеме (рис. 7.17) и состоят из кольцевых мостов М-1, 2; модуляционных мостов ММ-1, 2 и фазовращателей ФВ-1, 2. К одному из плеч

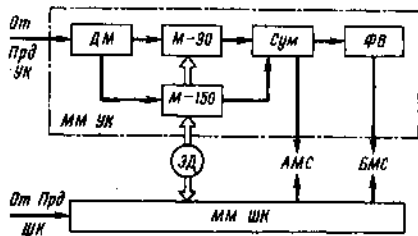


Рис. 7.16. Структурная схема механического модулятора

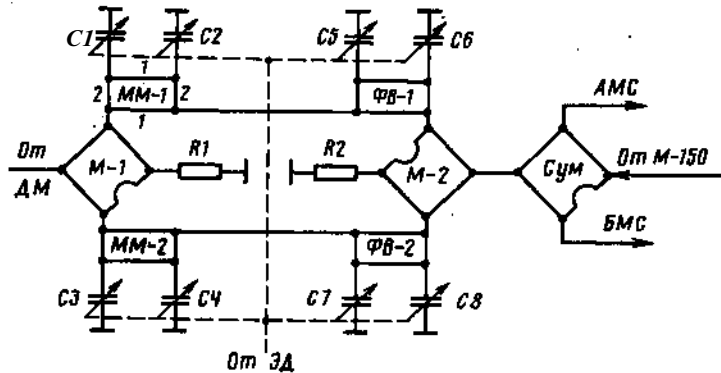


Рис. 7.17. Электрическая схема модулятора М-90

ММ подключены статорные пластины емкостного модуляционного датчика С1...С4, роторы которого вращаются с частотой 30 об/с с помощью электродвигателя ЭД. Электродвигатель питается от преобразователя, вырабатывающего стабилизированное по частоте трехфазное напряжение 220 В, 60 Гц. Модуляторы М-90 и М-150 отличаются числом пластин статорных пластин (3 и 5 соответственно для М-90 и М-150). Модуляционный мост имеет разные (отличающиеся в $\sqrt{2}$ раз) сопротивления плеч 1—1 и 2—2. При этом амплитуды напряжений на входе и на выходе ММ равны, а фаза выходного сигнала изменяется в зависимости от значения емкости конденсаторов. На выходе ММ-1 и ММ-2 действуют напряжения, модулированные по фазе со сдвигом по частоте модуляции на 180° . Сдвоенные фазовращатели ФВ-1 и ФВ-2 регулируют сдвиг начальных фаз поступающих на мост М-2 фазомодулированных колебаний. В результате устанавливается глубина АМ сигнала, который получается при вычитании колебаний с модуляционных мостов.

Колебания, промодулированные частотами 90 и 150 Гц, подаются на суммирующий мост Сум, задача которого заключается в формировании АМС и ВМС.

В аппаратуре РМК-70 предусмотрены разделные распределительные тракты РТ (см. рис. 7.15), антенные переключатели АП и антенные распределительные устройства АР для каждого из каналов. Устройство встроенного контроля УК-1 и устройство апертурного и выносного контроля УК-2 — датчики логического устройства обработки информации ЛУ, сигналы с которого подаются на аппаратуру дистанционного и местного управления и контроля ДУК. В передатчике предусмотрено устройство модуляции сигналом опознавания.

Глиссадный радиомаяк РМГ-70 использует компенсацию излучения под углами к горизонту, меньшими 1° . Антенная система РМГ-70 — решетка типа «М», состоящая из трех вибраторных антенн: нижней, верхней и дополнительной верхней. Общая высота антенной системы 13,7... 19,8 м (в зави-

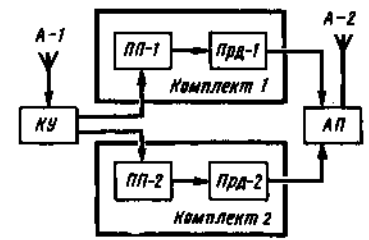


Рис. 7.18. Структурная схема МРМ-70 (МРМ-В)

симости от угла глиссиды). Аппаратура РМГ-70 отличается от аппаратуры РМК-70 наличием утроителя частоты в передатчике и отсутствием модулятора 90 Гц в канале клиренса.

Маркерный радиомаяк МРМ-70 (или МРМ-В, отличающийся только конструктивным исполнением) по основным параметрам отвечает нормам ИСАО. Регулировка мощности излучаемого сигнала в пределах 30...350 Вт позволяет выбрать требуемое значение мощности для ближнего и среднего (или дальнего) РМ, равную соответственно 30 или 120 Вт. Антенная система МРМ состоит из контрольной А-1 и передающей А-2 антенн (рис. 7.18). Антенна А-2 имеет два активных горизонтальных полуволновых вибратора, разнесенных в вертикальной плоскости на $\lambda/2$. Контрольная антенна А-1 — симметричный вибратор длиной 10 м, располагается на расстоянии 5 м под нижним вибратором антенны А-2. В передатчике используется стабилизированный кварцем возбуждатель. Питание на передатчик подается через панель питания ПП по сигналам контрольного устройства КУ.

Система контроля параметров радиомаяков РМК-70 и РМГ-70 разветвленная и многократно резервированная. Непрерывно работают каналы: встроенного контроля сигнала ШК с встроенными в антенный переключатель датчиками; апертурного контроля линии курса (глиссиды), на который через детектор поступает сигнал от антенной системы, расположенной вблизи излучателей РМ (например А-3 на рис. 7.15), и контроля крутизны характеристики РМ, который питается

также от А-3. Аварийная команда на выключение работающего комплекта и включение резервного выдается блоком управления, если по любому из контролируемых параметров два из трех контрольных устройств определяют выход параметра за пределы установленного допуска (мажоритарный принцип контроля). Аварийному режиму соответствуют следующие отклонения контролируемых параметров:

	КРМ	ГРМ
Отклонение ЛК, м	6	—
Смещение угла глissады θ_0 , доли θ_0	—	0,075
Изменение крутизны характеристики РМ, %	17	25
Уменьшение мощности передатчика, %	50	50

Время автоматического переключения на резервный комплект не превышает 0,5 с. В МРМ, кроме мощности, контролируется также глубина модуляции (не менее 50 %) и наличие манипуляции.

Наземное оборудование системы СП-75 состоит из курсового КРМ-75, глissадного ГРМ-75 и двух или трех маркерных радиомаяков типа МРМ-70 или МРМ-В, размещаемых в соответствии с рис. 7.1. Курсовой и глissадный РМ одноканальные, работают по принципу РМ с «опорным нулем», имеют одинаковую конструкцию и смонтированы в кузовах типа ПАУ-1, снабженных системами обогрева и кон-

диционирования. Аппаратура РМ полностью резервирована (кроме АФУ). Основной источник питания — трехфазная сеть 380/220 В, 50 Гц. Резервное питание от аккумуляторных батарей в течение 2 ч (КРМ и ГРМ).

Основные параметры КРМ и ГРМ отвечают нормам ИСАО на системы II категории. Остальные параметры имеют следующие значения:

	КРМ-70	ГРМ-75
Дальность действия в секторе $\pm 10^\circ (\pm 8^\circ)$ от оси ВПП, км	46	(18)
Глубина модуляции несущей частоты, %:		
напряжениями 90 и 150 Гц	20 ± 2	40 ± 2,5
сигналом опознавания	10 ± 5	—
Пределы регулирования сектора курса (угла глissады), градус	2...6	(2...4)

В обоих РМ мощность передатчика равна 25 Вт, а число частотных каналов 40 при стабильности несущей частоты $5 \cdot 10^{-6}$. Стабильность модулирующих частот не хуже 1 %, синхронизация их по фазе 10° . Вертикальная составляющая поля вызывает при кренах ЛА $\pm 20^\circ$ изменение РГМ не более чем на 0,003.

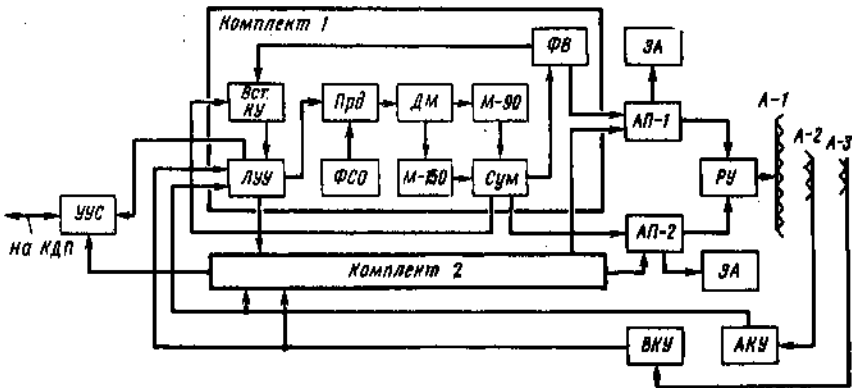


Рис. 7.19. Структурная схема КРМ-75

Курсовой радиомаяк КРМ-75 (рис. 7.19) использует вариант антенной системы узкого канала системы СП-70 с 10 излучателями. Распределительное устройство РУ обеспечивает строго определенное соотношение мощностей АМС и ВМС, при котором ширина зоны действия составляет ± 10 или $\pm 35^\circ$.

Передатчик и распределительно-модуляторный тракт по структурной схеме аналогичны соответствующим элементам РМ-70. Делитель мощности ДМ, электронные модуляторы М-90, М-150 и сумматор Сум служат для получения АМС и ВМС. Сигнал опознавания формируется в ФСО. С помощью фазовращателя ФВ фазируют АМС и ВМС, а входящий в ФВ аттенюатор позволяет изменять мощность ВМС и регулировать крутизну характеристики РМ. Антенные переключатели АП коммутируют сигналы работающего и резервного комплектов. Последний нагружен на эквивалент антенны ЭА.

Глissадный радиомаяк ГРМ-75 по структурной схеме аналогичен КРМ-75. Отличие заключается только в том, что в ГРМ-75 отсутствует распределительное устройство РУ. Верхняя и нижняя антенны по схеме и конструкции аналогичны соответствующим антеннам РМГ-70.

Контрольные устройства РМ системы СП-75 обеспечивают допусковый контроль смещения линии курса или глissады, крутизны характеристики РМ, суммарной глубины модуляции (СГМ) сигналами 90 и 150 Гц и излучаемой мощности. Аппаратура контроля включает каналы выносного, апертурного и встроенного контроля (устройства ВКУ, АКУ и Вст. КУ соответственно). Все каналы по принципу действия аналогичны и работают на логическое устройство управления ЛУУ, которое обрабатывает сигналы контроля по мажоритарному принципу «два из трех» и выработывает напряжение сигнализации о режиме работы РМ. В случае аварии устройство управления и сигнализации УУС выдает команду перехода на резервный комплект.

Допустимые отклонения параметров РМ зависят от категории метео-

минимума, при которой он используется. Предусмотрена выдача сигналов «Норма» и «Ухудшение» при изменении контролируемых параметров в пределах, указанных в табл. 7.7.

Сигнал «Авария» выдается при отклонении ЛК на $\pm 10,5$ м (I категория) или $\pm 7,5$ м (II категория), смещении угла глissады на $\pm 0,075\theta_0$, уменьшении мощности передатчика на 50 % и изменении СГМ на ± 4 %. Время переключения на резервный комплект не более 5 с.

Положение линии курса (глissады) и крутизна характеристики РМ контролируются ВКУ. Антенны А-3 этих устройств установлены на расстоянии 100 м от передающих антенн радиомаяка: одна по оси ВПП, а вторая — под углом 2° к этой оси. Устройство АКУ использует сигналы датчиков, установленных в апертуре антенны А-2. На устройства ВКУ и АКУ подаются сигналы промежуточной частоты, формируемые в вынесенных к антеннам блоках. Устройство встроенного контроля работает по низкочастотным сигналам.

Наземное оборудование системы СП-80 состоит из курсового КРМ-80, глissадного ГРМ-80 и трех маркерных радиомаяков МРМ-В, размещаемых в соответствии со схемой рис. 7.1, б. Курсовой и глissадный РМ двухканальные с частотным клиренсом построены по схеме РМ с «опорным нулем». В зависимости от варианта поставки система СП-80 обеспечивает заход на

Таблица 7.7. Допуски на параметры КРМ-75, соответствующие сигналам «Норма» или «Ухудшение»

Параметр	Категория системы	Выдаваемые сигналы	
		«Норма»	«Ухудшение»
Отклонение линии курса, м	I	7	7...10
	II	5	5...7,5
	I, II	11	M...L7
Уменьшение крутизны характеристики РМ, %			

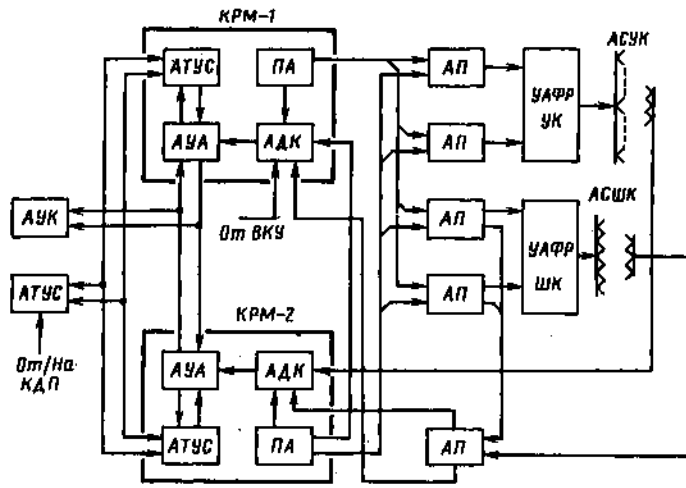


Рис. 7.20. Структурная схема КРМ-80

посадку ЛА в условиях метеоминимума I, II или III категории. Аппаратура всех РМ, а также аппаратура телеуправления и автоматики резервируется. Радиомаяки КРМ и ГРМ конструктивно выполнены одинаково и смонтированы в специальных кузовах, оборудованных системой терморегулирования. Аппаратура РМ смонтирована в малогабаритном контейнере. Основное электропитание КРМ, ГРМ — трехфазная сеть $380 \text{ В} \pm 10\%$, $50 \text{ Гц} \pm 3\%$, аварийное электропитание ($+27 \pm 1$) В от аккумуляторных батарей в течение не менее 2 ч.

Основные параметры КРМ и ГРМ соответствуют нормам ИСАО к системам III категории. Разнос несущих частот узкого и широкого каналов составляет $(12,5 \pm 2,2)$ кГц при стабильности несущих частот 10^{-3} . Оба РМ имеют также по 40 частотных каналов. Средняя излучаемая мощность составляет в обоих РМ не менее 3,5 Вт по узкому и 2,5 Вт по широкому каналам. Глубина модуляции несущих частот напряжениями 90 и 150 Гц составляет $(20 \pm 1)\%$ в КРМ-80 и $(40 \pm 2,5)\%$ в ГРМ-80 при стабильности модулирующих частот не хуже 0,5% и синхронизации их по фазе 10° .

Вертикальная составляющая поля вызывает при кренах ЛА $\pm 20^\circ$ изменение РГМ не более 0,005. Пределы регулирования угла глассады 2...4°.

Курсовой радиомаяк КРМ-80 (рис. 7.20) имеет две антенные системы: узкого АСУК и широкого АСШК каналов. Передающая антенна АСУК состоит из 18 излучателей, разнесенных на 2,4 м, и создает в горизонтальной плоскости две ДН: суммарную (АМС) и разностную (БМС). Устройство амплитудно-фазового распределения УАФР УК формирует требуемые для получения таких ДН сигналы, подаваемые на излучатели АСУК. В создании суммарной ДН участвуют 12 излучателей, а разностной — 18. Передающая антенна АСШК — линейная решетка из пяти излучателей, расстояние между которыми 2 м. Суммарная и разностная ДН широкого канала формируются с помощью УАФР ШК. На все пять излучателей АСШК подается АМС, а на второй и четвертый — БМС. Излучатели обоих каналов представляют собой антенны типа «волновой канал», состоящие из активного щелевого вибратора, четырех директоров и одного рефлектора.

Передающая аппаратура ПА содер-

жит устройства генерирования и модуляции и связана с антенной системой через антенные переключатели АП, коммутрующие рабочий и резервный комплекты (КРМ-1 и КРМ-2). В состав КРМ входят также аппаратура допускового контроля УДК, управления и автоматики АУА и телеуправления и сигнализации АТУС. Аппаратура управления и контроля АУК обслуживает оба комплекта КРМ.

Глиссидный радиомаяк ГРМ-80 имеет антенную систему типа «М», состоящую из нижней, верхней и дополнительной верхней антенн. Общая высота антенной системы (в зависимости от угла глассады) составляет 17...21 м. Состав, принцип действия передающей и контрольной аппаратуры ГРМ-80 практически те же, что и в КРМ-80.

Контрольные устройства радиомаяков СП-80 входят в состав разветвленной и многократно резервированной системы. Основные параметры непрерывно контролируются тремя устройствами контроля: выносным, использующим сигналы антенн выносного контроля; апертурным, сигналами на который поступают с датчиков передающих антенн; встроенным, связанным с передающей аппаратурой. Контролем охвачены следующие параметры УК и ШК рабочего и резервного комплектов: положение линии курса, крутизна характеристики РМ, суммарная глубина модуляции (СГМ) и излучаемая мощность. Сигналы УК рабочего комплекта логически обрабатываются по принципу «два из трех», а сигналы ШК рабочего комплекта, а также УК и ШК резервного комплекта обрабатываются по принципу «один из одного». Если параметр находится в допустимых пределах, на АУА поступает сигнал «Норма» в виде логического 0. Если параметр выходит за допустимые пределы, на АУА поступает сигнал «Ухудшение» или «Авария» в виде логической 1 и выдается соответствующая световая сигнализация. АУА рабочего комплекта КРМ формирует общие сигналы «Норма», «Ухудшение» или «Авария». При сигнале «Авария» автоматически включается в работу резервный комплект. Сигналы «Норма»,

«Ухудшение», «Авария», а также дополнительная информация о работе аппаратуры и источников электропитания по четырехпроводной линии связи передаются на КДП.

7.9. БОРТОВАЯ АППАРАТУРА СП МД

Особенности отечественной бортовой аппаратуры СП МД (БА СП) — схожесть состава, многорежимность, общность частотных диапазонов и возможность использования одинаковых антенн.

Состав БА СП: курсовой (КРП), глиссидный (ГРП) и маркерный (МРП) радиоприемники, устройства обработки информации (навигационное устройство НУ) и дополнительные блоки (питания, сигнализации, управления и т. п.). Эти элементы обычно объединяют в моноблок, содержащий один или два комплекта аппаратуры, которые могут работать одновременно или резервировать друг друга.

Основные режимы БА СП (табл. 7.8): «ILS», «СП-50» и «VOR». Первые два режима служат для захода на посадку соответственно по СП МД, удовлетворяющим нормам ИСАО, и по системам типа СП-50. Крутизна характеристики КРП составляет $(150 \pm 15)/0,093$ мкА/РГМ и $(250 \pm 25)/17,5$ мкА/М в аппаратуре «Курс МП-2» и «Ось-1» для режимов «ILS» и «СП-50». В аппаратуре «Курс МП-70» этот параметр равен $(90 \pm 9)/0,093$ мкА/РГМ («ILS») и $(150 \pm 15)/17,5$ мкА/М («СП-50»). Крутизна характеристики ГРП одинакова в обоих режимах и равна $(132 \pm 13)/0,092$ в аппаратуре «Курс МП-2» и «Ось-1», а в «Курс МП-70» — $(79 \pm 8)/0,092$ мкА/РГМ. Режим VOR применяется при навигации по СБН типа VOR/DME. Маркерный приемник имеет режимы «Маршрут» и «Посадка». Первый из них — навигационный и отличается повышенной чувствительностью.

Частотный диапазон КРП от 108 до 118 МГц. Исключение составляет аппаратура «Ось-1», у которой отсутствует режим «VOR» и верхняя граница диапазона КРП 111,9 МГц. Остальные приемники работают на частотах

Таблица 7.8. Сравнительные характеристики и параметры БА СП

Параметр, характеристика	«Курс МП-1»	«Курс МП-2»	«Ось-1»	«Курс МП-70»
Режим работы	ILS, СП-50, VOR	ILS, СП-50 VOR	ILS, СП-50	ILS, СП-50, VOR
Число частотных каналов КРП (ГРП)	100(20)	200(20)	20(20)	40(40)
Интервал между частотными каналами КРП (ГРП), кГц	100(300)	50(300)	200(300)	50(150)
Контроль работоспособности	По сигналам СП	По сигналам СП	По сигналам контрольных генераторов	По сигналам контрольных генераторов
Масса комплекта, кг	37	32,4	14	35
Объем моноблока, дм ³	30,25	30,34	22,4	43
Потребляемая мощность от сети:				
115 В (36 В), 400 Гц, В·А	350	250	—	160(40)
27 В постоянного тока, Вт	160	150	50	20

323,3...335 МГц (ГРП) и 75 МГц (МРП).

Типовые бортовые антенны могут использоваться с БА СП любого типа. Для приема сигналов КРМ обычно служит полосковая двухэлементная антенна — два симметричных полуволновых вибратора, укрепленных в радиопрозрачном носовом обтекателе метеонавигационного радиолокатора. Полосковая глассадная антенна — симметричный полуволновой вибратор —

наклеивается на стекло кабины экипажа или радиопрозрачный носовой обтекатель. Маркерная антенна может быть выполнена в виде прямоугольного резонатора, в котором размещен несимметричный укороченный вибратор.

Бортовая навигационно-посадочная аппаратура «Курс МП-2» имеет параметры, приведенные в табл. 7.9.

Курсовой приемник КРП-200П (рис. 7.21) супергетеродинный с двойным

Таблица 7.9. Основные параметры аппаратуры «Курс МП-2»

Параметр	Канал		
	курса	глассады	маркерный
Стабильность частоты гетеродинов	$9 \cdot 10^{-5}$	$Ю^{-4}$	$6 \cdot 10^{-5}$
Чувствительность, мкВ, при $q = 6$ дБ	3	20	10^3 («Посадка»); 150 («Маршрут»)
Стабильность нуля выходного сигнала, мкА, в режиме «ILS» («СП-50»)	$\pm 5(\pm 8)$	± 10 (± 10)	—
Избирательность по соседнему каналу, дБ	70	60	—
Полоса пропускания ПУТ, кГц, на уровне 6 дБ	40	15	300
Напряжение на входе, мкВ, при котором АРУ обеспечивает изменение выходного сигнала не более чем на 1,5 дБ	$7,5 \dots 10^5$	$50 \dots 10^5$	$150 \dots 10^5$

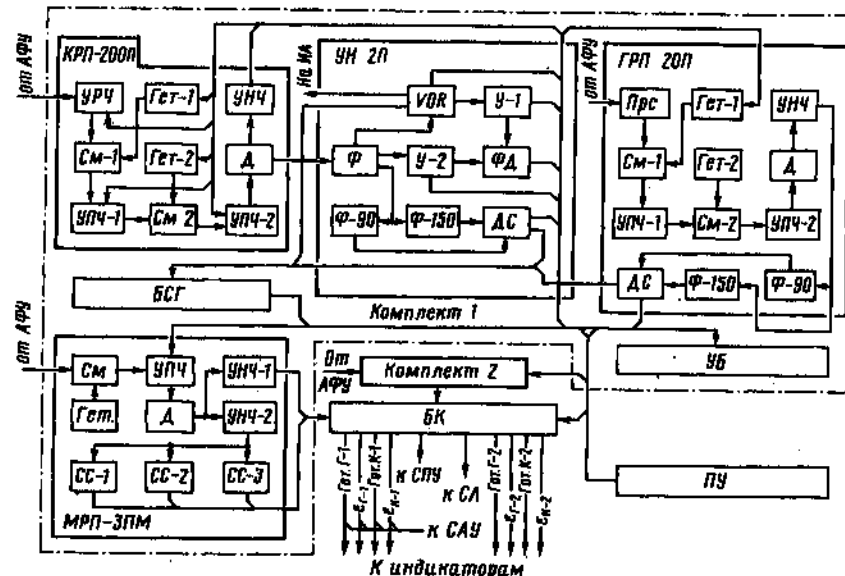


Рис. 7.21. Структурная схема навигационно-посадочной аппаратуры «Курс МП-2»

преобразованием и кварцевой стабилизацией частоты обеспечивает прием сигналов КРМ на 20 фиксированных частотных каналах и сигналов радиомаяка VOR на 180 частотных каналах. В приемнике для перестройки УРЧ используется механическое устройство, позволяющее по сигналам пульта управления ПУ выбрать одну из десяти частот рабочего диапазона с интервалом 1 МГц. Полоса пропускания УРЧ ($2,2 \pm 0,7$) МГц обеспечивает одновременное прохождение сигналов на 20 смежных фиксированных частотах с интервалом между ними 50 кГц. Избирательность приемника по зеркальному каналу не менее 70 дБ. Синхронно с УРЧ переключается гетеродин Гет-1 на частоты от 98,1 до 107,1 МГц (с интервалом 1 МГц).

Первый УПЧ перестраивается в диапазоне $9,9 \dots 10,85$ МГц на фиксированных частотах с интервалом 100 кГц. Перестройка УПЧ-1 механическая одновременно с гетеродином Гет-2. На каждой частоте настройки возможен прием сигналов двух фиксированных

частотных каналов, разнесенных на 50 кГц. Первая промежуточная частота преобразуется в смесителе СМ-2 в частоты, равные 500 и 550 кГц. Для их разделения используются фильтры с полосой пропускания около 40 кГц. Если последняя цифра фиксированной частоты настройки приемника «0», то подключается фильтр на 550 кГц, а если «5», то на 500 кГц. С выхода детектора Д снимаются низкочастотные сигналы, несущие информацию об угловом отклонении от линии курса и звуковые сигналы опознавания. В КРП применена усиленная АРУ по высокой и промежуточной частотам.

Навигационно-посадочное устройство УН-2П разделяет и преобразует низкочастотные сигналы КРП-200П. В режиме «СП-50» сигналы 10 кГц и 60 Гц разделяются фильтрами Ф. После частотного детектора (в тракте VOR) напряжение постоянной фазы фильтруется, усиливается в У-1 и направляется на фазовый детектор ФД одновременно с усиленным в У-2 напряжением переменной фазы. Выход-

ное напряжение фазового детектора E_k подается на индикаторы и вычислитель САУ через блок коммутации БК. Напряжение постоянной фазы с ФД поступает также в блок сигнализации готовности БСГ, где формируется сигнал «Гот.К» исправности канала курса. Крутизна характеристики КРП в режиме «СП-50» регулируется при выключении напряжения переменного тока в устройстве баланса УБ с помощью резистора в цепи фазового детектора. В режиме «ILS» сигнал с КРП-200П подается на фильтры Ф-90 и Ф-150, настроенные на частоты 90 и 150 Гц. Детектор сравнения ДС выпрямляет эти напряжения и формирует ток E_k , пропорциональный их разности, который подается в бортовые индикаторы и вычислитель САУ. Ток из общей цепи детектора, пропорциональный сумме напряжений 90 и 150 Гц, используется для формирования сигнала готовности «Гот.К».

Глиссандный приемник ГРП-20П супергетеродинальный с двойным преобразованием частоты. Частоты гетеродинов стабилизированы с помощью кварцевых резонаторов. Принимаемый сигнал проходит через преселектор Прс с полосой пропускания 7 МГц и преобразуется смесителем См-1 в сигнал промежуточной частоты 55 МГц. Частота гетеродина Гет-1 изменяется с помощью механизма рестройки. В усилителе УПЧ-2 второй

промежуточной частоты (6,3 МГц) включен фильтр, обеспечивающий избирательность приемника по соседним каналам. Схема низкочастотной части ГРП-20П аналогична схеме канала «ILS» УН-2П. Разность токов E_r детекторов ДС, пропорциональная РГМ принимаемого сигнала, подается в индикаторы и вычислитель САУ. Сумма токов поступает в БСГ для формирования сигнала готовности «Гот.Г». В глиссандном приемнике применена усиленная АРУ обоих УПЧ.

Маркерный приемник МРП-3ПМ супергетеродинальный. Частота гетеродина стабилизирована кварцевым резонатором. Промежуточная частота 6,3 МГц. Выделенное детектором Д модулирующее напряжение усиливается в УНЧ-1 и поступает через блок коммутации БК в СПУ для прослушивания кода манипуляции. В зависимости от частоты модуляции принимаемого сигнала срабатывает одна из трех спусковых схем СС, включая звонок и лампу СЛ, сигнализирующие о пролете соответствующего маркерного радиомаяка. В МРП-3П применена усиленная АРУ по промежуточной частоте.

Бортовая посадочная аппаратура «Ось-1» имеет параметры, которые соответствуют нормам ИКАО на аппаратуру посадки при метеоминимуме II категории (табл. 7.10).

Курсовой приемник КРП-69 (рис. 7.22) начинается с линейной части

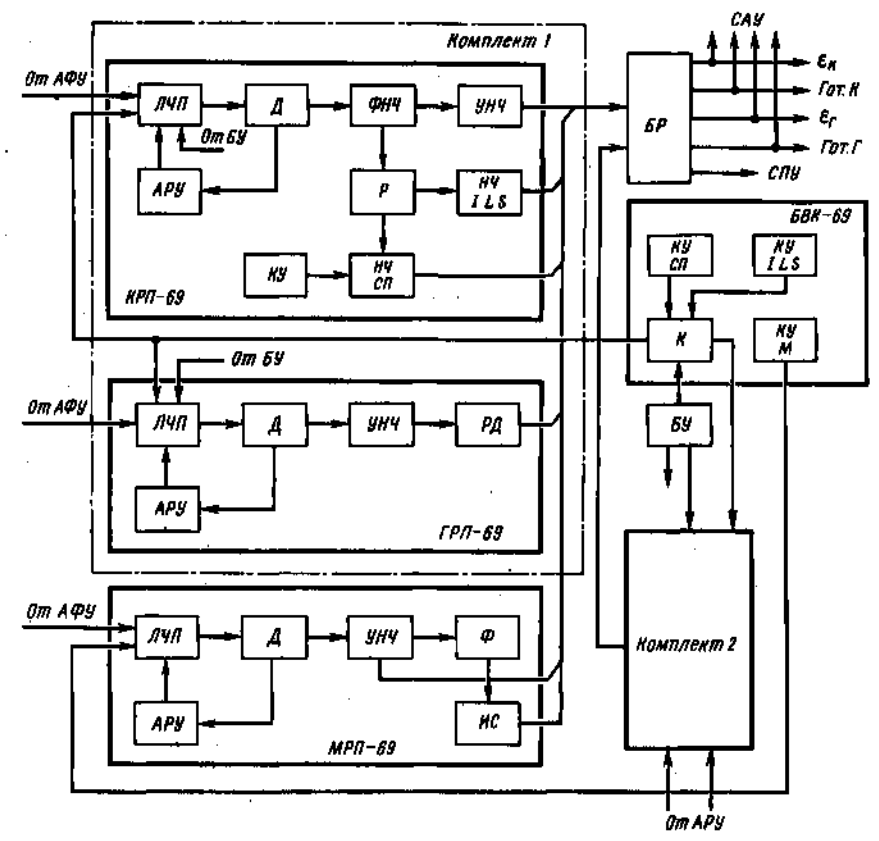


Рис. 7.22. Структурная схема посадочной аппаратуры «Ось-1»

Таблица 7.10. Основные параметры аппаратуры «Ось-1»

Параметр	Канал		
	курса	глиссады	маркерный
Стабильность частоты гетеродинов	10^{-4}	10^{-4}	10^{-4}
Чувствительность при полностью действующей АРУ, мкВ	10	20	10^3 («Посадка»); 150 («Маршрут»)
Стабильность нуля выходного сигнала в режимах «ILS» и «СП-50», мкА	± 8	± 10	—
Избирательность по соседнему и зеркальному каналу, дБ	80	60	—
Полоса пропускания ПУТ, кГц, на уровне 6 дБ	40	150	100
Напряжение на входе, мкВ, при котором АРУ обеспечивает изменение выходного сигнала не более чем на 1,5 дБ	$10 \dots 10^5$	$20 \dots 10^5$	$1,5 \cdot 10^3 \dots 10^5$

ЛЧП, выполненной по супергетеродинальной схеме с тройным преобразованием и кварцевой стабилизацией частоты. Частотный канал выбирается переключением кварцевых резонаторов. Входная цепь с диодным аттенуатором защищает УРЧ от перегрузок. Параметры 1, 2 и 3-го преобразователей частоты имеют следующие значения:

Частота гетеродина, МГц	1-й	2-й	3-й
		138, 475... 141, 475 (через 1 МГц)	25,55...24,85 (через 200 кГц)
Промежуточная частота, МГц	29,575...30,375 (через 200 кГц)	4,725	0,5
Полоса пропускания УПЧ, кГц	1000	500	80

Схема АРУ регулирует коэффициент усиления УРЧ и УПЧ. В зависимости от выбранного режима низкочастотное напряжение с детектора поступает через фильтр ФНЧ и реле Р в блок НЧ СП или НЧ ILS, где оно обрабатывается, как в навигационно-посадочном устройстве аппаратуры «Курс МП-2». Signal опознавания КРМ снимается с нагрузки детектора, усиливается и поступает в СПУ через блок резервирования БР.

Для постоянного контроля исправности канала переменной фазы используется устройство КУ, которое вырабатывает напряжение частотой 2500 Гц, поступающее на усилитель тракта переменной фазы, что обеспечивает контроль, когда сигнал переменной фазы равен нулю (при угловом положении ЛА, совпадающем с линией курса). Канал контроля в режиме «ILS» содержит детектор напряжений модулирующих частот 90 и 150 Гц и триггер с исполнительной схемой, который при срабатывании включает лампы сигнализации готовности. Сигнализация готовности в режиме «СП-50» включается, если на вход логической схемы блока НЧ СП поступает напряжение постоянной фазы с дискриминатора, частотно-модулированное напряжение поднесущей, напряжение с фазового детектора и контрольное напряжение частотой 2500 Гц.

Глиссадный приемник ГРП-66 выполнен по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты. При выборе частотного канала переключаются кварцевые резонаторы гетеродинов. Первый гетеродин генерирует одну из 10 фиксированных частот в диапазоне 274,3...279,7 МГц с разностью 0,6 МГц. Первая промежуточная частота равна 55 или 55,3 МГц, а полоса пропускания УПЧ-1 составляет 12 МГц. Второй гетеродин генерирует частоты 48,7 или 49,0 МГц. Вторая промежуточная частота равна 6,3 МГц, а полоса пропускания УПЧ-2—150 кГц. Схема АРУ такая же, как в КРП-69.

С детектора Д напряжения с частотами 90 и 150 Гц поступают в УНЧ, разделяются фильтрами и детектируются. Разностный детектор РД вырабатывает ток e_r , пропорциональный РГМ

в точке приема, для САУ и указателей глиссады. Канал контроля ГРП-66 аналогичен каналу контроля КРП-69 в режиме «ILS».

Маркерный приемник МРП-66 супергетеродинный. Signal, принятый маркерной антенной, поступает на входное устройство линейной части приемника ЛЧП, представляющее собой трехзвенный фильтр сосредоточенной селекции с полосой пропускания 1 МГц, настроенный на частоту 75 МГц, и преобразуется в напряжение промежуточной частоты 6,3 МГц (частота колебаний гетеродина 68,7 МГц стабилизирована кварцевым резонатором). После детектора Д напряжение с частотой модуляции усиливается в УНЧ и подается на входы трех каналов селекции. В зависимости от частоты модуляции сигнал проходит через один из трех фильтров Ф, выпрямляется, усиливается и поступает на исполнительную схему ИС, реле которой подключает маркерный приемник к СПУ и замыкает цепи сигнальной лампы и звонка.

Блок встроенного контроля БВК-69 формирует сигналы, аналогичные по формату сигналам радиомаяков. В зависимости от выбранного на блоке управления БУ режима контроля эти сигналы с контрольных устройств КУ подаются на вход КРП и ГРП (через коммутатор К) или МРП, имитируя полет по линии курса и глиссады или вблизи границ сектора курса и глиссады, а по маркерному каналу — пролет дальнего, среднего и ближнего МРМ. КРП проверяется на частотах 110,1 или 110,3 МГц в режимах «СП-50» или «ILS», а ГРП — на частотах 334,4 и 335 МГц.

Бортовая навигационно-посадочная аппаратура «Курс МП-70» (рис. 7.23) состоит из двух навигационно-посадочных устройств УНП; блока встроенного контроля БВК; блока резервирования БР, обеспечивающего автоматическую коммутацию одного из двух УНП; маркерного радиоприемника МРП; двух пультов управления ПУ; двух селекторов курса СК канала VOR и селектора режимов СР. По параметрам (табл. 7.11) аппаратура «Курс МП-70» соответствует нормам ИСАО на бортовую аппаратуру, обеспечивающую посадку при метеоминимуме III категории.

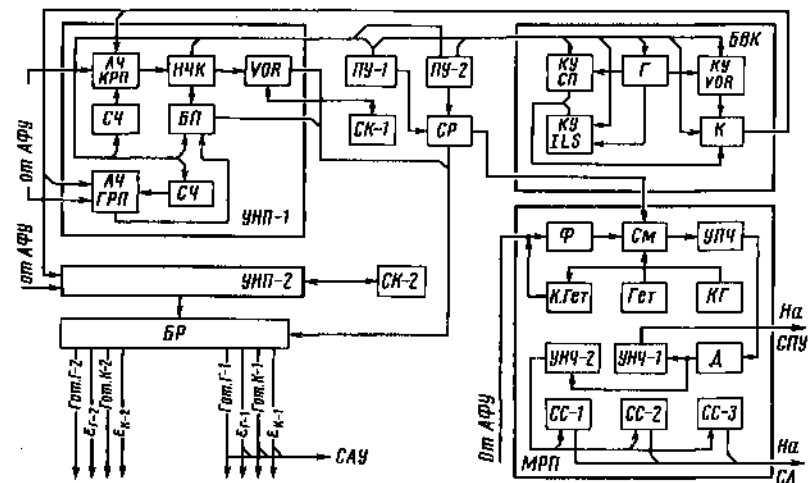


Рис. 7.23. Структурная схема навигационно-посадочной аппаратуры «Курс МП-70»

Навигационно-посадочное устройство строится на 20 фиксированных частот НПУ выполняет функции КРП и ГРП, включая обработку сигналов. Линейная часть ЛЧ КРП построена по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты и синтезатором частоты СЧ в качестве первого гетеродина. Для повышения избирательности КРП во входных цепях и в УРЧ применены фильтры, настраиваемые с помощью варикапов и матрицы пере-

Таблица 7.11. Основные параметры аппаратуры «Курс МП-70»

Параметр	Канал		
	курса	глиссады	маркерный
Стабильность частоты гетеродинов	$3,5 \cdot 10^{-5}$	$3,5 \cdot 10^{-5}$	$3,5 \cdot 10^{-3}$
Чувствительность при полностью действующей АРУ, мкВ	5	10	500 («Посадка»); 200 («Маршрут»)
Стабильность нуля выходного сигнала в режимах «ILS» и «СП-50», мкА	4	6	—
Избирательность по соседнему и зеркальному каналам, дБ	75	70	60
Полоса пропускания ПУТ, кГц, на уровне 6 дБ	40	150	30
Напряжение на входе, мкВ, при котором АРУ обеспечивает изменение выходного сигнала не более чем на 10 %	$5 \dots 10^4$	$10 \dots 10^4$	—

усиления в низкочастотном тракте НЧК напряжения разделяются **фильтрами** и поступают на устройство обработки сигналов VOR, связанное с селектором курса СК, и в блок посадки БП. Принципы преобразования сигналов в основном те же, что и в аппаратуре «Курс МП-2».

Линейная часть ЛЧ ГРП выполнена по супергетеродинной схеме с однократным преобразованием частоты. В качестве гетеродина применен СЧ. Во входных цепях включены полосовые фильтры на спиральных резонаторах, а в УПЧ — кварцевые фильтры. Цепи усиленной АРУ охватывают УВЧ, УПЧ и смеситель.

Блок посадки используется в режиме «ILS» для получения сигналов постоянного тока e_k и e_r для индикаторов и САУ, а также сигналов готовности («Гот. К, Г»). В БП имеются основной и контрольный тракты. Если сигналы этих трактов отличаются на определенную величину, то автоматически включается второй комплект УНП и сигнализация **аварийного** выключения неисправного комплекта.

Блок встроенного контроля БВК вырабатывает низкочастотные стимулирующие сигналы и обеспечивает конт-

роль нуля и отклонения влево-вправо и вверх-вниз. Основа БВК — генератор Г напряжения с частотой 900 Гц. Контрольные устройства КУ формируют из напряжения генератора Г стимулирующие сигналы с частотами 30, 60, 90, 150 и 10 000 Гц (последнее с ЧМ). В зависимости от выбранного **режима** проверки коммутатор К подает один из сигналов в модулятор контрольной схемы входной части КРП или ГРП.

Маркерный радиоприемник МРП — супергетеродинный с одним преобразователем частоты. Входной полосовой фильтр Ф на спиральных резонаторах обеспечивает подавление зеркального канала. Чувствительность МРП при переходе из режима «Маршрут» в режим «Посадка» изменяется в смесителе См. Принцип выделения низкочастотных сигналов и включения сигнальных ламп СЛ и звонка такой же, как и в МРП-ЗПМ аппаратуры «Курс МП-2». Особенность МРП «Курс МП-70» — наличие трех контрольных генераторов КГ и контрольного гетеродина К. Гет, который модулируется напряжением одного из этих генераторов с целью получения сигнала, имитирующего принимаемый при пролете соответствующего МРМ.

ния его траектории относительно заданной.

Преамбула — начальная часть функции СП СД, содержащая сигналы для начала работы бортового приемного устройства и опознавания функции.

Режим «ФА» — режим работы дальномерной подсистемы СП СД (DME/P) в определенной части зоны действия СП СД, охватывающей конечный участок захода ЛА на посадку и ВПП.

Режим «IA» — режим работы дальномерной подсистемы СП СД (DME/P) во всей зоне действия СП СД, кроме той ее части, где используется режим «ФА».

Сектор пропорционального наведения — объем воздушного пространства, в котором измеренная угловая координата прямо пропорциональна углу отклонению бортовой антенны от линии нулевого значения углов.

Сигнал внезонной индикации ОС1 — сигнал за пределами угловых границ зоны действия СП СД, предназначенный для исключения приема ложной информации.

Стандарты I и II для DME/P — нормы на точностные параметры DME/P для обеспечения посадки ЛА с обычным (неукороченным) взлетом и посадкой (I) и с укороченным или вертикальным взлетом и посадкой, а также выравнивания и посадки совместно с угломерной подсистемой СП СД (II).

Точка опорная при заходе на посадку — точка под минимальным углом глиссады, находящаяся на высоте $(15^{+3}$ м над порогом ВПП.

Точка опорная обратным курсом — точка, находящаяся на высоте $(15^{+3}$ м над серединой оси ВПП.

Точка отсчета — точка на оси ВПП, наиболее близкая к фазовому центру антенны угломерного радиомаяка захода на посадку.

Функция — определенная задача, решаемая СП СД (определение курсового угла, угла места, дальности и т. д.).

8.2. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ СИСТЕМ ПОСАДКИ САНТИМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА

Системы посадки сантиметрового диапазона (СП СД) предназначены для замены существующих СП МД

и отличаются от последних значительно большими размерами секторов пропорционального наведения ЛА (СПН), возможностью формирования оптимальных траекторий захода на посадку, наличием дальномерного канала и лучшими эксплуатационными характеристиками. Эти системы могут одновременно обслуживать большое число ЛА, следующих по различным траекториям, на этапах захода на посадку, выравнивания, посадки и руления, а также при взлете или повторении посадки. Ввод СП СД должен способствовать повышению безопасности полетов, увеличению пропускной способности ВПП и облегчению посадки вертолетов и других ЛА с крутыми траекториями снижения.

Основные параметры СПСД:

Зона действия:	
по дальности, км	37
по азимуту (относительно оси ВПП), градус	±60
по углу места, градус	0...20
Погрешность (2а), м:	
по дальности	30,5
по азимуту ¹	4,1
по углу места ¹	0,4
Частота получения информации, число измерений/с:	
азимут	13 или 39
обратный азимут	6,5
угол места	39
Диапазон частот, МГц:	
угломерной подсистемы дальномерной подсистемы	5000...5750
ммы	960...1215

¹У начала ВПП длиной 3000 м.

Системы этого типа получили международный статус под названием MLS. В зависимости от комплектации СП СД могут использоваться в условиях минимума I, II или III категорий ИКАО.

Основа СП СД — независимые друг от друга угломерная (УПС) и дальномерная (ДПС) подсистемы. Первая служит для определения угловых положений ЛА в горизонтальной и вертикальной плоскостях с помощью азимутальных и угломестных РМ. Бортовая аппаратура УПС общая для всех

Глава 8

СИСТЕМЫ ПОСАДКИ САНТИМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА

8.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Данные вспомогательные — информация, которая содержит сведения о метеобстановке, состоянии ВПП и др.

Данные основные — информация, которая непосредственно связана с управлением ЛА на этапе захода на посадку и посадки и с характеристиками наземного оборудования СП СД.

Линия выдерживания курса (глиссады) — линия, угловое положение которой относительно горизонтальной плоскости (оси ВПП) определяется средней погрешностью выдерживания траектории.

Линия курса (глиссады) СП СД — одно из геометрических мест точек в

горизонтальной (вертикальной) плоскости под определенными углами к оси ВПП (горизонту) с вершинами в точке отсчета.

Погрешность выдерживания траектории (PFE) — погрешность определения координат, которая может привести к отклонению ЛА от заданной траектории.

Погрешность выдерживания траектории шумовая (PFN) — погрешность, которая может привести к отклонению ЛА от линии выдерживания курса (глиссады).

Погрешность управления шумовая (SMN) — погрешность, которая может повлиять на пространственное положение ЛА, но не вызывает измене-

функций, связанных с определением угловых координат ЛА. Разделение функций в БА достигается применением временного уплотнения с поочередной работой наземных РМ. Вторая подсистема (DME/P) по принципу действия аналогична каналу дальности СБН типа VOR/DME и отличается от последней только элементами, обеспечивающими повышенную точность ДПС.

Угломерные радиомаяки содержат передатчик, управляемый сигналами с КДП, антенную систему, устройства контроля и управления. Наиболее ответственным элементом РМ, определяющим точность системы, является антенная система. Наибольшее применение находят фазированные антенные решетки, отражательные и линзовые антенны. **Фазированные антенные решетки (ФАР)** состоят более чем из 80 модулей, каждый из которых имеет собственный излучатель и фазовращатель. Антенны защищены от воздействия осадков обтекателями. Управление положением луча в пространстве **электронное**. Управляющие сигналы в цифровой форме подаются на фазовращатели ФАР. Одновременное изменение фазовых сдвигов на некоторую постоянную величину приводит к повороту фронта волны, а следовательно, и ДН. При точном контроле амплитуды и фазы колебаний, питающих модули ФАР, обеспечивается узкая ДН в рабочей плоскости при малом уровне боковых лепестков и широкая ДН в плоскости, перпендикулярной рабочей. Так, например, при размерах ФАР, равных 3,66 м в горизонтальной и 1,22 м в вертикальной плоскостях, ширина ДН в азимутальной плоскости

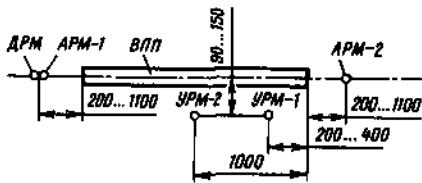


Рис. 8.1. Размещение радиомаяков СП СД при обслуживании одного направления посадки

около 1° и в угломерной плоскости — порядка нескольких градусов.

Функции угломерной подсистемы — передача азимутального угла при заходе на посадку с низкой и высокой скоростью повторения функции (функции Аз-1 и АзС-1), азимутального угла при уходе ЛА на второй круг или при взлете ЛА (Аз-2), угла места при заходе на посадку (УМ-1) и при выравнивании (УМ-2), основных (ОД) и вспомогательных (ВД) данных, а при дальнейшем развитии СП СД азимутального угла в пределах 360° (Аз-360). Функции Аз-1 и АзС-1 предусматривают определение в пределах зоны действия стороны нахождения ЛА относительно оси ВПП. При выходе ЛА за пределы СПН направление полета указывается с помощью сигналов клиренса.

Состав СП СД — азимутальные, угломерные и дальномерные РМ, устройства передачи основных и вспомогательных данных, а также оборудование дистанционного управления и контроля. В зависимости от решаемых задач и условий данного аэродрома состав наземного оборудования может соответствовать основной или расширенной комплектации.

Основная комплектация СП СД — азимутальный АРМ-1 и угломерный УРМ-1 радиомаяки захода на посадку, а также дальномерный радиомаяк ДРМ.

Расширенная комплектация СП СД, помимо РМ основной комплектации, включает азимутальный РМ обратного азимута АРМ-2 и угломерный РМ выравнивания УРМ-2, если рельеф местности не позволяет для выравнивания ЛА перед посадкой использовать радиодальномер.

Размещение наземного оборудования СП СД различно при обслуживании одной (рис. 8.1) или двух ВПП. При применении одной СП СД для посадки на две ВПП либо при нецелесообразности размещения антенных устройств по оси ВПП антенны АРМ-1 и АРМ-2 смещаются относительно этой оси. Такое размещение не должно приводить к нарушению требований к зоне действия системы и к точности определения угловых координат в опорных точках. Необходимо, чтобы при совмещении

радиомаяков СП СД и СП МД их антенны и помещения не ухудшали параметры сигналов каждой из систем. Совмещения высот опорных точек этих систем при заходе на посадку достигают смещением антенны УРМ-1 относительно антенны ГРМ в направлении оси и торца ВПП.

8.3. ФОРМИРОВАНИЕ ПОСАДОЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ В СП СД

Определение положения ЛА осуществляется по результатам измерения угла в азимутальной плоскости φ и угла места θ . Соответствующие РМ имеют ДН (лучи ЛАРМ и ЛУРМ на рис. 8.2), сканирующие с постоянной скоростью (скорость сканирования) в пределах СПН. Принята следующая терминология, характеризующая движение луча: «туда», когда луч АРМ движется в направлении увеличения угла, т. е. по ходу часовой стрелки (если смотреть сверху), и «обратно», когда луч движется против хода часовой стрелки. Нулевое значение угла φ для АРМ-1 соответствует оси ВПП. Нулевое значение θ совпадает с горизонтальной плоскостью, проходящей через фазовый центр антенны УРМ. Во время движения луча «туда» и

«обратно» («вверх» и «вниз») антенна излучает немодулированный сигнал. Переходу от движения луча в прямом направлении к движению в обратном соответствует прекращение излучения (пауза). **Рассмотренный цикл** (т. е. прямое и обратное движение луча) периодически повторяется с частотой повторения данной функции. Для определения ПМЛА информация о φ и θ (формируемая последовательно по времени) объединяется с данными о дальности, получаемыми от прецизионного дальномерного радиомаяка DME/P.

Специфика определения линий курса и глиссады — сравнение в БА измеренных значений φ и θ с заданными. Заданное значение угла наклона глиссады θ_0 устанавливается в бортовом вычислителе равным оптимальному углу снижения ЛА данного типа. Малая ширина луча и сканирование ДН способствуют повышению точности и увеличению СПН (до 120° по азимуту и до 20° по углу места) при значительно меньшей подверженности СП СД влияниям неровностей местности и отражений от МО по сравнению с СП МД.

Особенность СП СД — использование временного метода определения угловых координат ЛА позволяет получить требуемую точность с помощью одноканальной многофункциональной

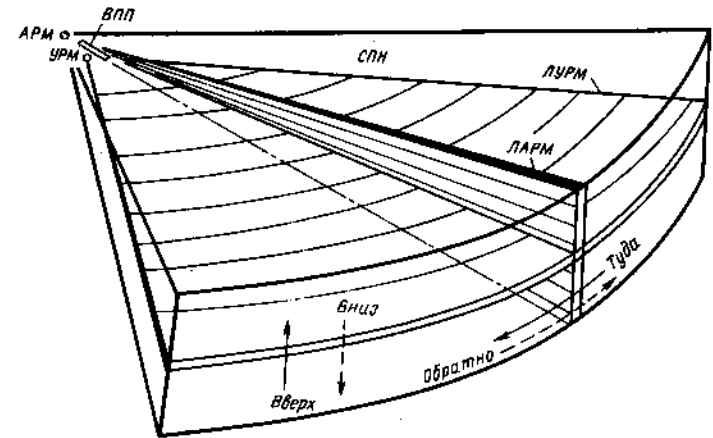


Рис. 8.2. Формирование сектора пропорционального наведения азимутальными и угломерными радиомаяками

БА. Временное разделение функций требует синхронизации работы наземной и бортовой частей СП СД.

Посадочная информация формируется УПС, наземные РМ которой идентичны по принципу действия и отличаются только антеннами и параметрами зоны действия.

Угловое положение ЛА определяется по сигналам C_1 и C_2 , принятым от антенны РМ при сканировании ДН «туда» и «обратно» (рис. 8.3). Информативный параметр УПС — интервал времени t_φ между импульсами C_1 и C_2 при постоянной скорости сканирования пропорционален углу в азимутальной плоскости.

Информация о положении ЛА вне СПН в горизонтальной плоскости передается с помощью импульсов клиренса, указывающих направление полета (например, «Лети вправо»), необходимое для выхода в СПН. Импульсы клиренса (50 мкс) передаются в моменты начала сканирования «туда» и конца сканирования «обратно» («Лети влево») и конца сканирования «туда» и начала сканирования «обратно» («Лети вправо»). Нужное направление полета указывается превышением амплитуды пары импульсов, например «Лети вправо», не менее чем на 15 дБ над амплитудой

дой другой пары («Лети влево»).

Сигналы СП СД, принимаемые при полете в СПН (рис. 8.4, а), содержат преамбулу, секторный сигнал и тест-импульсы, излучаемые слабо направленной антенной РМ, которая обслуживает всю зону действия, и сигналы угловой информации.

Преамбула (рис. 8.4, б) состоит из посылки несущей частоты /, кода опорного времени 2 и кода опознавания функции 3. Посылка / служит для поддержания работы системы слежения за несущей частотой в бортовом приемнике. Код опорного времени определяет момент начала отсчета времени в БА. Код опознавания функции необходим для организации соответствующих переключений в БА при переходе от одной функции к другой.

Секторный сигнал содержит следующие сигналы: 4 — сигнал опознавания места установки наземного оборудования (только для азимутальных функций); 5 — сигнал выбора бортовой антенны, с помощью которого выбирается та из антенн, которая принимает максимальный сигнал; 6, 7, 8 — задний, левый и правый импульсы врезонной индикации ОСИ; 9 — тест-сигнал «Туда» ТИТ. Тест-сигнал «Об-

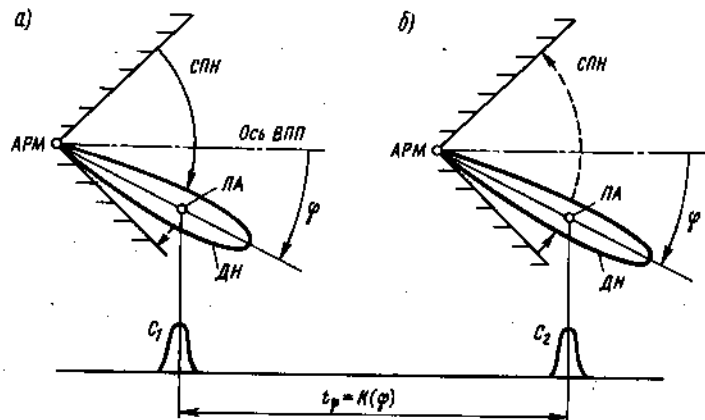


Рис. 8.3. Сигналы, принимаемые бортовым приемником при прямом (а) и обратном (б) сканировании ДН АРМ

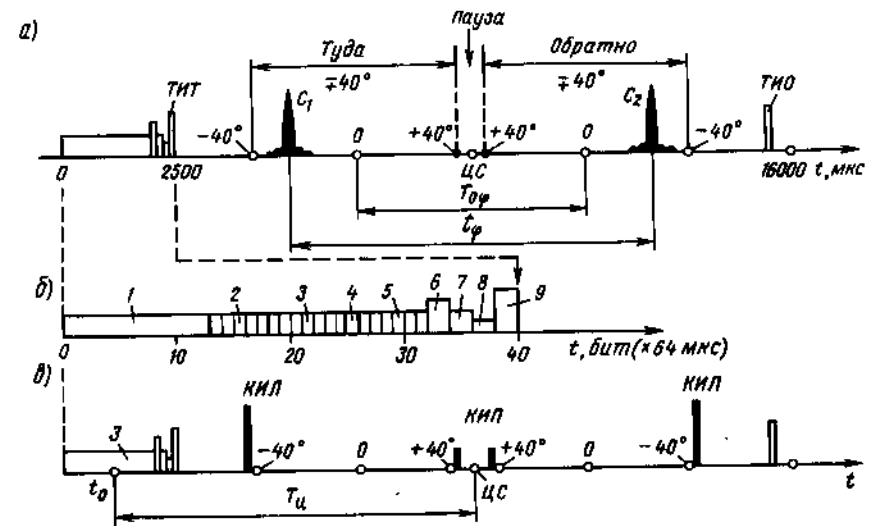


Рис. 8.4. Сигналы, принимаемые бортовым приемником при работе азимутального радиомаяка захода на посадку с СПН $\pm 40^\circ$ (а), состав преамбулы и секторных сигналов (б) и сигналы (в), принимаемые в секторе клиренса

ратно» ТИО излучается в конце периода сканирования. Амплитуда импульсов ОСИ должна быть больше, чем у любого сигнала наведения вне СПН, и по крайней мере на 5 дБ меньше уровня сигнала клиренса в пределах сектора клиренса или угломерного сигнала в СПН. Эти признаки ОСИ используются для исключения ложной индикации при полетах ЛА вне указанных секторов.

Сигналы угловой информации формируются на борту ЛА при прохождении луча ДН соответствующего РМ через место расположения антенны ЛА. Принимаемые сигналы представляют собой радиоимпульсы, огибающая которых повторяет форму ДН антенны РМ. При скорости сканирования $V_{ск} = 0,02^\circ/\text{мкс}$ длительность этих импульсов составляет 50...200 мкс при ширине ДН, равной $1...4^\circ$. При полете вне СПН бортовая антенна принимает импульсы клиренса КИЛ и КИП (рис. 8.4, в). Все сигналы угловой информации симметричны относительно центра сканирования ЦС.

8.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ УГЛОМЕРНОЙ ПОДСИСТЕМЫ СП СД

Принцип получения информации об угловом отклонении ЛА от заданной траектории захода на посадку один и тот же в азимутальном и в угломерном каналах УПС. Однако в последнем возможна установка в БА оптимального для данного класса ЛА угла глассиды θ_0 (рис. 8.5).

Сигналы C_1 и C_2 , принимаемые во время прямого и обратного хода ДН угломерного РМ, которая сканирует в пределах СПН (угла θ_m), с выхода Прм поступают на формирователь импульсов ФИ. Импульсы ФИ соответствуют точкам 1 и 2 пересечения напряжением сигнала порогового уровня U_n . Измеритель времени ИВ по полученным сигналам определяет интервал времени t_θ .

Требуемый угол глассиды θ_0 задается вводом в бортовой вычислитель интервала $T_{0\theta}$, равного значению t_θ при полете ЛА по заданной траектории. В вычислительном устройстве ВУ обрат-

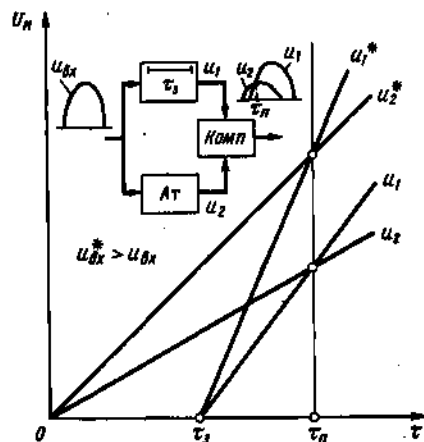


Рис. 8.10. Формирование точки отсчета дальности в схеме задержки и сравнения

выходе ДФ, как и на выходе других схем формирования сигналов, установлен селектор длительности импульсов СДИ, не пропускающий импульсы длительностью менее 2 мкс и подавляющий импульсные помехи.

Пороговые схемы ТПС (точная) и ГПС (грубая) предназначены для получения импульса, по которому измеряется дальность. Схема ТПС построена по принципу «задержка и сравнение». Отличительная особенность схемы — отсутствие зависимости порогового значения времени задержки τ_n от амплитуды U_n сигнала u_{nk} (рис. 8.10). Импульсы, задержанный u_1 и u_2 , прошедший через аттенюатор Ат, сравниваются в компараторе Комп. Схема ТПС (см. рис. 8.9) вырабатывает импульс, соответствующий пороговому уровню — 18 дБ, и используется для точного измерения дальности в режиме «ФА». Грубая пороговая схема ГПС основана на сравнении в компараторе Комп задержанного сигнала с пороговым уровнем, задаваемым пиковым детектором ПД и аттенюатором — 6 дБ. Эта схема включается в режиме «IA» и формирует импульс при достижении огибающей входного сигнала уровня $0,5(-6 \text{ дБ})$ амплитудного зна-

чения. Снижение порогового уровня в ТПС способствует повышению точности из-за большей крутизны фронта входного сигнала, но требует увеличения отношения действующих значений сигнала и шума.

Повышение точности измерения дальности в ДМЕ/Р достигается уменьшением влияния следующих дестабилизирующих факторов: шумов приемника; дискретности отсчета дальности; нестабильности частоты счетных импульсов; нестабильности фиксации временного положения ответных импульсов; нестабильности фиксированной временной задержки сигнала в аппаратуре; искажений переднего фронта принимаемых импульсов; принимаемых сигналов опознавания ДРМ.

Увеличение отношения сигнал/шум достигается ограничением дальности действия ДРМ в режиме «ФА» и использованием малошумящих элементов и схем в высокочастотной части приемника запросчика. Среднее квадратичное значение флюктуационной погрешности может быть уменьшено до 3 м.

Погрешность дискретности отсчета уменьшается при увеличении частоты счетных импульсов. При частоте около 50 МГц и стабильности ее не хуже $5 \cdot 10^{-6}$ эта погрешность около 3 м.

Погрешность определения временного положения импульса отсчета определяется чувствительностью и стабильностью схемы фиксации относительного уровня сигнала и может быть доведена до 1,5 м.

Стабильность задержки сигнала в аппаратуре запросчика поддерживается с помощью специального контрольного сигнала. Наибольшую нестабильность вносит тракт УПЧ. Для уменьшения нестабильности задержки увеличивают полосу пропускания УПЧ, а требуемую избирательность по соседнему каналу обеспечивают, применяя дискриминатор Ферриса.

8.6. ПАРАМЕТРЫ СП СД

Нормы ИСАО на угломерную подсистему регламентируют параметры, от которых зависит правильность функционирования СП СД.

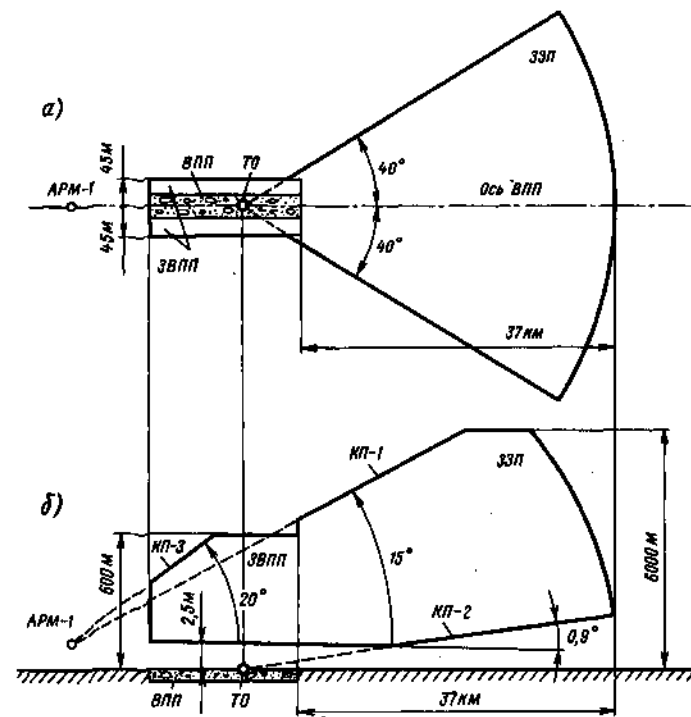


Рис. 8.11. Зона действия АРМ-1 в горизонтальной (а) и вертикальной (б) плоскостях

Зона действия УПС формируется радиомаяками АРМ-1, АРМ-2, УРМ-1 и УРМ-2. Каждый из этих РМ обеспечивает информацию об угловом положении ЛА в определенной части зоны действия, т. е. в зонах захода на посадку (ЗАО) и ВПП (ЗВПП). Зоны действия РМ (рис. 8.11–8.14) ограничены в вертикальной плоскости коническими поверхностями КП (ТО — точка отсчета).

Частотный диапазон УПС разбит на 200 каналов с разномом по частоте 0,3 МГц. Допустимо отклонение частоты не более чем на ± 10 кГц от номинального значения и ее изменение на 50 Гц за 1 с. Средняя плотность мощности на высоте более 600 м, измеренная в полосе 150 кГц с центральной частотой, отстоящей не менее чем на 840 кГц от номинальной

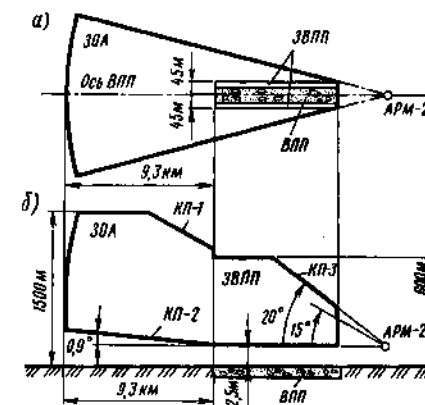


Рис. 8.12. Зона действия АРМ-2 в горизонтальной (а) и вертикальной (б) плоскостях

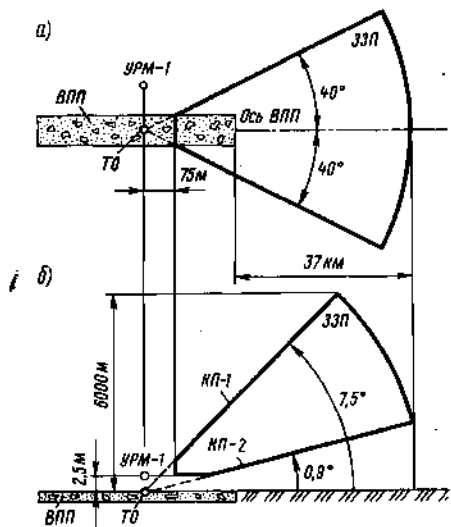


Рис. 8.13. Зона действия УРМ-1 в горизонтальной (а) и вертикальной (б) плоскостях

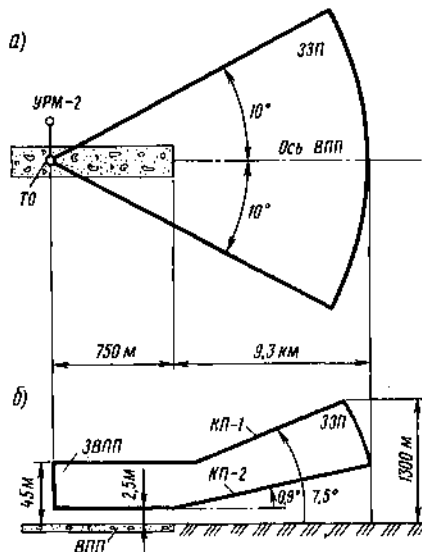


Рис. 8.14. Зона действия УРМ-2 в горизонтальной (а) и вертикальной (б) плоскостях

частоты, не более $-100,5 \text{ дБ} \cdot \text{Вт}/\text{м}^2$ при передаче угловых функций и $-95,5 \text{ дБ} \cdot \text{Вт}/\text{м}^2$ при передаче основных данных.

Точность УПС характеризует пригодность сигналов УПС для управления полетом ЛА по заданной траектории. Основные составляющие общей погрешности — погрешность выдерживания траектории РФЕ и шумовая погрешность управления (шум управления) СМН. Погрешность РФЕ включает те составляющие спектра мешающих воздействий, частоты которых не превышают $0,5 \text{ рад/с}$ для АРМ и $1,5 \text{ рад/с}$ для УРМ. Шум управления содержит составляющие с частотами выше $0,3 \text{ рад/с}$ (АРМ) и $0,5 \text{ рад/с}$ (УРМ). Допустимые погрешности УПС, регламентированные ИСАО (табл. 8.1), различны в различных точках и направлениях зоны действия УПС и минимальны для АРМ-1 и УРМ-1 в опорной точке при заходе на посадку (ОТ ЗП), а для АРМ-2 и УРМ-2 — в опорной точке с обратным курсом (ОТ ОК). Для УРМ-2 установлены только допуски на погрешности в ОТ ОК: $\text{РФЕ} = 0,6 \text{ м}$; $\text{РФН} = 0,4 \text{ м}$ и $\text{СМН} = 0,3 \text{ м}$.

Формат сигнала УПС предусматривает определенные последовательности передачи функций (рис. 8.15) на общей несущей частоте. Синхронизация УПС предотвращает интерференцию сигналов различных функций. За время, отведенное для каждой функции, последовательно передаются (см. рис. 8.4) преамбула, секторные сигналы, немодулированные колебания при движении ДН РМ в прямом и обратном направлениях и контрольный импульс конца сканирования. Сигналы преамбулы (опорное время и опознавание РМ) передаются пятиразрядным кодом с помощью фазовой модуляции несущей частоты со сдвигом на 180° . Дополнительные два разряда кода служат для проверки на четность всей кодированной последовательности.

Временные положения луча при сканировании в прямом и обратном направлениях должны быть симметричны по отношению к средней точке сканирования (ЦС) с точностью до $\pm 10 \text{ мкс}$. Нормы на параметры угломерных функций УПС даны в табл. 8.2, где F_{cp} — средняя частота повторения

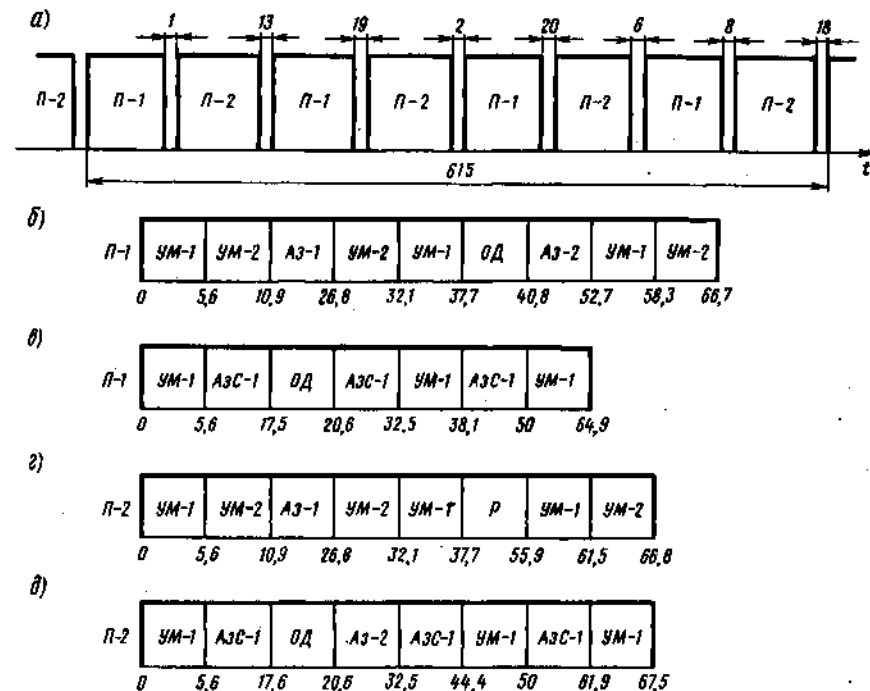


Рис. 8.15. Распределение информации УПС по времени (цифры соответствуют времени в миллисекундах):

а — временные интервалы между последовательностями П-1 и П-2; б, в — чередование функций в последовательности П-1 при обычном и скоростном форматах сигналов; г, д — чередование функций в последовательности П-2 при обычном и скоростном форматах (Р — резервный интервал для функции АЗ-360)

функции; $V_{ск}$ — скорость сканирования, а остальные обозначения соответствуют рис. 8.5. Нормы на временную последовательность передачи информации внутри каждой функции приведены в табл. 8.3.

Нормы ИСАО на дальнометрическую систему ДМЕ/Р предусматривают использование оборудования канала дальности СБН типа VOR/DME, обладающего более высокой точностью и дополнительным числом частотно-кодовых каналов.

Зона действия ДМЕ/Р в горизонтальной плоскости ограничена окружностью с радиусом не менее 37 км и центром в точке отсчета ТО (рис. 8.16). В вертикальной плоскости зона

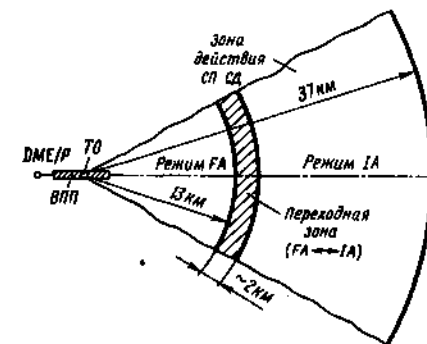


Рис. 8.16. Зона действия ДМЕ/Р в горизонтальной плоскости

Таблица 8.1. Допустимые погрешности УПС (2σ)

Точки измерения погрешности	Канал								
	АРМ-1			АРМ-2			УРМ-1		
	PFE	PEN	CMN	PFE	PEN	CMN	PFE	PFN	CMN
ОТ ЗП (ОТ ОК), м	6	3,5	3,2 или 0,1**	(6)	(3,5)	(3,2 или 0,1**)	0,6	0,4	0,3
По направлению оси ВПП, м, на удалениях от порога ВПП: 9,27 км (18,5 км) 37 км	—	—	(4,16)	12	7	4,8	—	—	(0,39)*
В горизонтальной плоскости, увеличение относительно по- грешностей в соответствую- щих точках по оси ВПП при азимутальных углах ±40° (±20°)	12 1,5	7 1,5	— 1,3	(1,5)	(1,5)	(1,3)	0,2**	0,2**	1,3
В вертикальной плоскости, увеличение относительно по- грешностей в соответствую- щих точках в горизонтальной плоскости при углах места: 9° 15°	2	2	Не возрастают	2	2	—	—	—	—

* При минимальном угле глассвды.

действия должна соответствовать зоне действия угломерной подсистемы. Частотный диапазон DME/P разбит на 238 частотных каналов с разносом по частоте 1 МГц. Двести частотных каналов DME/P выбирают из числа 262 каналов стандартного DME. Дополнительное число частотно-кодowych каналов образуется увеличением числа кодowych групп, характеризуемых интер-

валом между импульсами в сигнале запроса и сигнала ответа (табл. 8.4). Точность DME/P определяется допустимыми погрешностями измерения дальности до расчетной точки приземления (точки отсчета). Значения допустимых погрешностей измерения дальности приведены в табл. 8.5. В пределах указанных в таблице расстояний погрешности линейно уменьшаются по

Таблица 8.2. Параметры угломерных функций СП СД

Функция	φ _м °, θ _м °	t _φ , t _θ , мкс	T _D , мкс	V _{ск.} °/мкс	F _{ср.} Гц
Аз-1	—62...+62	13 000	6800	0,02	13±0,5
АзС-1	—42...+42	9 000	4800	0,02	39±1,5
Аз-2	—42...+42	9 000	4800	0,02	6,5±0,25
УМ-1	—1,5...+29,5	3 500	3250	0,02	39±1,5
УМ-2	—2...+10	3 200	2800	0,01	39±1,5

Таблица 8.3. Временная последовательность передачи информации в СП СД

Вид информации	Временной интервал между началом передачи информации и началом функции, мс (номер тактового синхроимпульса)									
	Аз-1	АзС-1, Аз-2	УМ-1	УМ-2	ОД	ВД	Аз-1	АзС-1, Аз-2	УМ-1	УМ-2
Препамбула	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Код Морзе	1,6 (25)	1,6 (25)	—	—	—	—	—	—	—	—
Сигнал записания приемника	—	—	1,6 (25)	1,6 (25)	—	—	—	—	—	—
Выбор антенны	1,664 (26)	1,664 (26)	—	—	—	—	—	—	—	—
Сигнал ОСI	—	—	1,728 (27)	—	—	—	—	—	—	—
Задний импульс ОСI	2,048 (32)	2,048 (32)	—	—	—	—	—	—	—	—
Левый импульс ОСI	2,176 (34)	2,176 (34)	—	—	—	—	—	—	—	—
Правый импульс ОСI	2,304 (36)	2,304 (36)	—	—	—	—	—	—	—	—
Тест-импульс «Туда»	2,432 (38)	2,432 (38)	—	—	—	—	—	—	—	—
Сканирование «Туда» ¹	2,56 (40)	2,56 (40)	1,856 (29)	1,856 (29)	—	—	—	—	—	—
Пауза	8,76	6,76	3,406	3,056	—	—	—	—	—	—
Центр сканирования	9,06	7,06	3,606	3,456	—	—	—	—	—	—
Сканирование «Обратно» ¹	9,36	7,36	3,806	3,856	—	—	—	—	—	—
Передача адреса	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
» данных	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
» битов четности	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Тест-импульс «Обратно»	15,5	11,56	—	—	1,6 (25)	—	—	—	—	—
Конец информации	15,688	11,688	5,356	5,056	2,752 (44)	2,88 (45)	—	—	—	—
Конец интервала	15,9	11,9	5,6	5,3	—	3,1	5,696 (89)	—	—	—

¹ Начало и конец сканирования «Туда» и «Обратно» зависят от данного сектора пропорционального наведения.

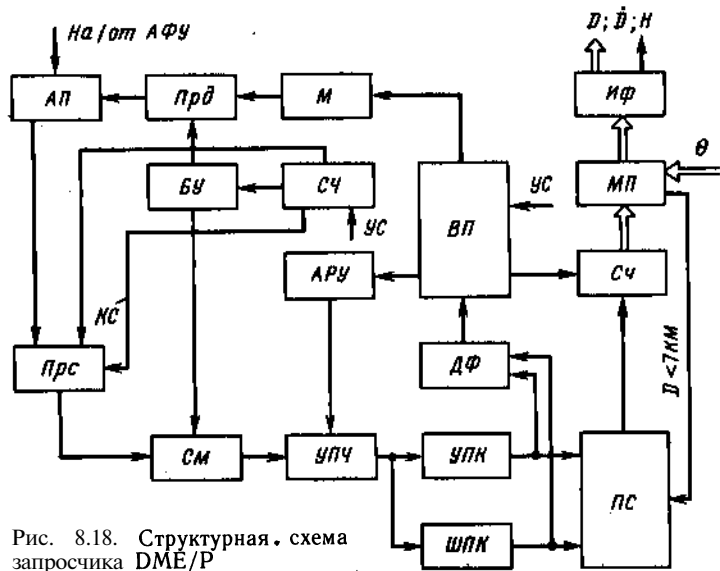


Рис. 8.18. Структурная схема запросчика ДМЕ/Р

функции, замыкание цепей ФАПЧ несущей частоты, правильность выставки, длительность и симметрию стробирующих импульсов. При нарушении правильности работы БВК выдает сигнал отказа. Кроме того, проверяется напряжение источника питания. Контрольные сигналы генерируются в БВК и могут быть введены в важнейшие точки аппаратуры. Блок контролирует также соответствие опорным значениям отклика аппаратуры на излучаемые РМ тест-сигналы.

Интерфейс Иф служит для ввода и вывода данных как в аналоговом, так и в цифровом виде. В состав Иф входят соответствующие преобразователи данных, а также фильтры для сглаживания угловых данных и ограничения скорости их изменения.

Бортовая аппаратура ДМЕ/Р (рис. 8.18) предназначена для работы с РМ типа ДМЕ и ДМЕ/Р.

Основные параметры:

Частотный диапазон, МГц: передатчика.	.1041... 1150
приемника.	.978... 1213
Число частотных каналов	200

Погрешность в режиме «FA» (2σ), м	15
Импульсная мощность передатчика, Вт	120
Чувствительность приемника, дБ·мВт:	
в режиме «IA»	-80
» » «FA»	-60
Потребляемая мощность, В·А, от сети 115 В, 400 Гц	75
Масса, кг:	
всего комплекта (без кабелей)	5,4
приемопередатчика	4,77
Объем приемопередатчика, дм ³	7,6

Приемопередающая часть запросчика содержит Прд с модулятором М, сигналы на который поступают от видеопроцессора ВП и зависят от режима работы. Синтезатор частот СЧ служит задающим генератором Прд, связан с последним через буферный усилитель БУ и вырабатывает опорные колебания для См, сигнал перестройки преселектора Прс и контрольный сигнал КС (63 МГц). Используется общее АФУ, коммутируемое антенным переключателем АП. Усиление в УПЧ регулируется с помощью АРУ. Тракт

усиления сигнала заканчивается узкополосным УПК и широкополосным ШПК каналами, идентичными показанным на рис.8.9. Дискриминатор Ферриса ДФ подает на ВП сигнал, соответствующий выбранному частотному каналу.

Тракт обработки содержит пороговые схемы ПС (см. рис. 8.9), видеопроцессор ВП, счетчик Сч, микропроцессор МП и интерфейс Иф. Видеопроцессор ВП вместе с Сч. рассчитывает дальность по задержке сигнала ответа, контролирует правильность работы, вырабатывает сигналы управ-

ления АРУ и модулятором и выдает стробимпульс для Сч. Используется 16-разрядный счетчик и счетные импульсы с частотой 20,2282 МГц, период которых соответствует 0,004 м. мили (примерно 7,4 м). Данные с Сч поступают на МП, где они фильтруются и преобразуются в код, используемый внешними потребителями. Кроме того, МП вычисляет радиальную скорость D и высоту полета H, используя в последнем случае информацию об угле места θ от УПС. Интерфейс служит для связи запросчика с другими системами ЛА.

Глава 9

РАДИОВЫСОТОМЕРЫ МАЛЫХ ВЫСОТ

9.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Высота истинная — расстояние от ЛА до расположенной под ним точки подстилающей поверхности.

Высота опасная (принятия решения) — выбираемое пилотом по индикатору радиовысотомера значение текущей высоты.

Высота остаточная — суммарное значение половины электрических длин кабелей от приемопередатчика радиовысотомера и половины минимальной длины пути от передающей антенны до земли и от земли до приемной антенны.

Высота текущая — истинная высота, за начало отсчета которой принимается остаточная высота.

Высотность — максимальная высота полета ЛА, на которой обеспечивается определение НП с погрешностью, не превышающей допустимого значения.

Коэффициент обратнорассеяния — отношение потока мощности, рассеянного данной поверхностью в направлении источника излучения, к потоку мощности излучения, падающего на эту поверхность.

Поверхность подстилающая — участок земной поверхности, отражающий сигналы РНУ.

Развязка — отношение мощности просочившегося в приемный тракт сигнала передатчика к полной мощности этого сигнала.

Сигнал преобразованный — сигнал на выходе первого смесителя РНУ, работающего в режиме непрерывного излучения.

9.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ МАЛЫХ ВЫСОТ

Радиовысотомеры малых высот (РВ) относятся к дальномерным РНУ, предназначенным для измерения текущей высоты полета ЛА. Верхнее значение текущей высоты Я зависит от типа РВ и от используемого индикатора и не превышает 1500 м.

Основное назначение РВ — выдача экипажу и в САУ данных о текущей, а также опасной высотах при посадке ЛА. При заходе ЛА на посадку, начиная с высоты примерно 200 м, в систему траекторного управления ЛА от РВ поступают сигналы, которые служат для уменьшения коэффициента передачи по каналу глассады от максимального значения до нуля на высоте начала выравнивания (15...20 м). Эти же сигналы используются для уменьшения вертикальной скорости до значения около 0,45 м/с при начале выравнивания и уменьшения примерно в два раза коэффициента передачи САУ по каналу курса по мере снижения ЛА.

Особенность РВ — автономность. Информация об H вырабатывается с по-

Таблица 9.1. Основные параметры радиовысотометров малых высот

Параметр	РВ-5	А-031	А-037
Погрешность (2а) измерения высоты по линейному выходу (по указателю высоты) на высотах: 0...Я ₁ , м* H > H ₁ , % от Я	0,6(0,8) 6(8)	0,6(1,0) 6(10)	0,6 + 0,05 6(10)
Погрешность (2а) сигнализации опасной высоты относительно шкалы указателя высоты на высотах: 0...H ₂ , м* H > H ₂ , % от Я	0,5 5	0,5 3	2 (10)
Излучаемая мощность, Вт	0,4	0,1	0,15
Девиация частоты при основной (дополнительной) модуляции, МГц	50	50 ± 10 (8...15)	100
Частота основной (дополнительной) модуляции, Гц	150(25)	120...600 (7...40)	Нет данных
Чувствительность приемника, дБ	85	85	87
Потребляемая мощность от сети: 115 В, 400 Гц, В·А	100	65	10
27 В постоянного тока, Вт	10	30	30
Масса, кг	10	11,3	6...7
Объем приемопередатчика, дм ³	12,5	10	3

* Высота H₁ составляет 10, 10 и 60 м для РВ-5, А-031 и А-037, а H₂ — соответственно 10, 20 и 20 м.

мощью только БА, работающей в активном режиме. Все РВ используют диапазон частот вблизи 4300 МГц.

Типы РВ отличаются видом модуляции излучаемого и обработки отраженного сигналов. Наибольшее применение получили РВ, основанные на частотном методе измерения Я (табл. 9.1).

Радиовысотометры РВ-5 и А-031 относятся к группе РВ с широкополосной обработкой преобразованного сигнала. Диапазон измеряемых РВ-5 высот от 0 до 750 м, а в РВ типа А-031 верхнее значение Я составляет 300, 750 или 1500 м.

Радиовысотометры А-037 и РВ-85 построены на основе узкополосной обработки и содержат схемы поддержания постоянного значения средней частоты преобразованного сигнала. Диапазон измеряемых высот РВ-85 от 0 до 750 м, а в РВ типа А-037 зависит от типа индикатора, определяющего верхнюю границу диапазона (300, 750 и 1500 м).

9.3. ФОРМИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РВ

Определение высоты полета ЛА основано на радиолокационном принципе с использованием отраженного от земной поверхности сигнала (рис. 9.1). Передатчик Прд формирует колебания, которые излучаются антенной А-1. Отраженный сигнал ОС поступает на антенну А-2 и приемник Прм. Измеритель высоты ИВ вырабатывает сигнал, пропорциональный времени распространения колебаний до земной поверхности и обратно $t_n = 2H/c$, а следовательно, пропорциональный текущей высоте полета Я.

Частотные РВ работают в режиме непрерывного излучения ЧМ сигнала. Информация о Я заключена в сдвиге по времени законов ЧМ излучаемого и отраженного сигналов. В смесителе приемника выделяется разностная частота (частота биений), значение которой пропорционально t_n , а следовательно,

но, и Я. Частотные РВ требуют применения отдельных передающей и приемной антенн, обладают ограниченной высотой и используются для определения малых высот.

Импульсные РВ по построению подобны обычному радиолокатору. Время t_n измеряется по запаздыванию отраженного импульса относительно излучаемого передатчиком РВ. Радиовысотометр может использовать общую приемопередающую антенну, однако при этом ограничиваются минимальные измеряемые высоты. Основное применение импульсных РВ — измерение больших высот.

Особенности определения высоты в частотных РВ связаны с формированием отраженного сигнала и влиянием сигнала передатчика, просачивающегося в приемный тракт (прямой сигнал).

Отраженный сигнал формируется при облучении диаграммой направленности антенны РВ участка подстилающей поверхности (рис. 9.2). Элементарные площадки этого участка удалены от РВ на различные расстояния, что приводит к различию задержек отраженных площадками сигналов. Отраженный, а следовательно, и преобразованный (ПРС) сигналы — случайные и имеют сплошной спектр (рис. 9.2, в), так как являются суммой сигналов от элементарных площадок отражающего участка поверхности, каждый из которых имеет случайную амплитуду, задержку и фазу. Огибающая спектра ПРС G_c зависит от формы ДН и вида функции $K_{o,p}(\alpha_n)$, где $K_{o,p}$ — коэффициент обратного рассеяния; α_n — угол падения (рис. 9.2, б), т. е. зависит от характера отражающей поверхности. Составляющая G_c с минимальной разностной частотой $F_{p,0}$ соответствует истинной высоте полета, а все остальные составляющие — помехи, снижающие точность РВ. Мощность этих помех определяется шириной ΔF_c спектра ПРС. При независимости $K_{o,p}$ от угла падения (полет над поверхностью типа «пашня») ширина спектра $\Delta F_c = F_{p,0} \text{tg}(0,5\Delta\theta) \text{tg}(0,25\Delta\theta)$, где $\Delta\theta$ — ширина ДН (ΔF_c и $\Delta\theta$ отсчитываются по уровню половинной мощности). Случайный характер сигнала проявляется, главным образом, в специфических для РНУ с подобным характе-

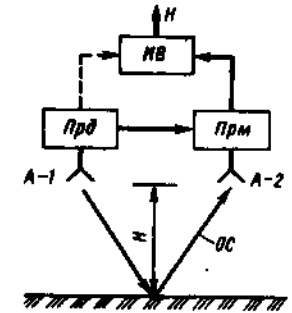


Рис. 9.1. Структура РВ (штриховая линия соответствует импульсному РВ)

ром формирования сигнала (РВ и ДИСС) погрешностях: смещения и методической флюктуационной.

Прямой сигнал возникает из-за электромагнитной связи передающего

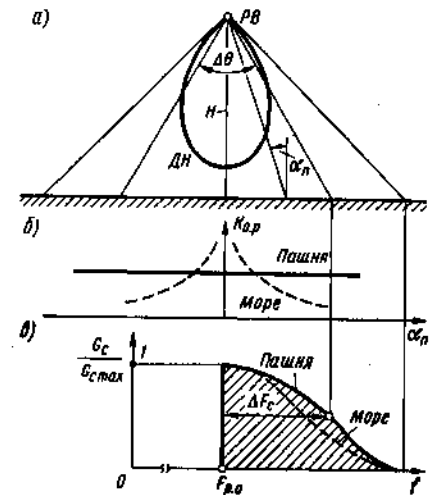


Рис. 9.2. Формирование спектра преобразованного сигнала в частотном РВ при подстилающей поверхности типов «пашня» и «море»: а — диаграмма направленности антенны; б — зависимость коэффициента обратного рассеяния от угла падения радиоволны; в — спектр преобразованного сигнала

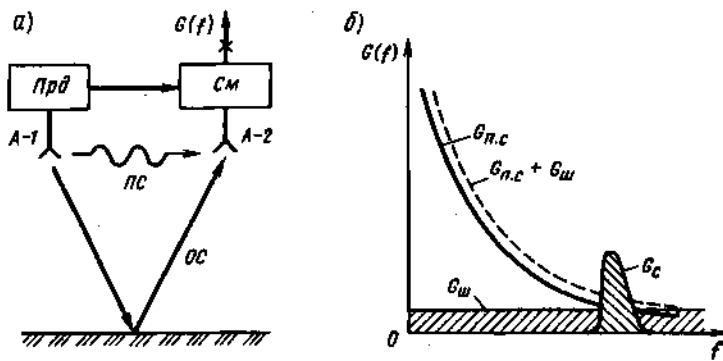


Рис. 9.3. Сигналы (а) и спектры (б) в частотном РВ

и приемного трактов и состоит из двух составляющих, промодулированных по амплитуде и фазе по случайным законам. Первая из составляющих — просочившийся сигнал передатчика, а вторая — тот же сигнал, но попадающий на вход приемника из-за отражений от элементов конструкции ЛА. Параметры случайной модуляции сигнала передатчика определяются характеристиками ГРЧ, в то время как параметры модуляции второй составляющей зависят от изменения взаимного расположения антенн РВ и отражающих элементов конструкции, вызываемого вибрациями ЛА. Наибольшее влияние оказывают АМ составляющие прямого сигнала ПС, которые вызывают появление на выходе См (рис. 9.3, а) шумового напряжения, основная доля спектра $G_{п.с}$ (рис. 9.3, б) которого приходится на низкочастотную часть, где располагаются разностные частоты, соответствующие измеряемой высоте полета. Мощность шумов $G_{п.с} + G_{ш}$, где $G_{ш}$ — спектр шума приемника, не зависит от высоты полета, а мощность полезного сигнала G_c убывает с ростом высоты. На некоторой высоте эти мощности становятся соизмеримыми, что приводит к ухудшению точности РВ и ограничению его высотности.

Специфика измерения информативного параметра сигнала в РВ заключается в определении средней $F_{с.с}$ или средней квадратической $F_{с.к}$ частоты спектра случайного сигнала на фоне

шума приемника и прямого сигнала. При этом возникают методическая и шумовая флуктуационные погрешности. **погрешность** из-за несовпадения $F_{с.с}$ (или $F_{с.к}$) с соответствующими частотами спектра шума ($F_{ш.с}$ и $F_{ш.к}$) и погрешность смещения. Частоты $F_{с.с}$ и $F_{ш.с}$ близки соответственно к $F_{с.к}$ и $F_{ш.к}$, и разницу между ними можно не учитывать.

9.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ МАЛЫХ ВЫСОТ

Частотный метод определения высоты основан на частотной модуляции **излучаемых** колебаний.

Структурная схема частотного РВ (рис. 9.4) содержит генератор ГНЧ, который вырабатывает низкочастотное напряжение u_H (частота F_H порядка сотен герц). Это напряжение управляет частотой сигнала, формируемого генератором ЧМГ и излучаемого антенной А-1. Отраженный сигнал с антенны А-2 поступает на балансный смеситель БС, куда подается также часть мощности излучаемого сигнала. Использование БС позволяет подавить паразитную АМ опорного сигнала, поступающего от передатчика РВ. Запоздывание отраженного сигнала на время t_H приводит к отличию мгновенных значений частот f_1 и f_2 . Частота ПРС (разностная частота) вне интер-

Таблица 9.2. Аналитические выражения для информативного параметра и масштабного коэффициента

Закон частотной модуляции	Информативный параметр ПРС	Масштабный коэффициент
Гармонический	$F_{p.c} = 8c^{-1} F_m \Delta f_d H$	$M_F = 0,125c T_m \Delta f_d^{-1}$
Пилообразный симметричный	$F_{p.c} = 8c^{-1} F_m \Delta f_d H$	$M_F = 0,125c T_m \Delta f_d^{-1}$
Пилообразный несимметричный (РВ с измерением F_{p1})	$F_{p1} = 2c^{-1} F_m \Delta f_d H^*$	$M_F = 0,5c T_m \Delta f_d^{-1}$
Пилообразный несимметричный (РВ с измерением T_m)	$T_m = 2c^{-1} F_{p1}^{-1} \Delta f_d H$	$M_T = 0,5c F_{p1} \Delta f_d^{-1}$

* Значение F_{p1} соответствует изменению частоты ЧМ сигнала с положительной производной.

валов времени, соответствующих переходу разностной частоты $F_p = |f_1 - f_2|$ через нулевое значение; равна, как следует из рис. 9.4, б, $F_p = (8\Delta f_d / c T_m) H$, где Δf_d — девиация частоты; $T_m = 1 / F_m$ — период модуляции.

Основное уравнение частотного РВ имеет вид $H = 0,125c T_m \Delta f_d^{-1} F_p = M_F F_p$, где M_F — масштабный коэффициент. Сигнал после БС усиливается в УНЧ и поступает на измеритель частоты ИЧ, с которого снимается напряжение $U(H)$, пропорциональное высоте полета. Измеритель частоты реагирует на среднее значение F_{cp} разностной частоты F_p . При симметричном пило-

образном законе ЧМ $F_{p.c} = F_p(1 - 2t_H / T_m)$ и практически совпадает с F_p , если $t_H \ll T_m$. Кроме рассмотренного, в РВ применяют и другие законы ЧМ (табл. 9.2).

Обработка преобразованного сигнала может выполняться широкополосными (широкополосный РВ) или узкополосными (узкополосный РВ) устройствами.

Широкополосный РВ (рис. 9.5) содержит полосовой усилитель ПУ с полосой пропускания $\Delta F_{п.у} \gg \Delta F_c$, где ΔF_c — ширина спектра ПРС. Граничные частоты $\Delta F_{п.у}$, а следовательно, и полосы пропускания $\Delta F_{оп}$ тракта обработки

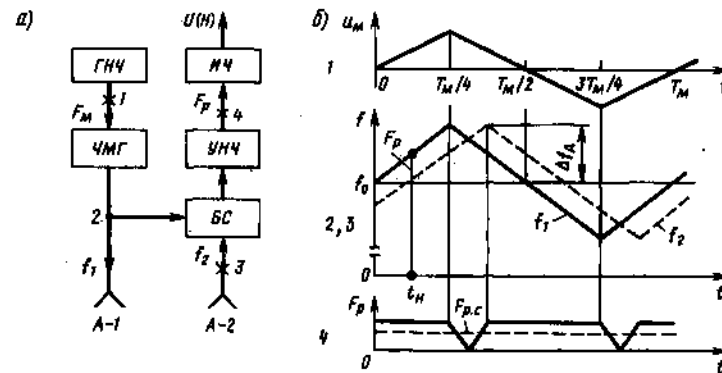


Рис. 9.4. Структурная схема (а) и графики сигналов (б) РВ малых высот (номера графиков соответствуют точкам структурной схемы)

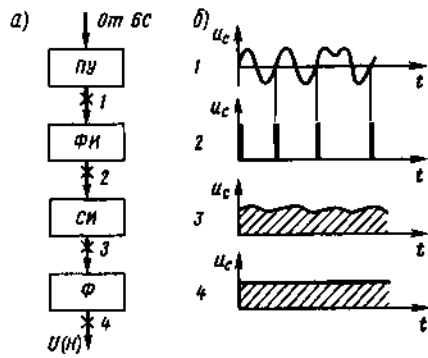


Рис. 9.5. Тракт обработки широкополосного РВ (а) и графики напряжения в его характерных точках (б)

ПРС определяются диапазоном измеряемых высот. В формирователе импульсов ФИ сигнал превращается в последовательность импульсов постоянной амплитуды, которые подаются на аналоговый счетчик импульсов СИ. Напряжение с выхода СИ пропорционально $F_{p.c}$. Фильтр Ф служит для усреднения этого напряжения.

Для уменьшения влияния помех (шумов) на точность РВ используют предварительную фильтрацию подаваемого на СИ сигнала с помощью системы фильтров СФ (рис. 9.6), полоса пропускания которой зависит от измеряемой высоты полета, т. е.

от значения напряжения $U(H)$. Система состоит из фильтров Ф-1...Ф-3 верхних и нижних частот. Требуемая АЧХ формируется схемами отключения СО, при срабатывании которых сигнал направляется в обход соответствующего фильтра, или путем перестройки, например, фильтра Ф-3. При включении РВ, когда требуемое значение полосы пропускания неизвестно, схема поиска СП переключает фильтры и просматривается весь участок спектра, где возможно появление ПРС.

Узкополосный РВ (рис. 9.7) имеет полосу $\Delta F_{оп} \approx \Delta F_c$. Следящая система совмещает среднюю частоту спектра сигнала $F_{c.c}$ с частотой f_n настройки тракта. Узкополосные РВ обладают повышенной точностью даже при небольших отношениях мощностей сигнала и шума на входе приемника. Сигнал с балансного смесителя БС поступает на узкополосный фильтр УПФ с полосой пропускания $\Delta f_{у.п.ф} \approx \Delta F_c$, ограничивается по амплитуде в АО и подается на чувствительный элемент следящей системы — частотный дискриминатор ЧД. Частоты настройки УПФ, АО и ЧД равны f_n . Напряжение с ЧД, значение и полярность которого зависят соответственно от значения и знака разности $\Delta F = F_{c.c} - f_n$, интегрируется в схеме управления СУ и используется для изменения частоты генератора ГНЧ, вырабатывающего модулирующее напряжение. Следящая система стремится свести значение ΔF к нулю и поддер-

живает равенство $F_{c.c} = f_n$ при любой высоте полета. Последняя определяется из основного уравнения $H = 0,125 \times \Delta f_d^{-1} f_n T_m = M T_m$, т. е. для определения высоты требуется измерение периода T_m колебаний ГНЧ.

На начальном этапе работы РВ необходим поиск ПРС, когда частота F_n изменяется до тех пор, пока спектр ПРС не попадает в полосу УПФ и не вступит в работу система слежения за $F_{c.c}$.

9.5. ПАРАМЕТРЫ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ

Диапазон рабочих высот — интервал от минимальной H_{min} до максимальной H_{max} высоты, в пределах которого обеспечивается определение высоты с заданными точностью и вероятностью.

Минимальная высота частотных РВ $H_{min} = K_{ч.м} c \Delta f_d^{-1}$, где $K_{ч.м} = 0,125$ при симметричном и 0,5 при несимметричном законе ЧМ. В импульсных РВ минимальная высота $H_{min} = 0,5 c t$, ограничена длительностью излучаемого импульса t , поскольку приемный тракт при работе передатчика, как правило, отключается. Это ограничение имеет существенное значение только в РВ малых высот, вынуждая применять импульсы длительностью несколько наносекунд.

Максимальная высота частотных РВ ограничена отношением сигнал/шум, при котором обеспечивается заданная точность определения высоты. В импульсных РВ максимальная высота (в километрах) ограничивается только энергетическими возможностями РВ.

Основные факторы, влияющие на диапазон высот частотных РВ: периодичность закона модуляции, способ измерения частоты ПРС и увеличение коэффициента шума из-за прямого сигнала. Увеличения высотности РВ достигают сужением полосы пропускания тракта обработки сигнала.

Точность РВ оценивается суммарной погрешностью $\sigma_H = (\nu^2 \sigma_M^2 + M^2 \times \sigma_\Omega^2)^{1/2}$, где ν — информативный параметр (разностная частота или период модуляции); σ_H , σ_Ω — СКП определения высоты и измерения информационного параметра сигнала; σ_M — среднее квад-

ратичное значение нестабильности масштабного коэффициента M .

Нестабильность масштабного коэффициента приводит к погрешности $\sigma_{H1} = H \sigma_M / M$. Уменьшения σ_{H1} добиваются с помощью схем, поддерживающих $M = const$, т. е. обеспечивающих постоянство $T_m / \Delta f_d$ или $F_{p.c} / \Delta f_d$. Этой цели служит контрольный канал РВ, измеряющий время t_k распространения сигнала в линии задержки известной длины. Для исключения влияния нестабильности M применяют также вычисление отношения t_H / t_k при каждом измерении.

Суммарная погрешность РВ при $M = const$ ($\sigma_{H2} = M \sigma_\Omega$) зависит только от значения M и точности измерения σ_Ω . Для уменьшения σ_{H2} целесообразно уменьшение M , т. е. повышение чувствительности РВ по высоте $S_H = 1/M$. Значения инструментальной погрешности ($2\sigma_\Omega$) близки к $0,002 F_{p.c}$ и $0,0016 T_m$ в широкополосном и узкополосном РВ соответственно.

9.6. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ДИАПАЗОН ВЫСОТ И ТОЧНОСТЬ ЧАСТОТНЫХ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ

Периодичность закона модуляции и способ измерения частоты оказывают влияние на минимальную измеряемую высоту и на погрешность дискретности отсчета.

Минимальная измеряемая высота определяется наименьшей разностной частотой ПРС. Преобразованный сигнал модулирован по частоте и при периодической, например, гармонической ЧМ

$$u_p(t) = U_{mp} \{ \cos \psi_0 \cos [\Omega_d t - m_{ч.м} \cos \Omega_c (t - 0,5 t_n)] + \sin \psi_0 \times \times \sin [\Omega_d t - m_{ч.м} \cos \Omega_c (t - 0,5 t_n)] \},$$

где $\psi_0 = \omega_0 t_H$; Ω_d — доплеровский сдвиг частоты; $m_{ч.м} = 2 m_{ч.м1} \sin(0,5 \Omega_c t_n)$ — индекс модуляции ПРС, зависящий от индекса модуляции $m_{ч.м1} = \Delta f_d / F_m$ излучаемого сигнала. Спектр этого сигнала дискретный и при $\Omega_d = 0$ содер-

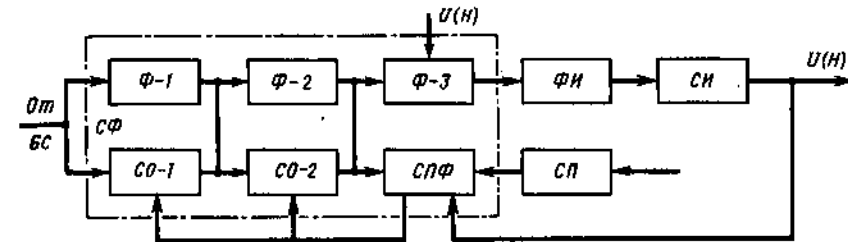


Рис. 9.6. Тракт обработки РВ с предварительной фильтрацией ПРС

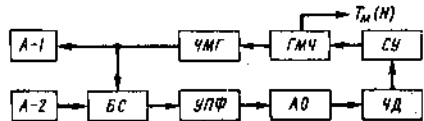


Рис. 9.7. Структурная схема узкополосного РВ

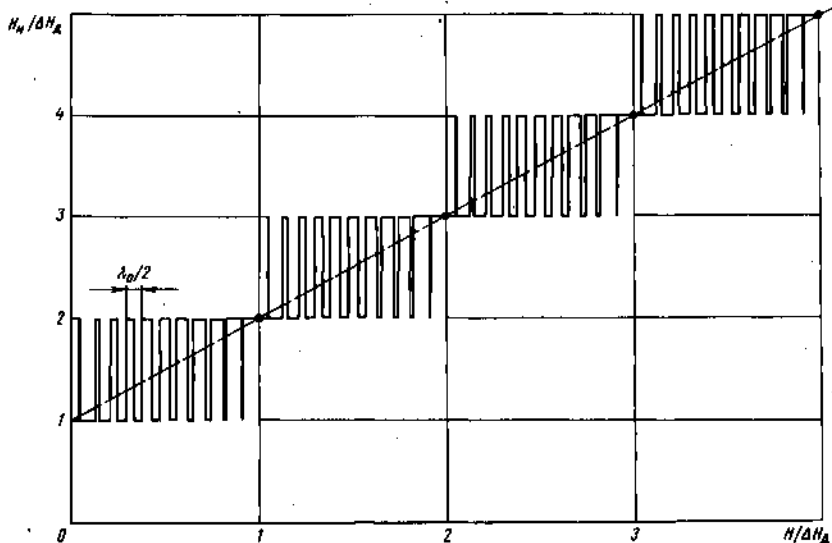


Рис. 9.8. Зависимость показаний частотного РВ от высоты (штриховая линия — градуировочная кривая РВ)

жит только составляющие, кратные частоте модуляции Ω_m . Состав спектра при других симметричных законах ЧМ аналогичен. При изменении высоты частота следования импульсов на входе аналогового счетчика РВ меняется дискретно, оставаясь кратной F_m . Минимальное значение $F_{p\min} = F_m$, а следовательно, $H_{\min} = 0,125c\Delta f_A^{-1} \approx 37,5\Delta f_A^{-1}$, где девиация частоты Δf_A берется в мегагерцах. При $\Delta f_A = 50$ МГц минимальная измеряемая высота $H_{\min} = 0,75$ м.

Дискретность отсчета — методическая постоянная погрешность ΔH_n , не зависящая от высоты полета. Причина ее возникновения — дискретность спектра ПРС. При увеличении, например, высоты полета из-за циклического изменения ψ_0 происходит перераспределение энергии между нечетными составляющими спектра преобразованного сигнала с амплитудами

$$U_{2n+1} = |U_{mp} \sin \psi_0 \sum_{m=1}^{\infty} J_{2n+1}(m\psi_0)|,$$

где $J_k(\cdot)$ — функция Бесселя 1-го рода k -го порядка, соответствующими частотам $(2n+1)F_m$, и четными составляющими с амплитудами $\bar{U}_{2n} = |U_{mp} \cos \psi_0 \sum_{m=1}^{\infty} J_{2n}(m\psi_0)|$, соответствующими частотам $2nF_m$. В результате в пределах участка высот, кратного ΔH_n , частота следования импульсов на входе аналогового счетчика меняется от $(n-1)F_m$ до nF_m и РВ дает показания H_n , кратные ΔH_n (рис. 9.8).

Погрешность дискретности отсчета определяется тем же выражением, что и минимальная высота. Точки изменений показаний РВ от $(n-1)H_{\min}$ до nH_{\min} разделены по высоте расстоянием $0,25\lambda_0$, где λ_0 — длина волны несущих колебаний. Непрерывное изменение высоты, возможное при $0,25\lambda_0 \approx 1,75$ см даже в горизонтальном полете, например, из-за неровностей отражающей поверхности, усредняется счетчиком, и дискретность отсчета практически не проявляется. Однако дискретность отсчета отрицательно влияет на работу устройств стабилизации масштабного коэффициента, в которых задержка сигнала постоянна.

Уменьшения дискретности отсчета достигают, применяя дополнительную модуляцию (вобуляцию) более низкой частотой. При значениях основной и дополнительной частот $F_{m,0} = 150$ Гц и $F_{m,1} = 25$ Гц из-за появления в спектре ПРС составляющих с частотами, кратными $F_{m,1}$, дискретность отсчета $\Delta H_{n,1} = 0,125$ м (рис. 9.9) и не влияет на автоподстройку масштабного коэффициента.

Прямой сигнал приводит к увеличению коэффициента шума приемника и росту флюктуационной погрешности РВ.

Коэффициент шума приемника (средний) N_w под действием прямого сигнала увеличивается на $\Delta N_w = \Delta N_{w,1} + \Delta N_{w,2}$ вследствие просачивания сигнала Передатчика ($\Delta N_{w,1}$) и промодулированной виброшумами составляющей ($\Delta N_{w,2}$). При максимально допустимом значении $\mu_{\max} = \Delta N_w / N_w$ для сохранения высотности и точности РВ требуется определенная развязка передающего и приемного трактов $\beta_{p,r} \leq 4 \cdot 10^{-21} \mu_{\max} N_w (R_{w,r} + 0,25 \times \times m_n^2 P_0)^{-1}$, где P_0 — мощность передатчика; $R_{w,r}$ — мощность собственных шумов передатчика (зависит от типа генератора); m_n — коэффициент паразитной амплитудной модуляции виброшумами. При $\mu_{\max} = 0,1$; $N_w = 100$; $P_0 = 0,5 \dots 1$ Вт; $R_{w,r} = (10^{-12} \dots 10^{-14}) P_0$; $m_n = 10^{-6} \dots 10^{-7}$ требуемая развязка $\beta_{p,r}$ составляет $10^{-6} \dots 10^{-8}$ или $(60 \dots 80)$ дБ.

Радикальное средство борьбы с шумами, вносимыми прямым сигналом, — улучшение шумовых характеристик генератора и увеличение развязки, т. е. уменьшение $\beta_{p,r}$. Реализация последней рекомендации требует рационального размещения антенн РВ. В качестве дополнительного средства уменьшения шумов применяют фильтры, вырезающие низкочастотный участок спектра ПРС, где сосредоточена основная часть энергии мешающих шумов.

Флюктуационная погрешность, обусловленная внешними шумами, поступающими вместе с полезным сигналом, зависит от отношения мощностей сигнала и шума на входе приемника q^2 в пределах полосы пропускания последнего $\Delta f_{пр}$ и от времени усреднения сигнала в измерительных цепях,

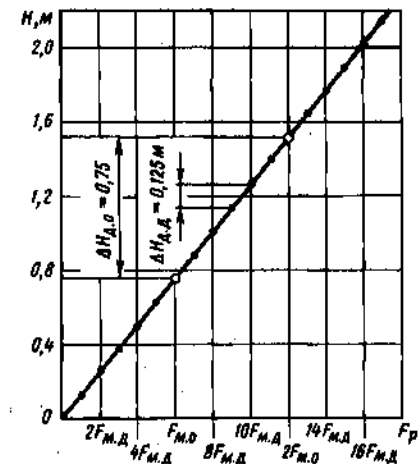


Рис. 9.9. Зависимость показаний РВ (РВ-5) от разностной частоты (точки соответствуют устойчивым показаниям РВ при частоте $F_{m,1}$, кружки — при $F_{m,0}$)

т. е. от полосы пропускания измерителя Δf_n . Флюктуационная погрешность измерения частоты (рис. 9.10) $\sigma_{фл,ш} = K_F q^{-1} (\Delta f_{пр} \Delta f_n)^{1/2}$, где K_F — коэффициент, зависящий от типа измерителя частоты и частотной характеристики усредняющего звена или сле-

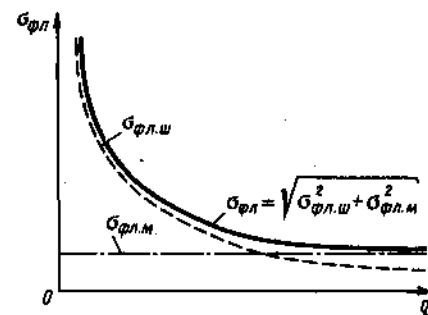


Рис. 9.10. Зависимость флюктуационной погрешности радиовысотомера $\sigma_{фл}$ от отношения напряжений сигнала и шума

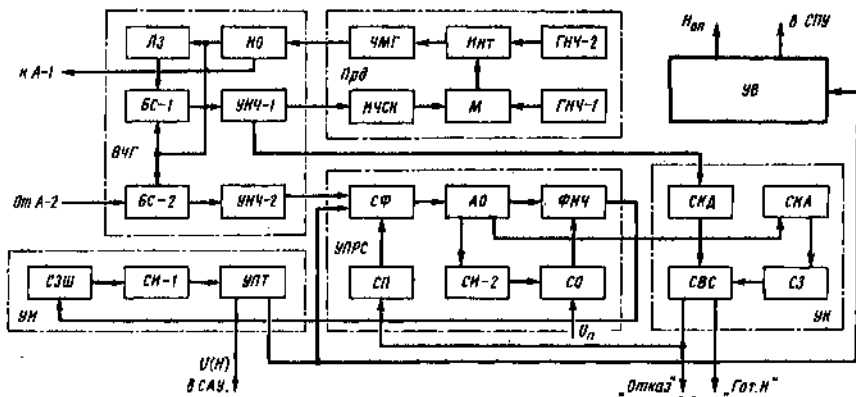


Рис. 9.13. Структурная схема радиовысотомера РВ-6

Для компенсации ослабления сигнала с высотой АЧХ усилителя УНЧ-2 имеет подъем 6 дБ на октаву.

Усилитель преобразованного сигнала УПРС содержит систему фильтров СФ, формирующих пять полос пропускания: 1..4,5; 1..30; 1..160; 10..160 и 50..160 кГц. Коэффициент усиления в пределах любой полосы (55 ± 3) дБ. Дополнительный фильтр нижних частот ФНЧ с частотой среза 4,5 кГц (соответствует высоте 22,5 м) подавляет высокочастотный шум при измерении самых малых высот и отключается сигналом счетчика импульсов СИ-2 при $H > 22,5$ м. Напряжение U_n задает порог срабатывания схемы отключения СО.

Передачик Прд содержит источник ЧМ колебаний (ЧМГ) на митроне. Пилообразный модулирующий сигнал подается с интегратора Инт. Генератор ГНЧ-1 вырабатывает прямоугольные импульсы (меандр) с длительностью $0,5/F_{м.о.}$, где $F_{м.о.}$ — основная частота модуляции. Для поддержания постоянным масштабного коэффициента M_F , номинальное значение которого равно 0,005 м/Гц, применяется регулировка амплитуды модулирующего напряжения частоты $F_{м.о.}$. Соответствующий высоте 15 м ПРС поступает на измеритель частоты сигнала контроля ИЧСК, где сравнивается с номинальным напряжением,

соответствующим высоте 15 м. Результат сравнения используется в Модуляторе М для управления амплитудой модулирующего сигнала, а следовательно, и девиацией частоты. Генератор ГНЧ-2 вырабатывает напряжение дополнительной частоты модуляции $F_{м.д.}$, которая используется для уменьшения дискретности отсчета высоты.

Устройство измерения УИ содержит счетчик импульсов СИ-1, усилитель постоянного тока УПТ и схему защиты от шумов СЗШ. Последняя режет сигнал, уровень которого меньше заданного. Формирователь импульсов, следующих с разностной частотой, включен в СИ-1.

Устройство контроля УК состоит из схем контроля девиации СКД и амплитуды СКА сигнала. Схема задержки СЗ предотвращает срабатывание УК при кратковременном пропадании сигнала. Схема СВС вырабатывает сигналы, характеризующие работоспособность РВ. Сигнал «Отказ» переводит РВ в режим «Поиск», в котором схема поиска СП переключает фильтры СФ до тех пор, пока не будет принят сигнал. По восстановлению работоспособности РВ с задержкой примерно в 15 с сигнал «Отказ» снимается и формируется сигнал готовности. Сигнал «Отказ» вырабатывается также по результатам контроля девиации час-

тоты. Девиация контролируется косвенно по разностной частоте сигнала контроля. Устройство контроля и автоподстройки масштабного коэффициента используются также в режиме «Контроль», в котором указатель высоты отрабатывает значение $H = 15 \pm 1,5$ м.

Указатель высоты УВ преобразует сигнал текущей высоты в значение угла поворота вала стрелки прибора, а также для получения сигнала опасной высоты $H_{оп}$.

Радиовысотомер А-031 (рис. 9.14) по построению и параметрам близок к РВ-5. Основные отличия: измерение отношения частот, одна из которых пропорциональна текущей высоте, а другая — задержке в линии ЛЗ контрольного канала; отсутствие в связи с этим автоподстройки масштабного коэффициента, а также схемные изменения.

Высокочастотная часть содержит делители мощности ДМ, с помощью которых энергия сигналов Прд распределяется между передающей антенной и приемным и контрольным трактами. Линия задержки ЛЗ (15 м) служит для формирования контрольного сигнала. Высокочастотный переключатель ВЧП по команде блока контроля БК подает на СМ-1 вместо от-

раженного сигнала сигнал с ЛЗ. При этом осуществляется сквозная проверка РВ. Потери в ВЧП в прямом направлении менее 3 дБ, а затухание в обратном направлении превышает 40 дБ.

Передачик Прд предназначен для получения ЧМ сигнала, модулированного по симметричному пилообразному закону. Для уменьшения дискретности отсчета используется дополнительная модуляция сигнала. Передачик выполнен на транзисторно-варакторной цепочке. В качестве модулирующих устройств применены варикапы. Частота основной модуляции на высотах от 0 до 150 м постоянна (600 Гц), на высотах $H > 150$ м частота уменьшается по близкому к логарифмическому закону под воздействием напряжения блока измерений.

Усилитель преобразованного сигнала УПРС имеет коэффициент усиления 105 дБ (на частоте 120 кГц) и компенсирует изменение уровня сигнала с высотой (подъем АЧХ составляет 9 дБ на октаву). Фильтры верхних и нижних частот подавляют сигналы и помехи на частотах ниже 2 кГц и выше 120 кГц. Фильтр нижних частот (с полосой около 60 % от

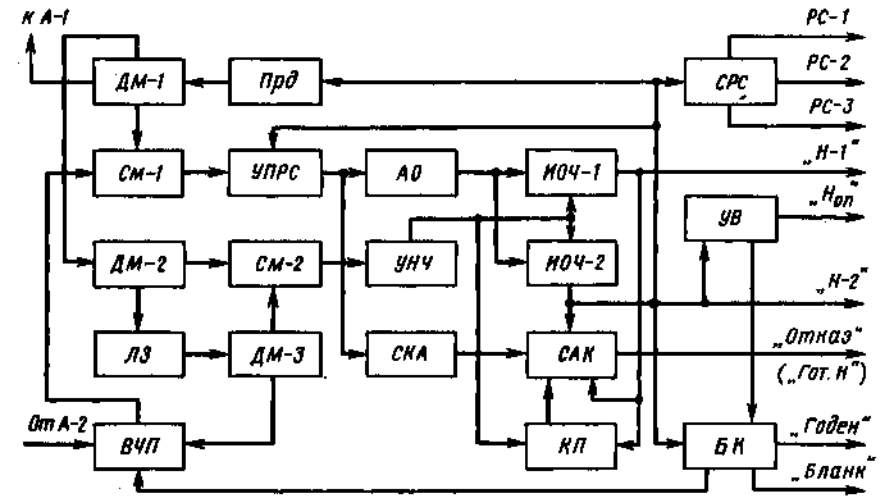


Рис. 9.14. Структурная схема радиовысотомера А-031

частоты настройки) настраивается сигналом, зависящим от высоты полета. Динамический диапазон усилителя 30...50 дБ (на частотах 2...120 кГц).

Измерительная часть РВ выдает сигналы «Я-1» и «Н-2» с измерителей отношений частот ИОЧ-1,2. На сигнальный вход ИОЧ поступает преобразованный отраженный сигнал, а на опорный — сигнал с УНЧ, соответствующий задержке в ЛЗ (15 м). При измерении отношения частот устраняется влияние нестабильности масштабного коэффициента на точность РВ. Измеритель ИОЧ-1 имеет постоянный коэффициент передачи и сигнал «Н-1» пропорционален высоте полета. Коэффициент передачи ИОЧ-2 постоянен в диапазоне высот 0...150 м и уменьшается по близкому к логарифмическому закону при $H > 150$ м. Таким способом достигается наибольшая точность отсчета высоты по стрелочному указателю на малых высотах. Сигнал опасной высоты «Н_{оп}» и разовые сигналы РС формируются соответственно в указателе

высоты УВ и схеме разовых сигналов РС.

Контрольное устройство РВ имеет схему контроля амплитуды преобразованного сигнала САК и контрольный преобразователь КП, проверяющий девиацию частоты. Кроме того, в цепь контроля РВ входит высокочастотный переключатель ВЧП и тракт контрольного сигнала с ЛЗ и УНЧ. Сигналы контроля вырабатываются схемой автоматического контроля САК и блоком контроля БК. При включении контроля работоспособности БК выдает бланкирующий сигнал («Бланк») на сопряженные с РВ устройства и системы. Для исключения возможности проверки РВ при взлете или посадке сигнал контроля с УВ не проходит на БК при выпущенных закрылках. Схема САК работает непрерывно.

Радиовысотомер А-037 — узкополосный РВ следящего типа с измерением периода модуляции.

Передачик Прд (рис. 9.15) формирует модулированный по несимметричному закону ЧМ сигнал и состоит

из генератора ЧМГ (транзисторный генератор и варикап), усилителя мощности УМ, умножителя частоты на диоде УЧ и полосового фильтра ПФ, подавляющего гармоники излучаемого сигнала.

Высокочастотная головка ВЧГ содержит направленный ответвитель НО с затуханием в прямом направлении 1,8 дБ, а в обратном — 60 дБ и балансный смеситель БС с коэффициентом шума не более 13 дБ. Паразитная АМ и шум гетеродина подавляются в БС на 28 дБ.

Усилитель преобразованного сигнала УПРС имеет коэффициент усиления 115 дБ и допускает регулировку усиления на 50 дБ в регулируемом усилителе РУНЧ. Блок фильтров БФ формирует АЧХ со средней частотой 30 кГц и полосой пропускания на уровне -3 дБ, равной (18 ± 3) кГц. Усилитель-ограничитель АО подавляет амплитудную модуляцию сигнала перед подачей на блок измерений.

Блок резонаторов БР предназначен для стабилизации масштабного коэффициента путем получения эталонной девиации частоты. Два высокочастотных резонатора (добротность не менее 450) настроены на частоты $f_1 = 4255 \pm 3$ МГц (НР) и $f_2 = 4345 \pm 3$ МГц (ВР). Резонаторы возбуждаются излучаемым сигналом и формируют (с помощью диодов Д) два импульса для блока измерения, соответствующие эталонному значению девиации частоты $\Delta f_{д.э}$ (рис. 9.16).

Блок измерения БИ выполняет функции формирования модулирующего напряжения для Прд и управляющего напряжения для УПРС; поиска и обнаружения ПРС и стабилизации частоты биений; формирования импульса «Измерительный интервал» (T_n) и преобразования его в напряжение, пропорциональное измеряемой высоте; контроля работоспособности РВ. Схема поиска СП при включении РВ или при потере сигнала вырабатывает напряжение для интегратора Инт. «Зубцам» пилообразного напряжения Инт в экспоненциальном преобразователе ЭП придается экспоненциальная форма. Под действием сигнала ЭП в модуляторе М изменяется период модулирующего сигнала.

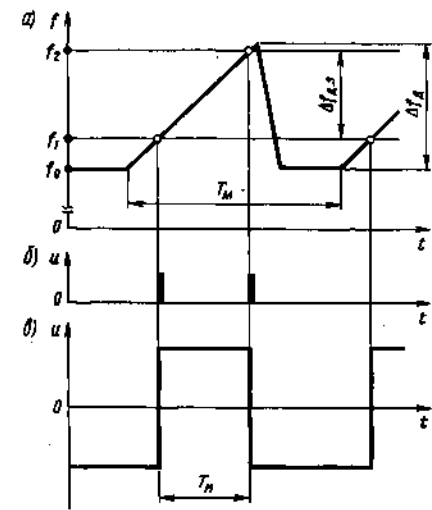


Рис. 9.16. Закон ЧМ в радиовысотомере А-037 (а), импульсы (б), формируемые блоком резонаторов, и соответствующий измерительный интервал (в)

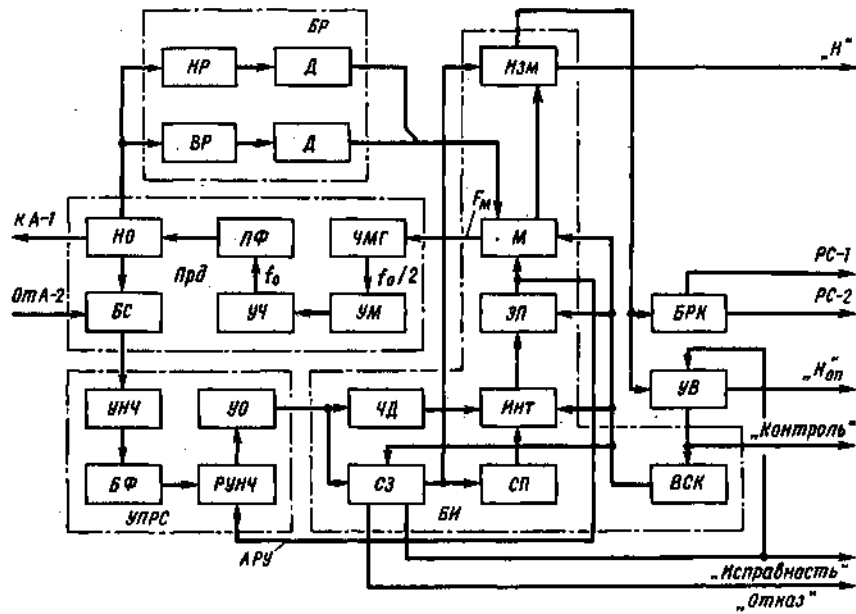


Рис. 9.15. Структурная схема радиовысотомера А-037

Частота преобразованного сигнала (при постоянной высоте полета) изменяется по закону $F_{p1} = 2\Delta f_{д.э}H/(cT_n)$. При совпадении частоты F_{p1} с полосой пропускания БФ на выходе УПРС появляется сигнал. Если уровень последнего превосходит заданное значение, срабатывает схема захвата СЗ, поиск прекращается и РВ переходит в режим слежения (измерения высоты полета).

В режиме слежения частота F_{p1} сравнивается с частотой f_n настройки частотного дискриминатора ЧД. Сигнал ошибки, пропорциональный $F_{p1} - f_n$, поступает на Инт, определяющий фильтрующие свойства контура стабилизации частоты F_{p1} . Преобразователь ЭП поддерживает постоянным коэффициент усиления и улучшает динамические характеристики этого контура. Период модулирующего напряжения при слежении изменяется так, чтобы свести сигнал ошибки к нулю и обеспечить равенство $F_{p1} = f_n$. При достижении этого равенства измерительный интервал $T_n = 2\Delta f_{д.э}(cf_n)^{-1}H$.

Интегратор измерителя преобразует значение T_n в напряжение, пропорциональное высоте полета.

Непрерывный автоматический контроль исправности РВ ведет схема захвата СЗ, которая вырабатывает сигнал «Исправность» или «Отказ» в зависимости от работоспособности РВ и наличия радиолокационного контакта с земной поверхностью. Встроенная схема контроля ВСК по сигналу с указателя высоты УВ выдает команду на преобразование эталонной длительности измерительного интервала (формируемого БР) в напряжение, при котором УВ отрабатывает значение $\# = 15$ м. Для выдачи сигналов опасной высоты и разовых сигналов служат соответственно УВ и блок разовых команд БРК.

Основные параметры блока измерений

Пределы изменения напряжений, В:	
модулирующего	1,5...25
управляющего	— (0,024...6)
Длительность поиска, с	
Крутизна изменения напряжения $U(H)$, мВ/м	0,23...0,47
Частота настройки дискриминатора, кГц	20
Апертура дискриминационной характеристики, кГц	30±0,02
Крутизна дискриминационной характеристики, В/кГц	10...15
В/кГц, при входном сигнале 0,6 В	0,2

Глава 10

ДОПЛЕРОВСКИЕ ИЗМЕРИТЕЛИ СКОРОСТИ

10.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Антенна изочастотная — антенна, след ДН которой на земной поверхности располагается вдоль линии равных доплеровских частот.

Антенна частотно-независимая — антенна, у которой зависимость углового положения лучей от несущей частоты подобрана так, что доплеровская частота отраженных сигналов в определенных пределах остается постоянной при изменении длины волны.

Скорость полная — вектор скорости движения ЛА относительно земной поверхности.

Скорость радиальная — проекция вектора полной скорости на направление распространения электромагнитной энергии.

Угол установочный вертикальный — угол между осью луча антенны и ее проекцией на горизонтальную плоскость.

Угол установочный горизонтальный — угол между проекциями оси луча антенны и продольной оси ЛА на горизонтальную плоскость.

Частота доплеровская (доплеровский сдвиг частоты) — изменение частоты

сигнала по отношению к частоте излучаемых колебаний, обусловленное эффектом Доплера.

Частота доплеровская средняя — средневзвешенная частота спектра доплеровских частот.

10.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ ДОПЛЕРОВСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ СКОРОСТИ

Доплеровские измерители скорости (ДИС) предназначены для определения составляющих вектора скорости ЛА относительно подстилающей поверхности и выдачи экипажу и в навигационный комплекс информации, необходимой для выполнения полета и счисления пути. На самолетах обычно измеряется горизонтальная составляющая V_r вектора скорости V (путевая скорость), т. е. сумма вектора воздушной скорости $V_{воз}$, создаваемой двигателями, и горизонтальной составляющей вектора скорости ветра $V_{вт}$ (рис. 10.1), а также угол сноса $\beta_c = \beta_{ск} + \beta_{вт}$, где $\beta_{ск}$ и $\beta_{вт}$ — углы скольжения и сноса ветром. Так как $\beta_{ск} \approx 0$, то $\beta_c \approx \beta_{вт}$. На вертолетах требуется

информация о составляющих V_x , V_y и V_z .

Особенность ДИС — автономность и использование радиолокационного принципа. Информация о скорости ЛА извлекается из отраженного от поверхности сигнала, излучаемого передатчиком ДИС. Наибольшее распространение получили ДИС, работающие в режиме непрерывного излучения немодулированных и частотно-модулированных колебаний. Частотный диапазон ДИС лежит в пределах 8,8...9,8 и 13,25...13,4 ГГц.

Типы ДИС отличаются числом измеряемых составляющих вектора скорости.

Доплеровские измерители вектора полной скорости применяются для управления ЛА в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Такие ДИС находят наибольшее применение на вертолетах и допускают (в некоторых модификациях) измерение высоты полета.

Доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса (ДИСС) обеспечивают измерение вектора горизон-

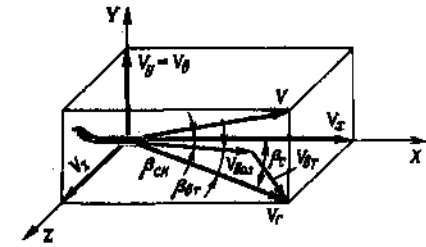


Рис. 10.1. Составляющие вектора скорости ЛА

тальной скорости ЛА или продольной и поперечной его составляющих. Наибольшее применение они находят на самолетах, где используются в качестве датчика автономной навигационной системы счисления пути. Основные параметры ДИСС с непрерывным немодулированным (ДИСС НМ) и частотно-модулированным (ДИСС ЧМ) сигналами приведены в табл. 10.1.

Таблица 10.1. Основные параметры ДИСС

Параметр	ДИСС-016	ДИСС-013
Излучаемый сигнал	НМ	ЧМ
Рабочая частота, ГГц	13,32 и 13,33	8,8
Диапазон измерения:		
путевой скорости, км/ч	150...1300	180...1300
угла сноса, градус	±30	±30
Погрешность измерения (2σ) по импульсному (аналоговому) выходу:		
путевой скорости, % от V	0,3(0,4)	0,25(0,4)
угла сноса, угл. мин	16(20)	16(20)
Диапазон рабочих высот, м	15...15000	10...15000
Время готовности к работе, мин	3	3
Потребляемая мощность от сети:		
115 В, 400 Гц, В·А	10	260
27 В постоянного тока, Вт	120	30
Масса комплекта (с обтекателем), кг	(33,25)	27
Объем моноблока, дм ³	28	30,6
Продолжительность непрерывной работы, ч	15	15
Среднее время наработки на отказ (гарантированный срок службы), ч	500	(2000)

10.3. ФОРМИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В ДИСС

Определение скорости основано на эффекте Доплера, в силу которого частоты отраженного и излучаемого сигналов отличаются на доплеровскую частоту $F_d = -2V_D/\lambda$, где V_D — радиальная скорость; λ — длина волны излучаемого сигнала. Генератор ГРЧ (рис. 10.2) вырабатывает когерентные колебания, которые антенной А-1 излучаются в сторону земной поверхности. Из принятого антенной А-2 отражен-

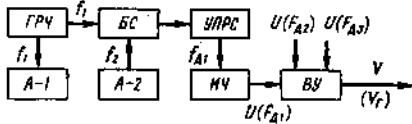


Рис. 10.2. Упрощенная структурная схема ДИС

ного сигнала в балансном смесителе БС выделяется доплеровская частота F_d , равная абсолютному значению частоты преобразованного (ПРС) или доплеровского сигнала: $F_d = F_p = |f_2 - f_1|$. При таком преобразовании теряется знак F_d , а следовательно, и знак V_D . После усиления в УПРС сигнал поступает на измеритель частоты ИЧ, выдающий значение $U(F_d)$ в вычислительное устройство ВУ, рассчитывающее требуемые составляющие вектора скорости и угол сноса.

Доплеровская частота F_d зависит от радиальной, а следовательно, и от полной скорости ЛА (рис. 10.3). Радиальная скорость по каждому из лучей ДН находится по известным установочным углам лучей в горизонтальной Γ_0 и вертикальной B_0 плоскостях, отсчитываемым соответственно от продольной оси ЛА и горизонтальной плоскости ГП, содержащей V_r . Для луча, показанного на рис. 10.3, радиальная скорость $V_D = -V_r \cos(\Gamma_0 - \beta_c) \cos B_0 + V_s \sin B_0$, а доплеровский

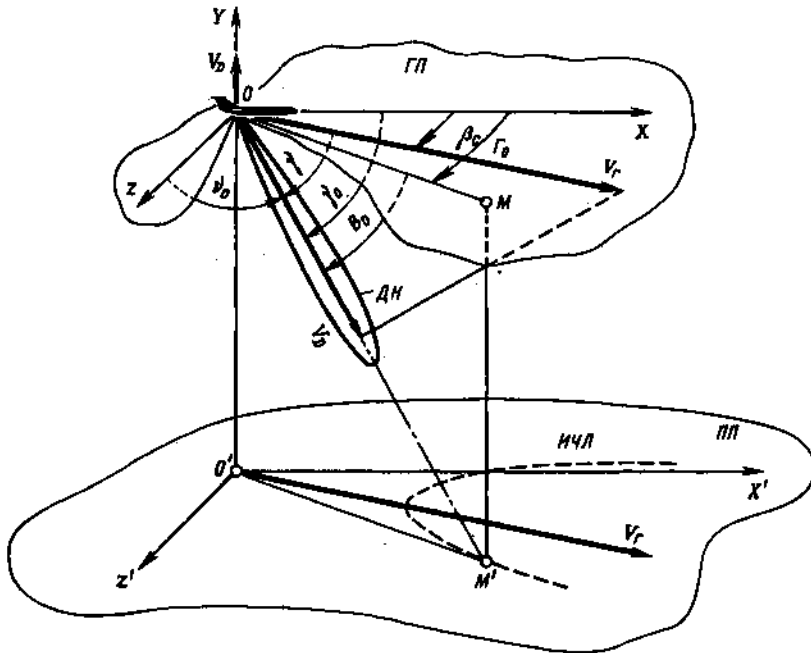


Рис. 10.3. Пространственная ориентация одного из лучей антенны ДИСС

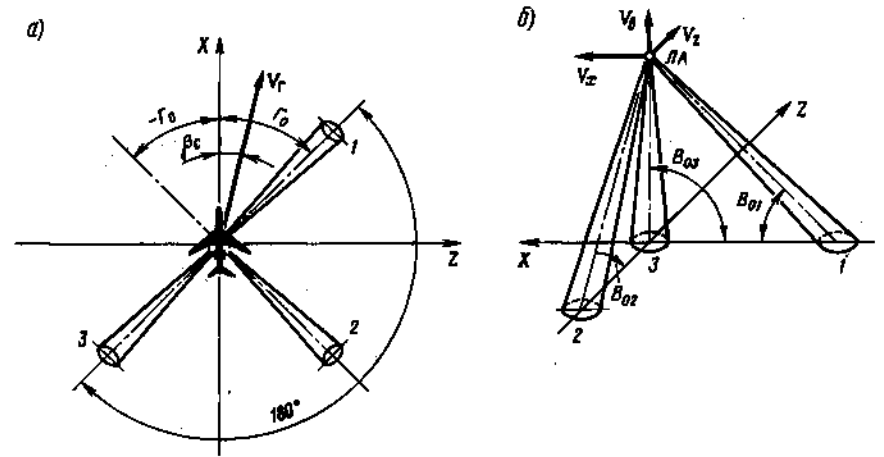


Рис. 10.4. Варианты расположения лучей ДИСС:

а — самолетный ДИСС (проекция лучей на горизонтальную плоскость); б — вертолетный ДИСС

сдвиг частоты $F_d = 2\lambda^{-1}[V_r \cos(\Gamma_0 - \beta_c) \cos B_0 - V_s \sin B_0]$. Для нахождения всех составляющих V необходимы три значения F_d , полученные при разных значениях B_0 и Γ_0 , т. е. требуются многолучевые антенны.

Изочастотная линия ИЧЛ — линия на подстилающей поверхности ПП, для всех точек которой $F_d = \text{const}$. При $V_s = 0$ доплеровская частота $F_d = 2V_r \lambda^{-1} \cos \gamma$. Постоянному значению γ соответствует коническая поверхность, ось симметрии которой совпадает с вектором V_r . Сечение этого конуса подстилающей поверхностью дает ИЧЛ, имеющую форму гиперболы.

Многолучевая антенна — основа измерительной части ДИС. От построения и стабильности параметров антенной системы зависит точность ДИС. Установочные углы лучей антенны входят в основные уравнения, определяющие F_d , и должны выдерживаться с высокой точностью.

Число и ориентация лучей ДН зависят от типа ДИС. В самолетных ДИСС лучи (рис. 10.4, а) имеют одинаковые установочные углы B_0 и разные Γ_0 . Обычно $\Gamma_{01} = \Gamma_0$; $\Gamma_{02} = -\Gamma_{03}$ и $\Gamma_{03} = \Gamma_0 + 180^\circ$. Для них характерны следующие значения: $B_0 = 60 \dots 70^\circ$; $\Gamma_0 =$

$= 25 \dots 45^\circ$ ($\Gamma_0 > \beta_{c \max}$); $\gamma_0 = 65 \dots 80^\circ$ и $\gamma_0 = 65 \dots 80^\circ$. В вертолетном ДИС при измерении продольной, поперечной и вертикальной составляющих скорости лучи располагаются в соответствующих плоскостях (рис. 10.4, б) и имеют углы $B_{01} = B_{02}$.

Доплеровские частоты по каждому из лучей антенны в самолетном ДИСС:

$$F_{d1} = 2\lambda^{-1} [V_r \cos(\Gamma_0 - \beta_c) \cos B_0 - V_s \sin B_0];$$

$$F_{d2} = -2\lambda^{-1} [V_r \cos(\Gamma_0 + \beta_c) \cos B_0 + V_s \sin B_0];$$

$$F_{d3} = -2\lambda^{-1} [V_r \cos(\Gamma_0 - \beta_c) \cos B_0 + V_s \sin B_0].$$

На самолетах скорость определяется, как правило, в горизонтальном полете ($V_s = 0$). При этом выражения для F_{d1} упрощаются: $F_{d1} = -F_{d3} = 2V_r \lambda^{-1} \cos(\Gamma_0 - \beta_c) \cos B_0$; $F_{d2} = -2V_r \lambda^{-1} \cos(\Gamma_0 + \beta_c) \cos B_0$. Значение доплеровского сдвига частоты (в герцах) при $\beta_c = 0$ и типичных для самолетных ДИСС углах $\Gamma_0 = 45^\circ$ и $B_0 = 65^\circ$ составляет $F_d = 0,5534 f_0 V_r$, где f_0 — несущая частота, ГГц; V_r — ско-

рость, км/ч. На средней частоте $f_0 = 13,33$ ГГц этот сдвиг около $7,4V_r$, а на $f_0 = 9,8$ ГГц — примерно $4,9V_r$.

В вертолетном ДИС с конфигурацией лучей, соответствующей рис. 10.4, б:

$$F_{A1} = -2\lambda^{-1}(V_x \cos B_{01} + V_y \sin B_{01});$$

$$F_{A2} = -2\lambda^{-1}(V_x \cos B_{02} + V_y \sin B_{02});$$

$$F_{A3} = -2\lambda^{-1}V_z \sin B_{03} = -2\lambda^{-1}V_z.$$

Информация о составляющих вектора скорости и угле сноса формируется при совместном решении уравнений для $F_{дл}$.

Самолетный ДИСС при трехлучевой антенне выдает следующую информацию:

$$V_x = 0,25\lambda(\cos B_0 \cos \Gamma_0)^{-1}(F_{A1} + F_{A2});$$

$$V_z = 0,25\lambda(\cos B_0 \cos \Gamma_0)^{-1}(F_{A3} - F_{A2});$$

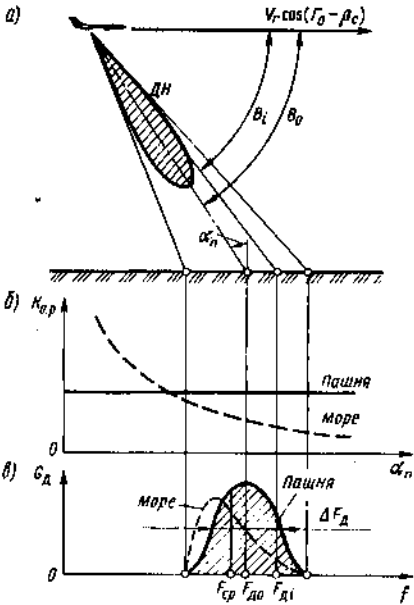


Рис. 10.5. Формирование спектра ПРС в ДИСС при подстилающей поверхности типа «пашня» и «море»: а — диаграмма направленности антенны; б — зависимость коэффициента обратного рассеяния от угла падения радиоволны; в — спектр ПРС

$$V_r = 0,25\lambda(\cos B_0 \cos \Gamma_0)^{-1}(F_{A1} + F_{A2}) \sec \beta_c;$$

$$\beta_c = \arctg [(F_{A3} - F_{A2})(F_{A1} + F_{A2})^{-1} \operatorname{ctg} \Gamma_0].$$

Вертолетный ДИС определяет составляющие вектора скорости (см. рис. 10.4, б):

$$V_x = -0,5\lambda(F_{A1} - F_{A3} \sin B_{01}) \sec B_{01};$$

$$V_z = -0,5\lambda(F_{A2} - F_{A3} \sin B_{02}) \sec B_{02};$$

$$V_y = -0,5\lambda F_{A3}.$$

Особенности определения скорости в ДИС связаны с формированием отраженного сигнала и влиянием сигнала передатчика, просачивающегося в приемный тракт (см. § 9.3).

Преобразованный (доплеровский) сигнал имеет случайный характер. Огибающая спектра ПРС (рис. 10.5) при независимом от угла падения α_n коэффициенте обратного рассеяния $K_{об}$ повторяет форму ДН антенны ДИС. Крайние частоты спектра G_d доплеровского сигнала определяются максимальным и минимальным значениями угла B_i в пределах ДН, а ширина спектра при горизонтальном полете $\Delta F_d = 1,41V_r\lambda^{-1}\Delta_s \sin \gamma_0$, где Δ_s — ширина ДН в плоскости, содержащей угол γ_0 (значения ΔF_d и Δ_s определяются на уровне половинной мощности). Относительная ширина спектра $\Delta F_d/F_d = 0,71\Delta_s \operatorname{tg} \gamma_0$ и лежит в пределах 0,12...0,2.

Прямой сигнал в ДИС, как и в радиовысотометре, приводит к снижению высоты, особенно в тех ДИС, где усиление производится на нулевой промежуточной частоте. В таких ДИС коэффициент шума достигает 100.

10.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ДИСС НМ

Принципиально необходимые элементы ДИСС НМ (рис. 10.6), предназначенные для формирования излучаемого и преобразования отраженного сигналов, — генератор опорных частот и преамплификационный тракт.

Генератор опорных частот ГОЧ служит для получения когерентных колебаний. Излучаемый сигнал вырабатывает ГРЧ — стабилизированный кварцем задающий генератор с последующими полупроводниковыми умножителями частоты, который обладает

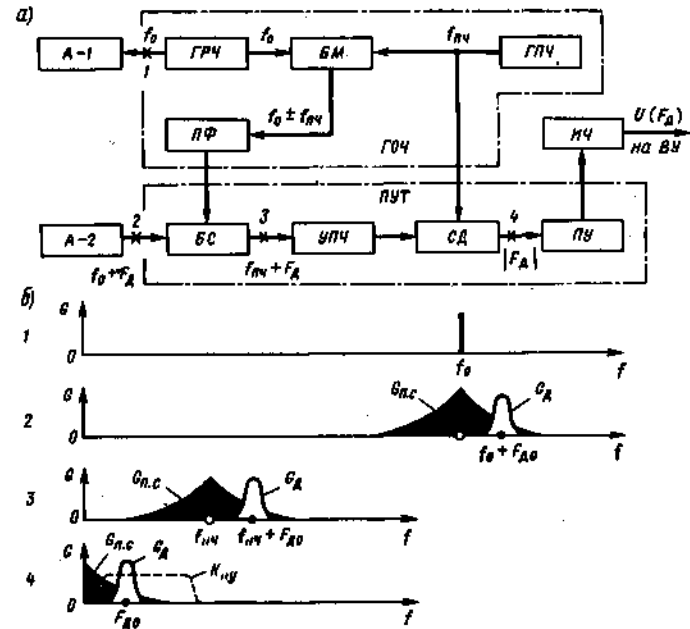


Рис. 10.6. Структурная схема ДИСС НМ (а) и спектры сигналов в характерных точках (б)

требуемой стабильностью и виброустойчивостью при малом уровне, собственных шумов. Напряжение первого гетеродина ПУТ формируется балансным модулятором БМ с помощью генератора промежуточной частоты ГПЧ. Полосовой фильтр ПФ выделяет одну из боковых полос спектра сигнала БМ. Нестабильность ГПЧ компенсируется при втором преобразовании частоты в ПУТ.

Преамплификационный тракт ПУТ с двукратным преобразованием частоты принятого сигнала. Первое преобразование позволяет уменьшить влияние шума балансного смесителя БС на точность ДИСС. Собственные шумы БС лежат в области низких частот, и их спектральная плотность убывает по закону, близкому к \sqrt{f} . В области, примыкающей к $f_{п.ч}$, интенсивность шума БС уменьшается, что дает увеличение чувствительности примерно на 10 дБ относительно ДИСС НМ с одно-

кратным преобразованием частоты. Сигнал с частотой F_d выделяется в синхронном детекторе СД. Для усиления сигнала служит УПЧ и полосовой усилитель ПУ. Полосы пропускания усилителей охватывают частоты от $F_{дmin}$ до $F_{дmax}$, т. е. соответствуют диапазону возможных радиальных скоростей (0,8...11 км/ч).

Преобразование спектров сигналов показано на рис. 10.6, б. На входе ПУТ действуют доплеровский и прямой сигналы со спектрами G_d и $G_{п.с}$ соответственно.

Спектр доплеровского сигнала сосредоточен в узкой области, примыкающей к $f_0 + F_d$. При преобразовании этого сигнала используется вся энергия, заключенная в его спектре. В этом основное преимущество ДИСС НМ — высокая энергетическая эффективность.

Спектр прямого сигнала в ДИСС ГМ сосредоточен в той же области, где

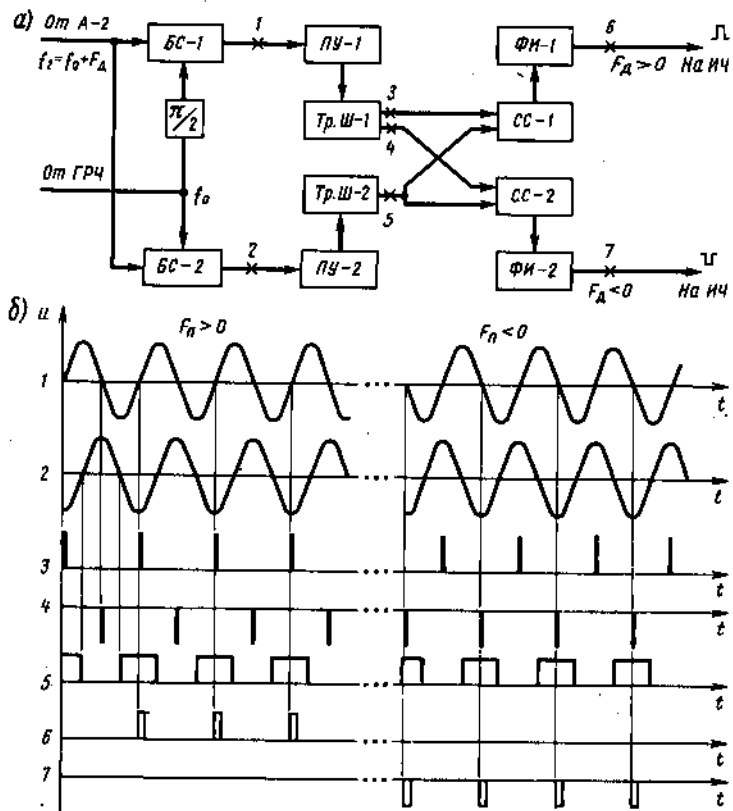


Рис. 10.7. Структурная схема тракта обработки сигналов в вертолетном ДИСС НМ (а) и графики сигналов в характерных точках (б)

находится и спектр полезного сигнала. При преобразованиях частоты $\Omega_{п.л.}$ переносится в область низких частот так же, как и спектр $\Omega_{д.}$. Шум прямого сигнала, попадающий в полосу пропускания ПУ с коэффициентом передачи $K_{п.у.}$, снижает точность и ограничивает высоту ДИСС с немодулированным сигналом.

Для получения требуемых параметров ДИСС НМ необходима развязка не менее 80 дБ.

Особенность обработки сигнала в вертолетном ДИСС НМ — сохранение знака доплеровской частоты $F_{д.}$. Для достижения этой цели применяют квад-

ратурно-фазовые частотные различители, состоящие из квадратурного смесителя и фазового дискриминатора.

Квадратурный смеситель — балансные смесители БС-1,2 (рис. 10.7), опорные напряжения на которые подаются от ГРЧ со сдвигом по фазе на 90° : $u_{01} = U_0 \cos(\omega_0 t + 0,5\pi)$; $u_{02} = U_0 \cos \omega_0 t$. На сигнальные входы БС поступает сигнал с антенны А-2: $u_c = U_c \cos(\omega_0 + \Omega_{д.})t$. При $F_{д.} > 0$ напряжение на выходе БС-1 $u_1 = U_c \cos(\Omega_{д.} t - 0,5\pi)$, а при $F_{д.} < 0$ сигнал $u_1 = U_c \cos(\Omega_{д.} t + 0,5\pi)$. На выходе БС-2 фаза напряжения доплеровской частоты $u_2 = U_c \cos \Omega_{д.} t$ не зависит от знака последней. Эти на-

пряжения через полосовые усилители ПУ поступают на дискриминатор.

Дискриминатор состоит из двух триггеров Шмитта Тр.Ш, схем совпадений СС и формирователей импульсов ФИ. Триггер Тр.Ш-1 имеет два динамических выхода — прямой 3 и инверсный 4, импульсы на которых формируются при пересечении входным напряжением нулевого уровня соответственно с положительной или отрицательной производной. Триггер Тр.Ш-2 имеет один потенциальный выход и формирует импульсы с длительностью около $0,5/F_{д.}$, которые служат для стробирования СС. При $F_{д.} > 0$ схема СС-1 пропускает импульсы Тр.Ш-1 на формирователь ФИ-1. Сигнал на выходе СС-2 отсутствует. При $F_{д.} < 0$ импульсы подаются на ФИ-2. Формирователи ФИ нормализуют импульсы, следующие с частотой $F_{д.}$, по амплитуде и длительности перед подачей на измеритель частоты ИЧ. Разность полярностей импульсов с ФИ-1 и ФИ-2 используется для определения знака $F_{д.}$.

10.5. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ДИСС ЧМ

Принципиально необходимые элементы ДИСС ЧМ (рис. 10.8), выполняющие функции формирования и преобразования сигналов, — передатчик и приемосигнальный тракт.

Передатчик Прд создает ЧМ сигнал с помощью генератора ЧМГ, управляемого модулятором М. Синусоидальный модулирующий сигнал частоты $F_{м.}$ (около 1 МГц) вырабатывает генератор Г. Умножитель частоты УЧ (обычно $n = 3$) — источник опорного

напряжения для синхронного детектора СД.

Приемоусилительный тракт ПУТ преобразует принятый сигнал, который после балансного смесителя БС поступает на УПЧ. Особенность УПЧ — настройка его на n -ю гармонику $F_{м.}$. Из доплеровского сигнала с частотами $nF_{м.} \pm F_{д.}$ в синхронном детекторе СД выделяется напряжение частотой $F_{д.}$, подаваемое на измеритель частоты ИЧ.

Спектр преобразованного сигнала в ДИСС ЧМ аналогичен спектру ПРС частотного РВ (см. § 9.6) при $\Omega_{д.} \neq 0$. Без учета изменяющихся сомножителей $\sin \psi_0$ и $\cos \psi_0$, которые не оказывают влияния при усреднении ПРС во время обработки, спектр на выходе БС

$$u_p(t) = J_0(m_{чм}) \cos \Omega_{д.} t + \sum_{n=1}^{\infty} J_n(m_{чм}) \{ \cos[(n\Omega_{д.} - \Omega_{д.})t - 0,5n\Omega_{д.} t_D] + (-1)^n \cos[(n\Omega_{д.} + \Omega_{д.})t - 0,5n\Omega_{д.} t_D] \},$$

где $J_n(\cdot)$ — функция Бесселя первого рода n -го порядка.

Спектр полезного сигнала состоит из составляющей доплеровской частоты с амплитудой $J_0(m_{чм})$ и составляющих, балансно модулированных доплеровской частотой (рис. 10.9), т. е. в спектре присутствуют только составляющие с частотами $nF_{м.} \pm F_{д.}$, амплитуды которых определяются $J_n(m_{чм})$. Доплеровская частота может быть выделена из любой составляющей спек-

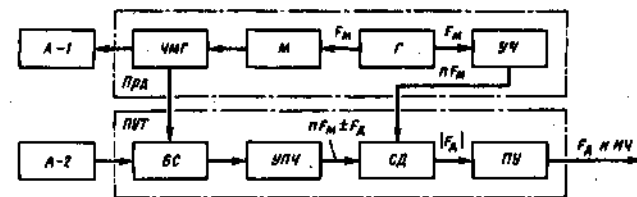


Рис. 10.8. Структурная схема ДИСС ЧМ

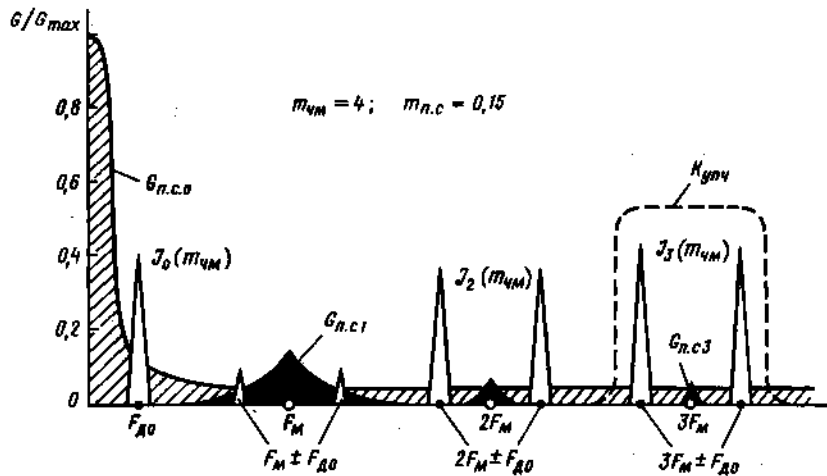


Рис. 10.9. Спектр ПРС в ДИСС ЧМ ($K_{упч}$ — УЧУ УПЧ)

ра. Однозначность измерения F_d обеспечивается при $F_m > 2F_{dmax}$, где F_{dmax} — доплеровская частота, соответствующая максимальной скорости ЛА. С ростом номера n гармоники частоты F_m максимальное значение амплитуды убывает (рис. 10.10). Текущее значение амплитуды $J_n(m_{чм})$ зависит от индекса частотной модуляции $m_{чм} = 2m_{чм1} \sin(0,5\Omega_m t_D)$, т. е. от задержки t_D отраженного сигнала. Каждому номеру n соответствует оптимальный индекс модуляции излучаемых колебаний $m_{опт} \approx 0,5(n+2)$, при кото-

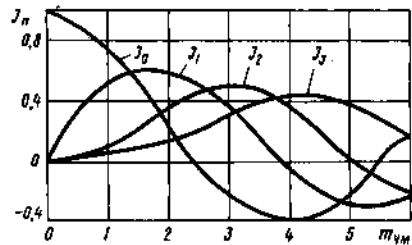


Рис. 10.10. Зависимость амплитуд составляющих спектра ПРС в ДИСС ЧМ от индекса модуляции

ром наибольшая доля мощности сигнала приходится на рабочую гармонику. При $n=3$ значение $m_{опт} \approx 2,5$ и $0 \leq m_{чм} \leq 5$.

Спектр преобразованного прямого сигнала $G_{п.с}$ (см. рис. 10.9) формируется с учетом особенностей этого сигнала: отсутствие доплеровского сдвига частоты ($\Omega_d = 0$) и малое значение задержки $t_D = t_{п.с} = 10^{-8} \dots 10^{-9}$ с. В состав спектра входят составляющая с нулевой частотой (аналогичная спектру $G_{п.с}$ в ДИСС НМ) и составляющие с частотами nF_m , амплитуды которых при индексе модуляции преобразованного прямого сигнала $m_{п.с} \ll 1$ равны $J_n(m_{п.с}) \approx m_{п.с}^n (n!)^{-1}$ и резко уменьшаются с увеличением n . Для преобразованного прямого сигнала $m_{п.с} = 2(\Delta f_d / F_m) \sin \pi(t_{п.с} F_m) \approx 2\pi \Delta f_d t_{п.с}$ и при $\Delta f_d = 2,5$ МГц лежит в пределах 0,016...0,16.

Основные особенности ДИСС ЧМ — возможность снижения на 25 дБ требований к развязке передающего и приемного трактов, появление слепых высот и худшая энергетическая эффективность по сравнению с ДИСС НМ.

Снижение требований к развязке — следствие применения ЧМ и перехода к выделению F_d из сигнала n -й гар-

моники частоты модуляции. Основное влияние на энергетические характеристики ДИСС ЧМ оказывает составляющая спектра преобразованного прямого сигнала $G_{п.с0}$ с амплитудой $J_0(m_{п.с}) \approx 1$. При условии, что $G_{п.с0}$ убывает пропорционально $1/n$, спектральная плотность шума прямого сигнала на частоте 3 МГц ($n=3$) меньше ее значения на $F_d = 1$ кГц примерно в $3 \cdot 10^{-4}$ раз, т. е. на 35 дБ. Преобразованный на 3-ю гармонику F_m прямой сигнал имеет амплитуду $J_3(m_{п.с}) < 8,5 \cdot 10^{-5}$.

Слепые высоты характеризуются отсутствием ПРС на n -й гармонике частоты F_m . Мощность сигнала n -й гармоники $P_c = P_m J_n^2(m_{чм}) \sin^2(0,5n\Omega_m t_D)$, где $t = (2H/c) \sin B_0$, равна нулю при $J_n(m_{чм}) = 0$, т. е. при $m_{чм} = 0$ и при значениях $0,5n\Omega_m t$, кратных π . Таким образом, мощность сигнала n -й гармоники равна нулю на высотах $H_{сл} = 0,5kn - cT_m \sin B_0$, где k — целое число. При $F_m = 1$ МГц; $B_0 = 65^\circ$ и $n=3$ слепые высоты следуют через каждые 45,3 м. Уменьшение мощности ПРС на высотах, близких к слепым, приводит к дополнительным погрешностям, которые могут достигать 6%, т. е. более чем на порядок превосходить погрешность ДИСС.

Для ослабления влияния слепых высот применяют вобуляцию (изменение частоты модуляции обычно по симметричному пилообразному закону с девиацией $\Delta F_b \geq 0,2F_m$). При этом дополнительные погрешности не превышают 0,1...0,2%. Вобуляция требует расширения полосы пропускания УПЧ до $\Delta f_{упч} > 6\Delta F_b$ и сопровождается изменением индекса модуляции $m_{чм1}$, что в свою очередь вызывает изменение мощности 3-й гармоники на 35...40%. Поэтому применяют стабилизацию $m_{чм1}$ путем изменения амплитуды модулирующего напряжения (а следовательно, и Δf_d) одновременно с F_m , поддерживая, таким образом, $m_{чм1} = \text{const}$. Находят применение также изочастотные антенны, при которых возможно расширение ДН без увеличения ширины спектра доплеровского сигнала. Разные значения запаздывания сигналов от отражающей площадки, располагающейся по изочастотной линии ИЧЛ (см. рис.

10.3), приводят к изменению индексов модуляции $m_{чм}$ суммируемых в пределах ДН сигналов и сглаживанию вызываемых слепыми высотами вариаций мощности ПРС. Применение изочастотных антенн требует стабилизации оси антенны по направлению вектора путевой скорости и сопровождается энергетическими потерями, возрастающими с номером n рабочей гармоники. При работе на частоте $3F_m$ потери из-за применения такой антенны доходят до 22 дБ.

Худшая энергетическая эффективность ДИСС ЧМ — следствие потерь при обработке сигнала, применения изочастотных антенн и использования только двух составляющих спектра ПРС, примающихся к частоте nF_m . Потери только за счет последнего фактора при оптимальном индексе модуляции и $n=3$ составляют 6 дБ, так как на третьей гармонике приходится только 25% излучаемой мощности.

10.6. ПАРАМЕТРЫ ДИСС

Диапазон рабочих высот — интервал от минимальной $H_{мин}$ до максимальной H_{max} высоты, в пределах которого возможно определение скорости и угла сноса с заданными точностью и вероятностью.

Минимальная рабочая высота ограничена только в ДИСС ЧМ и определяется теми значениями γ , при которых слепые высоты практически не влияют на характеристики ДИСС. Это ограничение имеет особое значение для вертолетных ДИСС ЧМ.

Максимальная рабочая высота (высотность) ДИСС зависит от допустимого отношения действующих значений напряжений сигнала и шума φ_0 , при котором погрешность не превышает заданную. В ДИСС ЧМ из-за потерь при обработке сигнала высотность уменьшается примерно в 2 раза при той же средней излучаемой мощности.

Основные факторы, влияющие на высотность ДИСС: увеличение коэффициента шума приемника из-за влияния прямого сигнала и способ измерения частоты, определяющий допустимое

Таблица 10.2. Выражения для масштабного коэффициента и ориентировочные значения погрешностей ДИСС

Ψ	M^*	$2\sigma_{\Psi}$
V_r	$K_0 \lambda \sec B_0 \sec(\Gamma_0 - \beta_c)$	$(0,25...0,4) 10^{-2} V_r$
V_n	$K_0 \lambda \cos \epsilon B_0$	$1...3 \text{ м/с}$
β_c	$K_0 V_r^{-1} \lambda \sec B_0 \operatorname{cosec}(\Gamma_0 - \beta_c)$	$(15...20)'$

* $K_0 = 0,25...0,5$ — коэффициент, зависящий от вида обработки сигнала.

значение q_0 . Повышению высотности способствует улучшение развязки передающего и приемного трактов и применение узкополосных следящих измерителей частоты.

Требуемая развязка β передающего и приемного трактов в ДИСС ЧМ определяется допустимым увеличением $N_{\text{ш}}$ из-за прямого сигнала, качеством ГРЧ и паразитной АМ просачивающегося сигнала виброшумами (см. § 9.6). При двойном преобразовании частоты и следящем измерителе ДИСС ЧМ обеспечивает при развязке в 80...90 дБ работу на высотах до $H_{\text{max}} = 25 \text{ км}$.

Точность ДИСС, как следует из основного уравнения $W = M F_{\Delta}$, оценивается суммарной погрешностью $\sigma_{\Psi} = (F_{\Delta}^2 \sigma_{\Delta}^2 + M^2 \sigma_F^2)^{1/2}$, где σ_{Δ} , σ_F — СКП определения навигационного параметра W и измерения частоты; σ_{Δ} — среднее квадратичное значение нестабильности масштабного коэффициента M (табл. 10.2).

Нестабильность масштабного коэффициента вызывает погрешность $\sigma_{\Psi 1} = F_{\Delta} \sigma_M$. Уменьшения $\sigma_{\Psi 1}$ добиваются применением частотно-независимых антенн, в которых установочный угол γ_0 луча ДН зависит от частоты излучаемых колебаний. Изменение λ , например, при вариациях температуры или напряжения источника питания компенсируется соответствующим изменением угла γ_0 и входящее в масштабный коэффициент по скорости отношение $\lambda / \cos \gamma_0$, где $\cos \gamma_0 = \cos B_0 \cos \Gamma_0$, остается постоянным.

Суммарная погрешность ДИСС при $M = \text{const}$ зависит только от значения M и точности измерения частоты σ_F .

Для уменьшения M стремятся к увеличению рабочих частот ДИСС и выбирают такие значения установочных углов, при которых достигается минимум масштабного коэффициента по наиболее важному параметру (например, по скорости) при сохранении приемлемых значений высотности и точности определения других параметров.

Инструментальные погрешности (2σ) применяемых в ДИСС следящих измерителей частоты не превышают 0,1...0,2 % F_{Δ} . Такого же порядка и методические погрешности ДИСС, обусловленные принятым методом измерения НП. При использовании ДИСС в качестве датчика систем числения пути. Значительно большее влияние оказывают погрешности навигационного вычислителя и курсовой системы, ограничивающие точность определения МЛА. Поэтому развитие ДИСС идет по пути улучшения массовых и габаритных параметров, а не повышения точности. Тем более, что точность определения МЛА может быть существенно (более чем на порядок) увеличена при комплексировании ДИСС с другими навигационными датчиками. Кроме того, непрерывно совершенствующийся ИНС уже на современном этапе позволяют получить близкие к ДИСС точности при более высокой надежности.

Нормы на параметры ДИСС регламентируют параметры в нормальных

и экстремальных условиях эксплуатации.

Нормы на параметры ДИСС в нормальных условиях эксплуатации

Максимальная относительная погрешность измерения по импульсному (аналоговому) выходу:

путевой скорости	0,5 % (1,2% + 3 км/ч)
угла сноса, угл. мин	20(30)
чувствительность, дБ·мВт	— ПО

Максимальная разность запомненных и первоначальных значений:

путевой скорости, км/ч	15
угла сноса, угл. мин	1,5
Время готовности к работе, мин	3
Время непрерывной работы, ч	15

Работоспособность ДИСС должна сохраняться при горизонтальном полете над любой местностью, в том числе над морем при волнении более 2 бал, на высотах от 10 м до максимальной высоты полета ЛА. При попадании входного сигнала предусматривается переход ДИСС в режим «Память».

Обязательна проверка работоспособности и точности ДИСС от устройства встроенного контроля на земле и в полете, а также возможность переключения калибровки при полете над морем.

Нормы на параметры ДИСС в экстремальных условиях эксплуатации

Максимальная погрешность измерения по импульсному (аналоговому) выходу:

путевой скорости	0,8 % (1,3% + 3 км/ч)
угла сноса, градус	0,5(1,0)
Допустимое снижение чувствительности, дБ	3

10.7. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ТОЧНОСТЬ ДИСС

Погрешность смещения — основная методическая погрешность ДИСС вызывается сменой характера отражающей поверхности при полете ЛА.

Причина погрешности смещения — искажение огибающей спектра ПРС при отражении сигнала от поверхности, коэффициент обратного рассеяния $K_{\alpha, p}$ которой зависит от угла падения α_n (см. рис. 10.5). При искажении огибающей максимум спектра G_{Δ} смещается в область более низких частот и средняя частота спектра ПРС $F_{\text{ср}}$ отличается от средней частоты $F_{\Delta 0}$ неискаженного спектра, соответствующего отражению от поверхности с $K_{\alpha, p}(\alpha_n) = \text{const}$.

Погрешность смещения $\Delta F_{\text{см}} = F_{\text{ср}} - F_{\Delta 0} = 10^{-3} F_{\Delta 0} (\Delta \gamma)^2 K_{\alpha, p}(B_0)$, где $K_{\alpha, p}(B_0)$ — наклон кривой $K_{\alpha, p}$ при угле B_0 , дБ/град. При полете над морем в зависимости от степени волнения последнего $\Delta F_{\text{см}}$ достигает (0,01...0,02) $F_{\Delta 0}$ при антеннах с узкими симметричными ДН («карандашная» антенна) и (0,05...0,09) $F_{\Delta 0}$ при изочастотных антеннах.

Учет погрешности смещения возможен только при известном $K_{\alpha, p}(\alpha_n)$ или специальных антеннах, например, с двухлучевой ДН с пересекающимися лучами. При обычных антеннах для уменьшения $\Delta F_{\text{см}}$ вводят компенсирующую поправку, значение которой соответствует среднему смещению спектра при полете над сушей или над морем (переключатель «Суша — море»). Ввод поправки эквивалентен увеличению коэффициента передачи измерителя частоты во время полета над морской поверхностью. Поскольку поправка соответствует только одному значению $K_{\alpha, p}(B_0)$, то после ее введения остается погрешность, составляющая $\pm 0,007 F_{\Delta 0}$ при полете над морем и $\pm 0,003 F_{\Delta 0}$ при полете над сушей и точность в первом случае оказывается хуже, чем во втором.

Флюктуационная погрешность — следствие влияния шумов на измеритель частоты. Различают флюктуационную погрешность, вызываемую шумом приемника, и методическую

флюктуационную погрешность (см. рис. 9.10).

Флюктуационная погрешность из-за шума приемника $\sigma_{фл.ш}$ зависит от отношения сигнал/шум q , полосы пропускания приемника $\Delta f_{прк}$ и измерителя частоты $\Delta F_{из}$. Оптимальное значение $\Delta F_{из}$ в ДИСС близко к 0,1 Гц.

Методическая флюктуационная погрешность вызывается случайным характером доплеровского сигнала. Эта погрешность не зависит от отношения сигнал/шум на входе приемника ДИСС и определяется только шириной спектра преобразованного сигнала $\Delta F_{д}$, а следовательно, и шириной ДН: $\sigma_{фл.м} \approx 0,5(\Delta F_{д} \Delta F_{из})^{1/2}$.

Угловые погрешности возникают из-за изменения угловых положений лучей антенны относительно расчетных значений при установке антенны на ЛА и при эволюциях ЛА.

Несоответствие установочного угла расчетному значению приводит к погрешности по скорости $\Delta V/V = -0,01745 \Delta B_0 \operatorname{tg} B_0$, где ΔB_0 — угловая погрешность установки антенны. При $B_0 = 65^\circ$ и $\Delta B_0 = (1/60)^\circ$ относительная погрешность составляет 0,06%.

Угловые колебания ЛА (крен и тангаж) вносят методическую погрешность при пересчете вектора скорости из связанной в горизонтальную систему координат. В первой системе координат работает ДИСС, а во второй решаются навигационные задачи. Непосредственное использование измеренных составляющих вектора скорости для расчетов в горизонтальной системе координат сопровождается методическими погрешностями, пропорциональными первой или второй степеням углов крена γ и тангажа θ . При $\gamma < 2,5^\circ$ и $\theta < 5^\circ$ погрешности определения вектора путевой скорости и угла сноса, как правило, не превышают 0,4% и 15'.

При пересчете вектора путевой скорости и угла сноса в горизонтальную систему координат учитывают γ и θ , измеренные бортовыми системами. Такой метод называют стабилизацией выходных данных. Другой метод заключается в стабилизации антенны по углам тангажа и крена и повороте ее в горизонтальной плоскости до совпадения оси антенны с

направлением линии пути. Иногда антенну ДИСС стабилизируют только по углу тангажа, однако при этом угол крена не должен превышать нескольких градусов.

10.8. АППАРАТУРА ДИСС

Обобщенная структурная схема ДИСС (рис. 10.11) содержит элементы, входящие в состав ДИСС любого типа.

Антенная система АС выполняется в виде моноблока из двух плоских волноводно-шелковых антенн, укрепленных на общей раме, с верхней стороны которой располагаются передатчики, приемник и некоторые другие элементы ДИСС. Моноблок монтируется на откидном радиопрозрачном обтекателе и помещается в вырезе обшивки нижней части фюзеляжа ЛА. Конструкция АС должна обеспечивать развязку передающей А-1 и приемной А-2 антенн 80...85 дБ в ДИСС НМ и 50...55 дБ в ДИСС ЧМ, что достигается специальными мерами по экранировке и размещению антенн. Предпочтительны такие АС, в которых обтекатель конструктивно объединен с моноблоком. Тщательная отладка такого моноблока в заводских условиях позволяет уменьшить погрешности, вносимые обтекателем, и повысить развязку антенн. При установке АС требуется параллельность электрической оси моноблока (а следовательно, и АС) и продольной оси ЛА с точностью не хуже 15', а также параллельность плоскости АС и земной поверхности при крейсерском полете (с учетом угла статического тангажа) с точностью не хуже 0,5'.

Число каналов определяется конкретным типом ДИСС. В одноканальных ДИСС один передатчик и общий тракт обработки сигналов поочередно на время $T_k = 0,75..0,5$ с подключаются к соответствующим отдельным выводам антенн и. входам вычислительного устройства ВУ, определяющего НП. Длительность цикла коммутации зависит от числа лучей ДН и в трехлучевом ДИСС не превышает 1,5 с. Многоканальные ДИСС содержат столько каналов формиро-

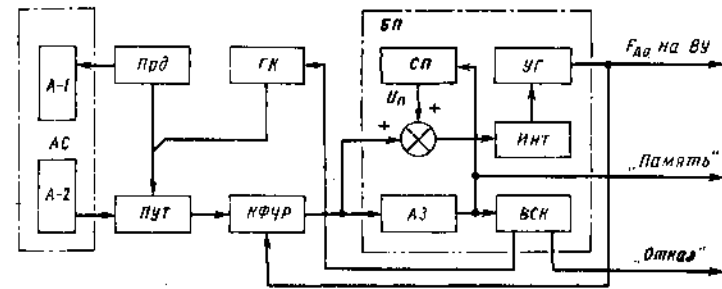


Рис. 10.11. Обобщенная структурная схема ДИСС

вания и обработки сигналов, сколько лучей ДН используется в ДИСС. Коммутация каналов отсутствует. Основные достоинства многоканальных ДИСС: исключение связанных с коммутацией помех; уменьшение флюктуационных погрешностей из-за увеличения времени усреднения сигнала и сокращения времени поиска; меньшие искажения доплеровского сигнала и большая надежность ДИСС.

Передатчики ДИСС НМ строятся на основе полупроводниковых генераторов-умножителей, обладающих к. п. д. 2...5% и выходной мощностью 0,1...0,15 Вт. Передатчики ДИСС ЧМ обычно клистронные.

Премоусилительный тракт включает УПЧ и УНЧ. Во избежание искажений спектра ПРС (аналогичного искажениям при отражении от морской поверхности) АЧХ должна быть равномерной, а для снижения уровня помех обладать крутыми спадами вне полосы доплеровских частот. Основное усиление ПРС выполняется в УНЧ с коэффициентом усиления (5...10)¹⁰, коэффициент усиления УПЧ обычно 100...200 в целях предотвращения перегрузки усилителя прямым сигналом. Работа ДИСС с сигналом, динамический диапазон которого 80...100 дБ, обеспечивается схемой АРУ. Для исключения нарушения соотношений между флюктуирующими составляющими доплеровского сигнала при регулировке усиления желательно увеличить постоянную времени АРУ, что проще достигается в многоканальных ДИСС, так как в однока-

нальных ДИСС быстродействие АРУ определяется временем коммутации лучей T_k .

Измерители частоты — узкополосные следящие системы, вырабатывающие импульсы, частота повторения которых равна средней частоте спектра доплеровского сигнала $F_{до}$. Кроме цифрового выхода, измерители частоты имеют, как правило, аналоговый выход, напряжение на котором пропорционально $F_{до}$. Дополнительное преобразование сигнала приводит к снижению точности ДИСС по аналоговому выходу. Наилучшими параметрами обладают измерители частоты на основе квадратурно-фазовых частотных различителей КФЧР, способные обнаруживать сигнал и следить за $F_{до}$ при отношении мощностей сигнала и шума —3...0 дБ (в полосе 2...10 кГц при относительной ширине спектра сигнала 0,2) с точностью не хуже $\sigma = 0,25\%$ в любых условиях эксплуатации.

По структуре КФЧР близок к используемому в вертолетных ДИСС (см. рис. 10.7). Основное отличие — включение КФЧР в схему автоподстройки частоты управляемого генератора УГ, формирующего очищенный от помех сигнал с частотой $F_{до}$ (рис. 10.12). Для облегчения построения КФЧР сигнал с выхода УНЧ переводится на частоту опорного генератора ОГ ($f_{ог} = 500$ кГц) с помощью балансного модулятора БМ и полосового усилителя ПУ, отфильтровывающего требуемую боковую полосу спектра сигнала. Полученный сиг-

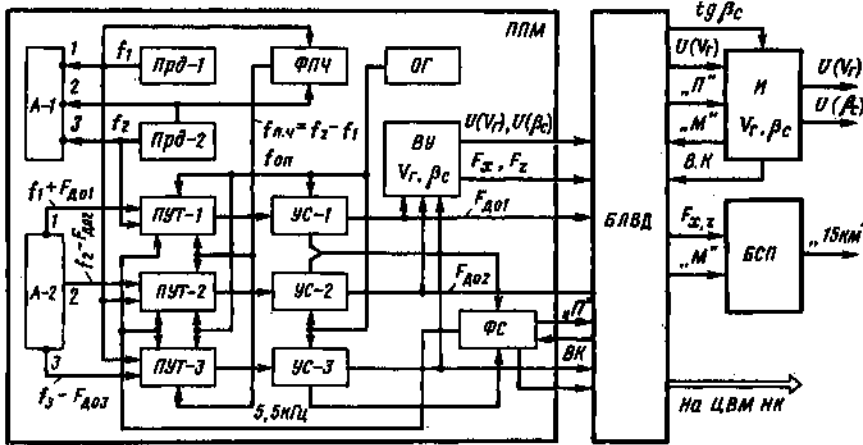


Рис. 10.13. Структурная схема ДИСС НМ

ность ПУТ не хуже -10 дБ·мВт. Промежуточная частота ПУТ $f_{пч} = 10$ МГц образуется в блоке формирования ФПЧ как разность частот передатчиков. Полоса пропускания УПЧ не менее 2,5 МГц (по уровню 0,7), а коэффициент усиления около 50 дБ. В приемнике применена АРУ с глубиной регулирования 30 дБ (УПЧ) и 60 дБ (УНЧ). Постоянная времени АРУ равна 0,32 с. Амплитудно-частотная характеристика УНЧ обладает равномерностью не хуже 6% в диапазоне доплеровских частот 0,8...11 кГц. Общая полоса пропускания УНЧ 0,8...12 кГц (по уровню 0,7), а коэффициент усиления не менее 55 дБ.

Тракт измерения частоты многоканальный. В него входят три устройства слежения УС на базе квадратурно-фазовых частотных различителей, на выходе которых действует импульсный сигнал с частотой следования $F_{дог}$. Режим слежения включается при отношении мощностей сигнала и шума $P_c/P_{ш} = 0$ дБ на доплеровских частотах выше 2,5 кГц и при $P_c/P_{ш} = 8$ дБ на частотах ниже 2,5 кГц. Максимальная погрешность следящей системы не более 0,4% при $F_{до} \geq 2$ кГц. Время поиска сигнала не бо-

лее 15 с. Полоса фильтров $\Delta F_{\phi} = 800$ Гц. Постоянная времени интегратора 10 с.

При отношении $P_c/P_{ш}$ ниже указанных пределов измеритель переходит в режим «Поиск», а ДИСС — в режим «Память». При этом прекращается выдача сопряженным с ДИСС системам сигнала «Работа», разрешающего использование данных ДИСС. Специальная схема исключает переход в режим «Поиск» при кратковременных (до 1,5 с) провалах отраженного сигнала. При восстановлении слежения во всех трех каналах сигнал «Память» снимается и с задержкой на 10...20 с выдается сигнал «Работа». Задержка необходима для обработки индикатором ДИСС новых значений V_r и β_c . Для получения указанных сигналов служит устройство формирования ФС.

Вычислитель ВУ входит в состав моноблока и служит для получения напряжений, пропорциональных V_r и β_c . Кроме того, в вычислителе формируются импульсные последовательности $F_x = F_{до1} + F_{до2}$ и $F_z = F_{до3} - F_{до2}$, необходимые для работы блока счисления пути БСП. Инструментальные погрешности вычислителя $\Delta V_{max} \leq 0,004V$ и $\Delta \beta_c \leq 10'$.

Блок логики и выдачи данных БЛВД преобразует напряжения $U(V_r)$ и $U(\beta_c)$ в форму, необходимую для питания внешних потребителей, указания значений V_r и β_c на индикаторах БЛВД, автоматического обнаружения отказа основного моноблока и переключения на резервный. Автоматический контроль включается при уменьшении мощности отраженного сигнала или отказе какого-либо элемента моноблока и осуществляется только в режиме «Память». По сигналу БЛВД «Включение контроля» (ВК) формирователь ФС вырабатывает низкочастотное напряжение 5,5 кГц, которое подается на первый каскад УПЧ приемника и модулирует просачивающийся сигнал передатчика, образуя аналог доплеровского сигнала. Если этот сигнал не будет захвачен всеми устройствами слежения, то БЛВД выдает сигнал «Отказ», а при наличии резервного моноблока — сигнал «Включение резерва». В последнем случае БЛВД выдает информацию внешним потребителям с резервного моноблока, а сигнал «Отказ» вырабатывается при неисправности как основного, так и резервного моноблока.

Индикатор И служит для выдачи экипажу информации о текущих значениях V_r и β_c , включения контроля и ввода коррекции при полете над водной поверхностью («Суша — море»). Кроме того, с индикатора могут сниматься напряжения $U(V_r)$ и $U(\beta_c)$ для внешних потребителей.

БЛОК счисления пути БСП выполнен в виде отдельного конструктивного элемента с собственным индикатором и предназначен для вычисления и индикации оставшегося пути $S_{ост}$ до выбранного промежуточного (конечного) пункта маршрута. Расстояние $S_{ост}$ отображается на цифровом индикаторе блока. Максимальное расстояние 9999 км, дискретность отсчета 1 км. Погрешность вычисления и индикации равна $\pm(1 + 4 \cdot 10^{-3} S_{ост})$ км. При $S_{ост} \leq 15$ км БСП выдает предупредительный сигнал.

Устройство встроенного контроля предусматривает проверку функционирования ДИСС, включая антенную систему (режим «Контроль»), и проверку точности вычислителя и ин-

дикатора (режим «Проверка»). В режиме «Контроль» на первый УПЧ подается сигнал частотой 5,5 кГц. Появление АМ сигнала с частотой 10 МГц свидетельствует о работоспособности передатчика и антенн. Этот сигнал обрабатывается обычным образом, и индикатор при исправности всех каналов отображает $V_r = 710 \pm 30$ км/ч и $\beta_c = 0 \pm 1,5'$. При установке переключателя «Суша — море» на индикаторе в положение «Море» показания V_r увеличиваются на 19...23 км/ч. В режиме «Проверка» на вход вычислителя подаются импульсы с частотой следования 5,5 кГц на первый и второй каналы и с частотой 2,75 кГц — на третий канал. Индикаторы должны отображать $V_r = 790 \pm 30$ км/ч и $\beta_c = -(26 \pm 1,5)'$.

Доплеровский измеритель скорости и сноса ДИСС-013 относится к классу ДИСС с частотной модуляцией сигнала.

Антенная система (АС) частотно-независимая. Передающая и приемная антенны А-1,2 формируют по три очередно работающих луча. Установочные углы: $\Gamma_0 = 35'$; $B_0 = 64'$ и $\gamma_0 = 69'$. Ширина ДН $4,5'$ в плоскости углов γ и около $10'$ в плоскости, перпендикулярной плоскости γ . Коэффициент усиления по каждому лучу не менее 400. Требуемый коэффициент развязки передающей и приемной антенн не превышает 50 дБ. По конструкции АС — часть приемопередающего моноблока. Моноблок не требует амортизации и устанавливается вне герметизированного отсека ЛА. В состав АС входят высокочастотные переключатели лучей АП-1,2 (рис. 10.14). Время излучения по каждому лучу $T_{из} \approx 0,54$ с. Потери в открытом канале переключателей не превышают 1,2 дБ, а в закрытом канале — не менее 20 дБ.

Передатчик (см. рис. 10.14) — частотно-модулированный генератор на клистроне входит в высокочастотный блок ВЧБ. Частотная модуляция осуществляется изменением напряжения на отражателе клистрона по синусоидальному закону. Для уменьшения влияния слепых высот применяется возбуждения частоты модуляции по пилообразному закону с частотой $F_m = 1,86$ Гц, период которой равен T_k .

При возбуждении F_m изменяется на ± 220 кГц. Для поддержания постоянства индекса модуляции $m_{mod} = 2,4$ при возбуждении частоты одновременно с изменением F_m изменяется напряжение, подаваемое на отражатель клистрона и определяющее девиацию частоты. Мощность передатчика равна 0,3 Вт. Частота модуляции и девиации частоты составляют соответственно 1 и 2,4 МГц.

Приемоусилительный тракт ПУТ одноканальный с двойным преобразованием частоты. Мощность сигнала гетеродина составляет -15 дБ от излучаемой мощности. Промежуточная частота 3 МГц. Полоса пропускания УПЧ по уровню 0,7 равна 12 МГц, а коэффициент усиления 120 ± 20 . Коэффициент усиления УНЧ равен 98 дБ, полоса пропускания 0,4...24 кГц. Схема АРУ поддерживает выходное напряжение УНЧ в пределах 0,8...1,2 В при изменении входного сигнала на 75 дБ. Чувствительность приемника не хуже -109 дБ·мВт.

Устройство слежения УС входит в низкочастотный блок НЧБ и представляет собой трехканальный следящий измеритель частоты. Измеритель состоит из преобразователя частот и дискриминатора, общих для всех ка-

налов, и трех коммутируемых синхронно с лучами АС управляемых генераторов. Устройство вырабатывает импульсы, частоты следования которых равны $F_{до}$, для вычислительного устройства ВУ и навигационного вычислителя, а также выдает в ВУ и на индикатор И сигнал «Память» (П). Значения $F_{до}$ лежат в пределах 0,8...11 кГц. Время поиска сигнала около 60 с. Переход из режима «Поиск» в режим «Слежение» происходит при мощности сигнала на 3 дБ больше, чем мощность шума. В режиме «Память» выдача импульсных сигналов внешним потребителям прекращается и осуществляется поиск сигнала.

Вычислительное устройство ВУ вырабатывает напряжения, пропорциональные V_r и β_c для индикатора ДИСС. В режиме «Память» дополнительная погрешность не превышает 0,9%. При полете над морем переключателем «Суша — море», расположенным на индикаторе, изменяется режим работы ВУ, и вычисленное значение путевой скорости увеличивается на 1,3%. Погрешности вычислителя: $\Delta V_{max} = 2 \pm 4 \cdot 10^{-3}$ В км/ч и $\Delta \beta_c = 18^\circ$.

Устройство управления УУ состоит из синхронизатора и имитатора. Синхронизатор обеспечивает переключе-

ние лучей антенной системы, синхронное с коммутацией каналов УС, а также вырабатывает напряжение возбуждения с частотой F_v . Имитатор служит для проверки работоспособности НЧБ и ВУ по имитированным доплеровским сигналам, соответствующим двум значениям путевой скорости и угла сноса.

Индикатор И предназначен для считывания значений V_r и β_c , включения ДИСС и перевода его в режим «Конт-

роль», а также для ввода поправки при полетах над водной поверхностью и состоит из устройства измерения УИ и ОУП — органов управления с табло «Память». Функционально индикатор — часть вычислителя ДИСС. В нем формируются два напряжения постоянного тока, значения которых пропорциональны путевой скорости и углу сноса. Эти напряжения подаются в аналоговые устройства, сопряженные с ДИСС.

Глава 11

МЕТЕОНАВИГАЦИОННЫЕ РАДИОЛОКАТОРЫ

11.1. ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Гидрометеорологическое образование — атмосферный метеорологический объем, образованный взвешенными частицами воды в парообразном, жидком или твердом состоянии (все виды облачности и зоны выпадения осадков).

Зона обзора по азимуту — угол в горизонтальной плоскости, в пределах которого осуществляется автоматическое перемещение оси ДН антенны.

Площадь рассеяния цели эффективная — площадь фиктивного плоского идеального и изотропного переизлучателя, при помещении которого в точку цели у антенны радиолокатора создается та же плотность потока мощности, что и при реальной цели.

Сигнал зондирующий — сигнал, излучаемый антенной радиолокатора.

Способность разрешающая — параметр радиолокатора, определяющий возможность раздельного наблюдения целей, имеющих малое отличие по дальности, угловым координатам или скорости.

Цель радиолокационная — физический объект, информация о котором может быть получена методами активной радиолокации.

Угол стабилизации — максимальное для заданных углов крена, тангажа и ручного наклона значение угла отклонения ДН в вертикальной плоскости в процессе сканирования антенны с косвенной стабилизацией.

Угол цели курсовой (азимут) — угол между проекциями продольной оси ЛА и направления на цель на горизонтальную плоскость.

11.2. НАЗНАЧЕНИЕ И ТИПЫ МЕТЕОНАВИГАЦИОННЫХ РАДИОЛОКАТОРОВ

Метеонавигационные радиолокаторы (МНР) устанавливаются на ЛА для указания экипажу углового положения, дальности и степени опасности гидрометеорологических образований (ГМО), положения ЛА относительно наземных ориентиров, а также угла сноса ЛА. Информация от МНР отображается на электронно-лучевом индикаторе в кабине экипажа. В перспективных метеонавигационных радиолокаторах предусматривается выдача информации в навигационный комплекс.

Функции МНР зависят от класса радиолокатора. В табл. 11.1 возможность выполнения той или иной функции МНР данного класса отмечена знаком «+».

Особенность МНР — автономность. Информация о координатах и характере радиолокационных целей извлекается из отраженного от целей зондирующего сигнала. Все МНР работают в режиме импульсного излучения сигнала с длиной волны около 3,2 см.

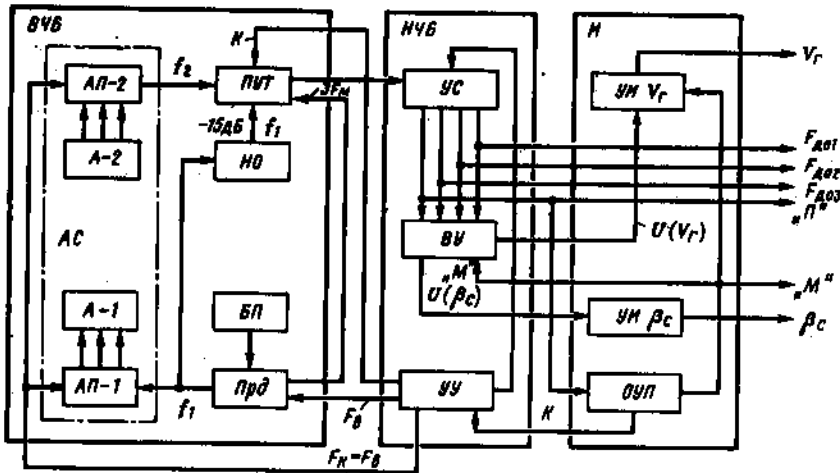


Рис. 10.14. Структурная схема ДИСС-013

Таблица 11.1. Функции метеонавигационных радиолокаторов

Функция	Класс МНР			
	1	2	3	4
Обнаружение, определение координат и степени опасности ГМО	+	+	+	+
Получение равноконтрастного изображения земной поверхности и определение координат наземных объектов	+	+	-	+
Навигационный обзор земной поверхности с использованием симметричной ДН и определение координат наземных объектов	-	-	+	-
Измерение угла сноса ЛА	-	-	+	+

Состав типового МНР: антенна с устройствами привода и стабилизации, приемопередатчик и индикатор. При отсутствии на индикаторе органов уп-

равления в состав МНР включается пульт управления. На магистральных самолетах для повышения надежности аппаратура МНР, кроме антенны и свя-

Таблица 11.2. Основные параметры метеонавигационных радиолокаторов

Параметр	«Гроза-154»	«Градиент»	«Контур»	«Бурн-85»
Дальность обнаружения грозовых очагов, км	200	350	190	550
Зона обзора по азимуту, градус	±100	±95	±45	±90
Частота обзора, Гц	0,2...0,23	0,23	0,1	0,1...2,8
Диапазон углов наклона антенны, градус	±10	±26	±15	±15
Рабочая частота, МГц	9370	9345	9345	9345
Импульсная мощность, кВт	9	22	4	10
Длительность импульса, мкс	3,5	2,0; 5,0	2,0	0,7; 1,5; 3,0
Частота повторения импульсов, Гц	400	200	100	200; 400
Чувствительность приемника, дБ·мВт	100	106	105	100
Ширина ДН в горизонтальной плоскости, градус	3	3,3	6,5	2
Встроенный контроль	Нет	Есть	Есть	Есть
Потребляемая мощность от сети:				
200 В, 400 Гц (три фазы), В·А	390	600	34,5	500
36 В, 400 Гц, В·А	17	14	-	-
27 В постоянного тока, Вт	80	135	120	190
Масса, кг:				
всего комплекта (без кабелей) приемопередатчика	30,5	34,5	14	45
приемопередатчика	10,5	13	8	21
Объем, дм ³ :				
приемопередатчика	16	16,4	10,2	Нет свед.
индикатора	12,1	8,25	5,9	То же

занных в ней устройств привода и стабилизации, дублируется. Варианты МНР часто обозначают индексом, соответствующим типу ЛА, для которого он предназначен, например «Гроза-154», «Градиент-86» и т. д.

Варианты МНР отличаются принадлежностью к определенному классу, параметрами и комплектацией.

Основные типы МНР, применяемых в гражданской авиации СССР, и соответствующие им параметры даны в табл. 11.2.

Классы МНР определяют назначение радиолокатора. Различают следующие классы МНР:

1-й — для сверхзвуковых, дальних и средних магистральных самолетов;

2-й — для ближних магистральных самолетов и тяжелых самолетов местных воздушных линий;

3-й — для легких самолетов местных воздушных линий;

4-й — для вертолетов (допускается установка на вертолеты МНР 2-го класса).

11.3. ФОРМИРОВАНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В МНР

Положение ГМО и наземных ориентиров относительно ЛА определяется по результатам измерения дальности и курсового угла отражающего объекта, а характер последнего — по интенсивности отраженного сигнала.

Дальность до цели D находят по времени запаздывания $t_p = 2D/c$ отраженного сигнала. Зондирующие ЗС, а следовательно, и отраженные ОС сигналы имеют форму импульсов (рис. 11.1, а) с длительностью τ_n и периодом повторения T_n . Значение T_n выбирается из условия однозначности отчета дальности $T_n > 2D_{max}/c$, где D_{max} — дальность действия МНР. Время t_{Dz} измеряют по расстоянию t_n между началом развертки на экране ЭЛТ и отметкой цели ОЦ (рис. 11.1, б).

Курсовой угол цели φ_c определяется с помощью антенны с узкой ДН. Ан-

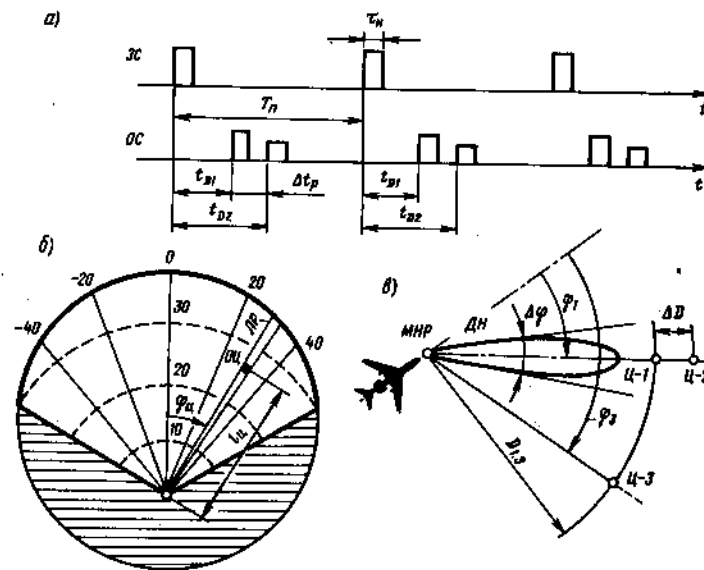


Рис. 11.1. Временные диаграммы излучаемых и принимаемых сигналов (а), изображение на индикаторе МНР (б) и разрешение целей в МНР (в)

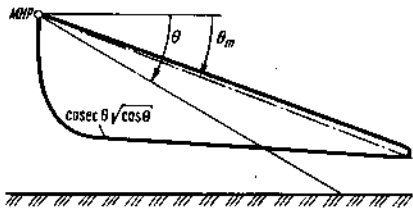


Рис. 11.2. «Веерная» ДН антенны МНР

тенна сканирует в пределах зоны обзора по азимуту, синхронно с движением антенны перемещается линия развертки ЛР на экране ЭЛТ. Угол φ_0 отсчитывается по отклонению той ЛР, на которой появилась отметка цели ОЦ, от положения, соответствующего продольной оси ЛА («О»).

Характер отражающего объекта (в том числе и степень опасности ГМО) определяется обычно по яркости отметки цели. Эта яркость зависит от эффективной площади рассеяния цели (ЭПР) и от расстояния до объекта. При наблюдении наземных объектов зависимость мощности принимаемого сигнала от расстояния до цели устраняется при использовании антенн с «веерной» (косекансной) ДН в вертикальной плоскости. Нижняя кромка ДН такой антенны (по напряженности поля) изменяется по закону $f(\theta) = \text{cosec } \theta / \cos \theta$, где θ — угол визирования цели (рис. 11.2).

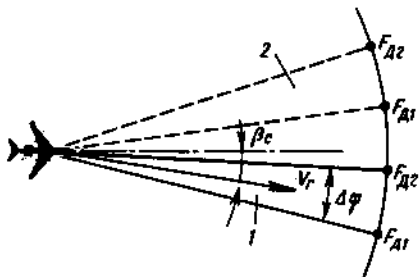


Рис. 11.3. Положения ДН антенны МНР при определении сноса ЛА

Мощность принимаемого отраженного сигнала зависит только от ЭПР цели. Более яркие отметки соответствуют объектам с большей ЭПР вне зависимости от удаления последних от ЛА.

Детальность радиолокационного изображения зависит от разрешающей способности МНР.

Разрешающая способность по дальности δD определяется длительностью импульса τ_n , разрешающей способностью ЭЛТ и искажениями огибающей сигнала при обработке. Потенциальная (наивысшая) разрешающая способность по дальности $\delta D = 0,5c\tau_n$. Две цели Ц-1 и Ц-2 (см. рис. 11.1, в) наблюдаются на индикаторе раздельно, если расстояние между ними $\Delta D > \delta D$, т. е. $\Delta t_D > \tau_n$.

Разрешающая способность по азимуту $\delta \varphi$ определяется, главным образом, шириной ДН, т. е. $\delta \varphi \approx \Delta \varphi$. Цели Ц-1 и Ц-3, находящиеся на одной дальности D , наблюдаются на экране раздельно, если $\varphi_3 - \varphi_1 > \Delta \varphi$.

Угол сноса можно грубо измерить, используя ручной поворот антенны МНР в горизонтальной плоскости (режим «Снос»).

Метод измерения основан на эффекте Доплера и заключается в наблюдении биений между частотами сигналов, отраженных в пределах ширины $\Delta \varphi$ ДН антенны (рис. 11.3). При установке антенны по направлению вектора путевой скорости V (положение /) разность доплеровских частот F_{d1} и F_{d2} , соответствующих границам ДН, минимальна. На детекторе приемника МНР возникают биения с частотой $F_p = F_{d1} - F_{d2}$. Отклонение антенны (например, в положение 2) приводит к увеличению F_p . Напряжение с частотой F_p модулирует принимаемый сигнал, а следовательно, и яркость отметки цели на экране ЭЛТ.

Отсчет угла сноса производится по азимутальной шкале индикатора МНР. Антенну поворачивают в такое положение, при котором «мигание» отметки цели происходит с наименьшей частотой. В этом положении направление оси ДН антенны, а следовательно, и линии развертки соответствует направлению вектора V_r .

11.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ МНР

Обобщенная структурная схема МНР (рис. 11.4) содержит Прд, который вырабатывает зондирующие импульсы требуемой мощности и длительности. Через антенный переключатель АП радиоимпульсы поступают на антенну А и излучаются в пространстве. Принимаемые той же антенной отраженные сигналы через АП проходят на Прм. Обработанные в Прм сигналы направляются на индикатор И. Индикатор, кроме отображения информации, может выполнять функцию синхронизатора, управляя запуском Прд, устройством временной регулировки усиления (ВАРУ) в приемнике и режимом сканирования антенны. На индикатор могут подаваться сигналы от внешних устройств Вн.У с целью выдачи экипажу дополнительных сведений. Механизм привода и стабилизации антенны МПСА обеспечивает управление положением ДН в пространстве и независимость этого положения от угловых колебаний ЛА. Сигналы, необходимые для стабилизации антенны, подаются от бортовых датчиков ДПП пространственного положения ЛА.

Антенна МНР в режиме обнаружения опасных ГМО (режим «Метео») имеет симметричную узкую ДН «карандашного» типа. В режиме обзора земной поверхности (режим «Земля») часто используется косеканская или «веерная» диаграмма.

Конструктивно антенны выполняются, как правило, в виде параболоида вращения с диаметром от 200 до 1160 мм, в фокальной плоскости которого находится облучатель. С целью получения «веерной» ДН вводится дополнительный рефлектор специального профиля. Такой рефлектор выполняют из армированной горизонтальными проводниками стеклоткани, устанавливая перед основным и для перехода на «веерную» ДН меняют поляризацию излучаемых колебаний с вертикальной (при которой дополнительный отражатель не оказывает влияния на ДН) на горизонтальную.

Механизм поворота и стабилизации антенны служит для управления сканированием антенны в горизонталь-

ной плоскости, а также для наклона ее в вертикальной плоскости. Сканирование антенны — автоматическое, а наклон антенны изменяется вручную с помощью органов установки. Устройство стабилизации поддерживает плоскость сканирования ДН в выбранном положении, предотвращая искажения радиолокационного изображения при эволюциях ЛА. Находят применение системы раздельной прямой стабилизации по осям, при которых ось азимутального поворота антенны поддерживается вертикальной при эволюциях ЛА, и системы косвенной стабилизации, когда совмещение луча с горизонтальной плоскостью достигается перемещением его в вертикальной плоскости.

Передатчик МНР обычно магнетронный с мощностью не более 10 кВт. Длительность зондирующих импульсов $\tau_n \approx 2 \dots 6$ мкс. В некоторых МНР τ_n при сокращении расстояния уменьшается от нескольких микросекунд до примерно 1 мкс. Главным достижением в области передающих устройств МНР за последние годы явился переход на полупроводниковую элементную базу. Полупроводниковые передатчики строятся по схеме «высокостабильный задающий генератор — умножитель частоты» и вырабатывают мощность до 125 Вт в импульсе. Уменьшение энергии излучаемых сигналов компенсируется применением импульсов с длительностью до 20 мкс, сложением мощностей нескольких усилителей (достигается мощность до 1 кВт), а также совершенствованием приемного устройства.

Приемник — супергетеродинного типа с одним преобразователем частоты.

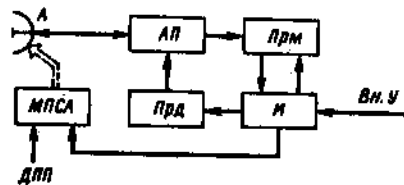


Рис. 11.4. Обобщенная структурная схема МНР

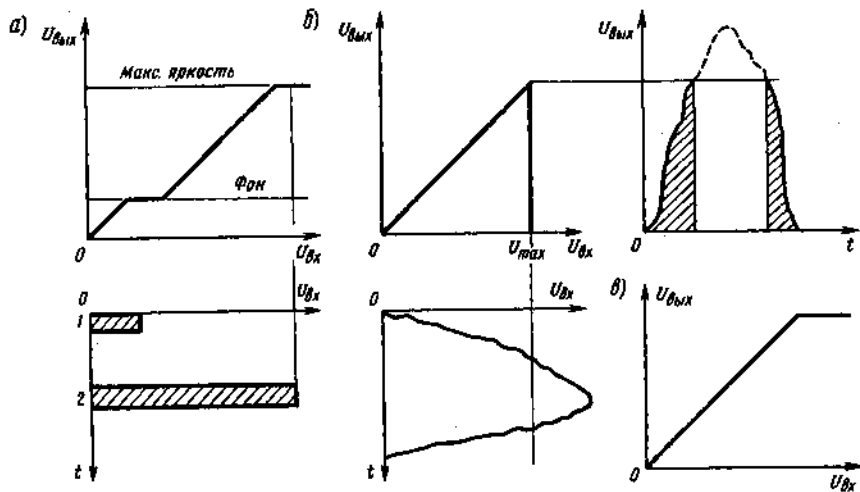


Рис. 11.5. Амплитудные характеристики видеоусилителя и преобразование сигналов в режиме «Земля» (а), «Метео» (б) и «Контур» (в)

Промежуточная частота обычно 30 МГц. В приемниках часто применяется ВАРУ, увеличивающая коэффициент усиления с дальностью и обеспечивающая независимый от дальности уровень сигнала на выходе приемника. Применение ВАРУ целесообразно при обзоре земной поверхности антенной с «карандашной» ДН. Среднее значение коэффициента шума приемников 8...12 дБ. Улучшение стабильности несущей частоты, увеличение излучаемых импульсов, а также применение кварцевой стабилизации частоты гетеродина и маломушящего входного каскада на арсениде галлия позволяют уменьшить коэффициент шума приемника до 5 дБ.

Индикатор обычно монохроматический на ЭЛТ с послесвечением и секторной разверткой луча. Каждому уровню сигнала соответствует своя яркость свечения изображения. Для определения степени опасности ГМО используется контурная индикация. Перспективный телевизионный тип развертки луча, обеспечивающий большую яркость и стабильность изображения, цифровые устройства памяти и обработки сигналов, а также много-

цветная индикация, где каждому диапазону уровней отраженного сигнала соответствует свой цвет изображения.

Основные режимы работы МНР — «Земля», «Метео» и «Контур» позволяют наилучшим образом использовать возможности МНР при выполнении определенных функций и отличаются, главным образом, видом ДН и характером индикации.

Режим «Земля» используется для получения радиолокационной карты местности. Применение «веерной» ДН или ВАРУ в сочетании с «карандашной» ДН, а также логарифмическим УПЧ позволяет уменьшить зависимость амплитуды сигналов от дальности до отражающего объекта. Для получения изображения с тремя световыми тонами (яркостями) часто применяют «трехтоновую» амплитудную характеристику видеоусилителя МНР (рис. 11.5, а). При такой характеристике темному тону соответствует отсутствие сигнала, малой яркости — фон местности (1), а ярким отметкам — сильные сигналы (2), отраженные, например, от промышленных объектов.

Режим «Метео» служит для обнаружения и определения координат зондированного сигнала до значения, соответствующего 0,25 дальности обнаружения ГМО. Точность поддержания постоянства амплитуды не хуже 4 дБ.

Режим «Контур» служит для обнаружения и определения координат зондированного сигнала до значения, соответствующего 0,25 дальности обнаружения ГМО. На индикаторе отображается сечение ГМО плоскостью полета, яркость изображения позволяет судить о степени опасности ГМО. Опасными принято считать те из них, которые обнаруживаются на дальностях свыше 100 км, так как факт их обнаружения свидетельствует о сильной турбулентности. Для получения такого изображения плоскость сканирования антенны с «карандашной» ДН стабилизируется в горизонтальной плоскости, а видеоусилитель имеет линейную амплитудную характеристику с ограничением очень сильных сигналов (рис. 11.5, в).

Режим «Контур» позволяет оценить степень опасности ГМО, находящихся на дальности 40...60 км от ЛА. Используется «карандашная» ДН и записывание видеоусилителя при сильных сигналах (рис. 11.5, б). На экране индикатора наблюдаются только сравнительно слабые сигналы (заштрихованы), соответствующие кромке ГМО. Чем уже такая кромка, тем опаснее данное ГМО. Согласно ГОСТу в режиме «Контур» зона действия ВАРУ должна охватывать интервал времени

от 15 мкс после излучения зондирующего сигнала до значения, соответствующего 0,25 дальности обнаружения ГМО. Точность поддержания постоянства амплитуды не хуже 4 дБ.

11.5. ПАРАМЕТРЫ МНР

Основные параметры отечественных МНР, технические требования и методы испытания стандартизованы (табл. 11.3)*. Масса МНР равна 12...45,8 кг при антенне с косвенной стабилизацией и 21,5...52,8 кг при антенне с раздельной стабилизацией по осям. Кроме указанных в табл. 11.3, в нормах обычно оговариваются параметры антенн и параметры, характеризующие дальномерные возможности МНР, а также дополнительные параметры МНР 1-го класса. Точность определения координат не регламентируется.

Считается, что погрешность определения координат с помощью МНР

* **Доверительная вероятность нахождения параметров МНР в пределах допусков, приведенных в табл. 11.3, должна указываться в технической документации.**

Таблица 11.3. Основные параметры МНР

Параметр	Класс МНР			
	1	2	3	4
Дальность обнаружения ГМО, км	550	350	200	100
Зона обзора по азимуту, градус	± 100	± 60	± 45	± 60
Частота обзора, Гц	0,5	0,2	0,2	0,2
Наибольший угол стабилизации антенны, градус	35	35	20	35
Динамическая погрешность системы косвенной стабилизации ¹ , градус	2	2	2,5	2,5
Погрешность совпадения азимутальных шкал индикаторов и антенны при $\varphi < 20^\circ$ и $\varphi > 340^\circ$ ($20^\circ < \varphi < 340^\circ$), градус	1(1,5)	1(2)	2(3)	1(2)
Погрешность совмещения, градус:				
оси ДН с осью антенны	0,5	0,5	1,5	0,5
шкал регулятора наклона и антенны	1	1	2	2
Продолжительность непрерывной работы, ч	24	10	10	10

¹ При скорости изменения крена $20^\circ/\text{с}$ и тангажа $5^\circ/\text{с}$.

не должна превышать 3..4 км (2σ). Это требование соответствует допустимой погрешности (0,015...0,02) по дальности и ≈ 1° по азимуту.

Требования к антеннам предусматривают выбор размеров последних из ряда 200; 250; 300; 380; 460; 560; 760; 960 и 1160 мм. Допускается уровень боковых лепестков «карандашной» антенны — 18 дБ и отклонение «верной» ДН от расчетного значения, составляющее 2,5 дБ для МНР 1-го класса и 3 дБ для МНР 2-го и 4-го классов. Наибольший угол ручного наклона ДН не менее ±14°.

Параметры, характеризующие дальномерные возможности МНР, включают необходимую длину развертки при нулевом азимутальном положении антенны, равную 80 и 60 мм соответственно для МНР 1-го и 3-го классов и 70 мм для МНР. Отношение длительности зондирующего импульса и наименьшей длительности развертки составляет в МНР 1-го и 4-го классов 1%, а в других МНР — 1,5%. Допускается нелинейность развертки по дальности не более 20%. Количество меток по дальности в рабочей части экрана индикатора не менее 5±2 в МНР 1-го и 2-го классов и 4±2 в других МНР. Относительная погрешность калибровки по дальности не должна превышать 5%.

Дополнительные параметры МНР 1-го класса (при раздельной стабилизации антенны по осям) имеют следующие значения:

Наибольший угол крена, градус	40
Наибольший суммарный угол тангажа и ручного наклона антенны, градус	25
Динамическая погрешность системы стабилизации при скорости изменения крена 20°/с и тангажа 5°/с не более, градус	1

Параметры зарубежных МНР также регламентируются нормами и стандартами.

Основные отличия действующих норм: требование резкого повышения стабильности задающего генератора

передатчика и гетеродина приемника с целью получения когерентных колебаний, необходимых для доплеровской обработки сигналов при определении областей повышенной турбулентности атмосферы; обеспечение полностью цифрового обмена информацией между блоками МНР и внешними системами; использование микропроцессора в устройстве стабилизации антенны, а также повышение надежности и снижение массы аппаратуры. По существующей концепции МНР рассматривается как самостоятельное средство и не включается в состав навигационного комплекса ЛА. В этом комплексе может использоваться только индикатор МНР.

Нормы на параметры зарубежных МНР кроме оговоренных выше параметров дополнительно регламентируют:

Число элементов разрешения на максимальной дальности	128; 256; 512
Точность индикации (а): угловых координат, градус	2
дальности	0,04D
Максимальная масса, кг	27...32

¹Ограничивающий разрешающую способность диаметр пятна на экране ЭЛТ не должен превышать 0,5 мм.

Указывается на необходимость применения плоской волноводно-щелевой антенной решетки со стандартным диаметром 762 мм (минимальный диаметр 254 мм). Допустимый уровень боковых лепестков — 21 дБ.

11.6. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ МНР

Дальность действия МНР имеет различные значения в режимах «Метео» и «Земля», т. е. при выполнении метео- или навигационных функций.

Режим «Метео» характеризуется дальностью обнаружения ГМО (в километрах), которую определяют по формуле

$$D_{\max} = \text{antilg} [0,024(PI - 9,2)],$$

где PI — значение показателя потенциала, дБ. Соответствующий график показан на рис. 11.6. Показатель потенциала имеет значения 119, 111, 101 и 90 дБ для МНР соответственно 1, 2, 3 и 4-го классов. Для расчета PI (в децибелах) используют выражение

$$PI = 10 \lg P_n + 20 \lg G_a + 20 \lg \tau_r - N_w + \xi_n + \xi_p - \xi_r,$$

где P_n — импульсная мощность передатчика, Вт; G_a — коэффициент усиления антенны в максимуме ДН; τ_r — длительность зондирующего импульса на уровне 0,5 максимального значения, мкс; N_w — коэффициент шума приемника, дБ; ξ_n , ξ_p и ξ_r — коэффициенты потерь при индикации, отражении и распространении радиоволн, а также из-за неоптимальности приемного тракта.

Коэффициенты потерь:

$$\xi_n = A \lg (\Delta \varphi F_n / \varphi_{\text{обс}}); \quad \xi_p = 5 \lg \times (\Delta f / \Delta f_{\text{отт}}),$$

где A — коэффициент, равный 3 для индикаторов на ЭЛТ с послесвечением и накопительных ЭЛТ и равный 5 для телевизионных индикаторов с цифровым запоминанием информации и суммированием сигналов; $\Delta \varphi$ — ширина плоскости, град; F_n — частота повторения зондирующих импульсов, Гц; $\varphi_{\text{обс}}$ — зона обзора МНР по азимуту, град; Δf и $\Delta f_{\text{отт}}$ — действительная и оптимальная ($\Delta f_{\text{отт}} = 1,5 / \tau_r$) полосы пропускания приемного тракта. При $\Delta f \leq \Delta f_{\text{отт}}$ коэффициент $\xi_n = 0$. Коэффициент ξ_r , учитывающий зависимость от частоты отражающих свойств ГМО и потерь, вызываемых наличием осадков, для $\lambda = 3$ см имеет следующие значения:

При обнаружении ГМО и дозвуковом (сверхзвуковом) полете. (9.1)

При просмотре занятого осадками пространства в глубину (проход между грозовыми зонами) — 3

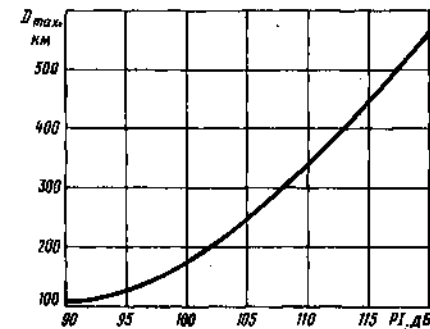


Рис. 11.6. Зависимость дальности действия МНР от показателя потенциала

Режим «Земля» характеризуется дальностью обнаружения цели, равной без учета коэффициентов потерь

$$D_{\max} = [P_n G_a^2 (\Theta) \lambda^2 \sigma_0 \Delta \varphi \tau_r / (128 \pi^3 \times \times P_{\text{пр min}})]^{1/2},$$

где σ_0 — удельная (приходящая на единицу объема) ЭПР, м⁻¹; $P_{\text{пр min}}$ — минимальная (пороговая) мощность сигнала на входе приемника, при которой МНР обнаруживает цели с заданной вероятностью; $G_a = G_{a0} \cos \theta \sqrt{\cos \theta}$ — коэффициент усиления антенны при использовании «верной» ДН. Множитель $G_{a0} = (\cos \theta_m \sqrt{\cos \theta_m})^{-1}$ — нормирующий относительно максимума ДН, соответствующего углу θ_m , который ограничивает косекансную часть ДН (см. рис. 11.2).

Внешние факторы, влияющие на D_{\max} , включают поглощение электромагнитной энергии при распространении и отражающие свойства целей. Оба фактора зависят от длины волны зондирующего сигнала.

Поглощение электромагнитной энергии зависит от интенсивности осадков r (рис. 11.7) и протяженности пути радиоволн в зоне осадков, температуры окружающей среды t и вида осадков. При слабом дожде ($r = 1$ мм/ч) потери при распространении на участке в 10 км ≈ 0,2 дБ, а при сильном дожде (15 мм/ч) — 3 дБ. Поглощение уменьшается с увеличением длины волн.

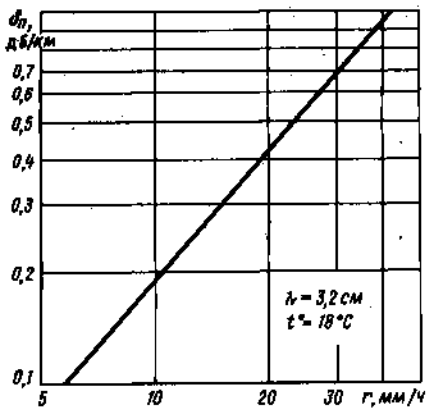


Рис. 11.7. Зависимость коэффициента поглощения электромагнитной энергии δ_n от интенсивности осадков z

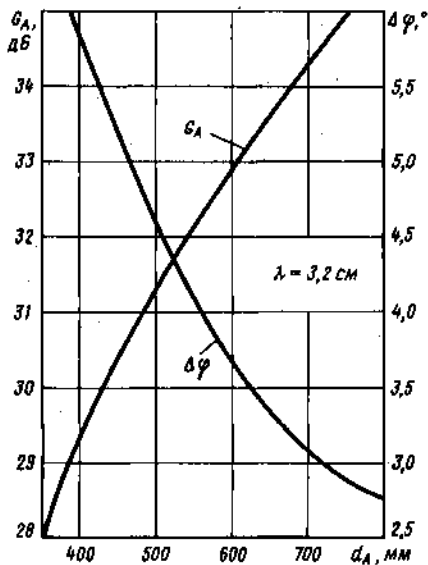


Рис. 11.8. Зависимость коэффициента усиления G_A и ширины диаграммы $\Delta\varphi$ волноводно-щелевой антенны от диаметра антенны d_A

Отражающие свойства целей характеризуются ЭПР. В режиме «Метео» основная характеристика целей — удельная ЭПР, которая уменьшается с ростом длины волны и при $\lambda = 3.2$ см лежит в пределах $10^{-11} \dots 10^{-13} \text{ м}^{-1}$ для облаков с водностью $0.1 \dots 1$ г/м, возрастая до значений $10^{-8} \dots 10^{-6}$ для дождя с интенсивностью $1 \dots 10$ мм/ч.

Внутренние факторы — технические параметры МНР, входящие в выражения для D_{max} . Мощность передатчика и коэффициент шума приемника зависят от элементной базы МНР. Увеличения дальности действия можно достигнуть, воздействуя в основном на длительность зондирующего импульса и коэффициент усиления антенны.

Длительность импульса τ_n влияет не только на дальность действия, но и на разрешающую способность МНР. Увеличение τ_n приводит к росту D_{max} из-за роста объема ГМО, формирующего отраженный сигнал (размер этого объема по дальности r равен $\delta D = 0.5c\tau_n$, а также вследствие сужения полосы пропускания ПУТ и уменьшения пороговой мощности $P_{\text{пр min}}$. Максимальное значение τ_n ограничено ухудшением разрешающей способности, а следовательно, снижением детальности радиолокационного изображения и усреднением интенсивности осадков в пределах указанного объема в режимах «Земля» и «Метео» соответственно.

Коэффициент усиления G_A при ограниченном диаметре антенны и данной длине волны зависит от конструкции антенны. Перспективны волноводно-щелевые антенны, обладающие лучшими направленными свойствами (рис. 11.8) и меньшим уровнем боковых лепестков, чем антенны с параболическими отражателями. Коэффициент усиления таких антенн при $\lambda = 3.2$ см на $1 \dots 1.5$ дБ больше, чем параболических. Эффективность антенн снижается из-за потерь в обтекателе антенны и волноводном тракте. Эти потери необходимо учитывать при определении D_{max} , если они превышают соответственно 1.5 дБ и 2.5 дБ при распространении радиоволны в прямом (или обратном) направлении.

11.7. АППАРАТУРА МНР

Метеонавигационный радиолокатор «Гроза» по выполняемым функциям относится к МНР 2-го класса и установлен на большинстве самолетов гражданской авиации. МНР позволяет определять угол сноса с точностью 1.5° .

Антенный блок АБ (рис. 11.9) содержит антенну, электродвигатели вращения ЭДВА и наклона ЭНА антенны, датчик угла поворота антенны ДУА, предназначенный для управления линией развертки на экране индикатора, и вращающиеся трансформаторы ВТ, необходимые для связи с блоком стабилизации и управления.

Антенна А параболического типа с двойным рефлектором формирует две ДН: «карандашную» (КДН) и «веерную» (ВДН). Оба рефлектора выполнены из стеклоткани, армированной проводами, которые расположены вертикально в основном и горизонтально в дополнительном рефлекторах. Основной рефлектор формирует КДН, а дополнительный — ВДН. Для перехода с КДН на ВДН служит ферритовый фазовращатель ФФВ, установленный в волноводе, питающем облучатель антенны. Фазовращатель при подаче управляющего сигнала УС изменяет поляризацию сигнала с вертикальной (работает основной рефлектор) на горизонтальную (работает дополнительный рефлектор).

В режимах «Метео» и «Контур» используется КДН, а режимах «Земля» и «Снос» — ВДН, причем в режиме «Земля» ДН через каждый период обзора переключается с «карандашной» на «веерную» и обратно. Основные параметры антенны (при диаметре 560 мм):

	КДН	ВДН
Ширина ДН, градус:		
в горизонтальной плоскости	4	4
в вертикальной плоскости	4,1	30
Коэффициент усиления антенны	1200	600

Блок стабилизации и управления БСУ поддерживает заданное положение плоскости сканирования ДН

в пространстве. Применена косвенная стабилизация антенны. Сигналы крена γ и тангажа θ от внешних бортовых систем преобразуются в Пр в однофазное напряжение постоянной амплитуды и через вращающийся трансформатор ВТ, связанный с осью азимутального поворота антенны, и через устройство стабилизации УСА поступают на ЭДНА. При ручном управлении наклоном антенны соответствующий сигнал поступает на устройство стабилизации от ручки управления.

Приемопередатчик ПП содержит магнетронный генератор МГ, который вырабатывает радиопульсы длительностью 3.5 мкс с частотой повторения 400 Гц (равной частоте питающей сети). В момент запуска передатчика в модуляторе М формируется импульс, управляющий синхронизатором Синх. Антенный переключатель АП собран на волноводных циркуляторах и обеспечивает развязку передающего и приемного трактов около 30 дБ при потерях сигнала в прямом направлении не более 0.2 дБ.

Вход приемника защищен разрядником Рз. Гетеродин Гет на лампе

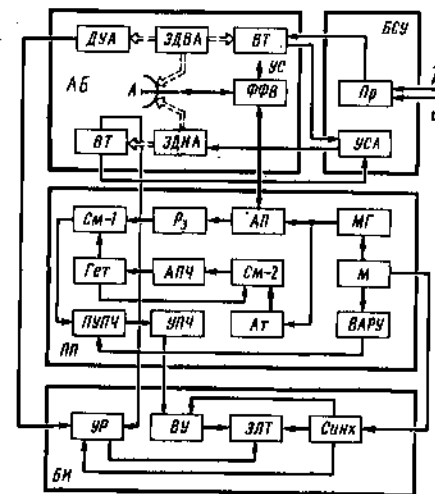


Рис. 11.9. Структурная схема МНР типа «Гроза»

обратной волны подстраивается с помощью АПЧ под несущую частоту зондирующего сигнала, мощность которого предварительно снижается в аттенуаторе Ат примерно на 53 дБ. В приемнике имеются предварительный УПЧ (ПУПЧ) и основной УПЧ. Полоса пропускания ПУПЧ — 6 МГц, а основного УПЧ — около 2 МГц. Коэффициент усиления ПУПЧ равен 40, основного УПЧ (минимальный при сильных сигналах) — 2500. Номинальный коэффициент усиления всего тракта $5 \cdot 10^5$. Для сжатия динамического диапазона сигнала до значения, требуемого для управления ЭЛТ, в основном УПЧ применена логарифмическая амплитудная характеристика с линейным начальным участком. В приемнике несколько автоматических регулировок усиления: ручная в ПУПЧ, временная (ВАРУ) — в ПУПЧ и быстродействующая (БАРУ) — в основном УПЧ. Применение БАРУ способствует сжатию динамического диапазона сигналов. Коэффициент шума приемника 12,6 дБ.

Блок индикатора БИ содержит видеоусилитель ВУ, который выполняет функцию формирования сигналов для получения требуемого изображения на экране индикатора. Вид амплитудной характеристики видеоусилителя зависит от режима МНР (см. рис. 11.5). В индикаторе применена ЭЛТ с длительным послесвечением и магнитным управлением. Для измерения дальности на экране ЭЛТ (см. рис. 11.1, б) воспроизводятся метки (дуги), расположенные через 10, 25 или 50 км в зависимости от выбранного масштаба дальности (т. е. от максимальной дальности в пределах выносимой на экран местности), равного соответственно 30 и 50; 125 или 200 и 250 км. Возможно плавное изменение масштаба в диапазоне 50...200 км. Устройство развертки УР служит для получения радиально-круговой развертки в секторе $\pm 100^\circ$ относительно центральной радиальной линии на экране, соответствующей продольной оси ЛА. Запускается УР синхронизатором Синх в момент излучения зондирующего сигнала. Синхронизатор выключает ЭЛТ на время обратного хода луча развертки и формирует метки дальности.

Метеонавигационный радиолокатор «Градиент» относится к МНР 1-го класса и комплектуется двумя приемопередающими блоками (кроме «Градиента-42») и двумя индикаторами (кроме «Градиента-144» и «Градиента-42»). Радиолокатор работает в режимах «Метео», «Контур», «Земля» и «Контроль». Получение равноконтрастного изображения земной поверхности возможно при высотах полета 9...11 тыс. м.

Антенный блок АБ (рис. 11.10) состоит из антенны А, электродвигателей ЭДН и ЭДК наклона и поворота антенны по крену, устройств стабилизации по наклону УСН и по крену УСК, датчика угла поворота антенны в горизонтальной плоскости ДУА и схемы контроля СК.

Антенна параболического типа диаметром 760 мм (диаметр антенны «Градиент-134» — 560 мм) по конструкции аналогична антенне МНР типа «Гроза». Для сканирования по азимуту используется шаговый двигатель ЭДВА. Параметры антенны при «карандашной» (КДН) и «верной» (ВДН) диаграммах имеют следующие значения:

	КДН	ВДН
Ширина ДН в горизонтальной плоскости, градус	3,17	3,33
Коэффициент усиления	1800	1000

Применена прямая стабилизация антенны по крену и косвенная по наклону или тангажу. Сигналы крена ψ и тангажа θ поступают от гиревентиля самолета. Выключатель крена Вык.К (на пульте управления ПУ) служит для отключения УСК при его неисправности и фиксации антенны в положении, близком к нулю крена. Возможно ручное управление наклоном антенны с помощью датчика УН пульта управления ПУ. Датчик ДУА — синусно-косинусный трансформатор связан с устройством развертки УР индикатора. Устройства стабилизации поддерживают заданное положение ДН с точностью $\pm 1,5^\circ$ при крене $\pm 40^\circ$ и тангаже $\pm 25^\circ$.

Приемопередатчик ПП магнетронный (генератор МГ). Модулятор М с

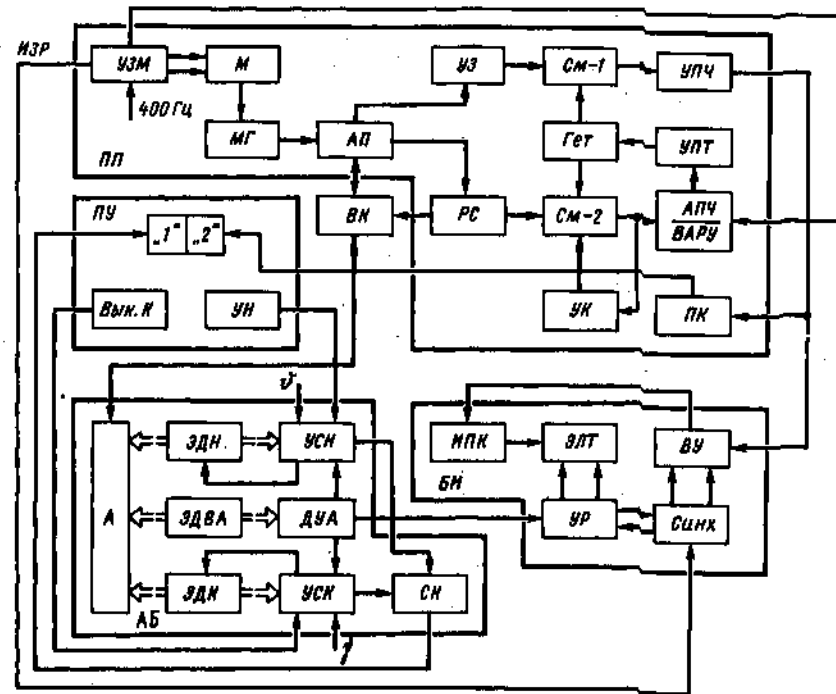


Рис. 11.10. Структурная схема МНР типа «Градиент»

полным разрядом накопительной линии формирует зондирующие импульсы длительностью $(2 \pm 0,5)$ мкс (на дальностях до 30 км) или (5 ± 1) мкс (на дальностях 50...600 км). Зондирующие импульсы, импульсы запуска развертки (ИЗР) и ВАРУ, а также импульсы стробирования АПЧ вырабатываются устройством запуска магнетрона УЗМ. Работа УЗМ синхронизируется напряжением бортовой сети, частотой 400 Гц. Зондирующие импульсы подаются в антенну через переключатель АП на ферритовых циркуляторах. Зонд связи, находящийся в АП, отбирает часть мощности зондирующего сигнала ($-30...-50$ дБ) для смесителя АПЧ. Волноводный коммутатор ВК используется в режиме «Контроль» и при переходе на резервный ПП.

Приемный тракт снабжен улучшен-

ной защитой от мощных входных сигналов (разрядчик и полупроводниковый ограничитель в устройстве УЗ). Коэффициент шума приемника не превышает 8,7 дБ, что при полосе пропускания УПЧ, равной 0,6 МГц, способствует повышению чувствительности приемного тракта. Дополнительное повышение чувствительности на 1...1,5 дБ достигается подавлением примерно на 12 Б шумов зеркального канала с помощью нижней настройки гетеродина и подачи входного сигнала на два квадратурных канала, сигналы которых после соответствующего сдвига по фазе суммируются на входе общего УПЧ. Диапазон входных сигналов 50 дБ Обеспечивается логарифмическим УШ и ВАРУ, которой охвачены входные каскады приемника. Под дей ВАРУ коэффициент усиления тракта уменьшается

них чередуются режимы «Земля» и «РМО», а во втором — «Метео» и «РМО». Режим «Снос» отличается тем, что управление положением ДН по азимуту при определении угла сноса осуществляется по командам, которые содержат данные о курсовом угле. Точность определения угла сноса 1°.

Антенный блок радиолокатора АБ РЛ состоит из антенны А, электродвигателей вращения ЭДВА и наклона ЭДН, устройства стабилизации антенны УСА и преобразователя сигналов ПС из аналоговой в цифровую форму и обратно, служащего для управления А. Передача информации об угловом положении А осуществляется с помощью вращающегося трансформатора ВТ и ПС.

Антенна МНР параболического типа. Апертура антенны имеет форму эллипса с осями 1160 и 760 мм. Антенна формирует ДН «карандашного» типа с шириной не более 2° в горизонтальной и 3,2° в вертикальной плоскостях. Коэффициенты усиления не менее 35 дБ. Возможно изменение положения антенны в вертикальной плоскости от -36,6 до 21,6°. Азимутальное положение антенны фиксируется с точностью ±10'. Диапазон углов стабилизации ДН при нулевом значении угла наклона не менее ±20° по крену (угол тангажа равен нулю) и от -20 до 35° по тангажу (угол крена равен нулю). Динамическая погрешность стабилизации ДН не превышает 1°. Управляемый магнитный поляризатор и диэлектрический фазовращатель ПФВ (в блоке ПП) служит для получения вертикальной, наклонной (45°) и горизонтальной поляризации сигнала. При наклонной поляризации частично подавляются мешающие отражения от ГМО и изотропных отражателей (режим «Метео») и улучшается выделение целей на фоне волнующейся водной поверхности (режим «Земля»). Масса АБ не более 20 кг.

Антенный блок сигналов радиомаяков-ответчиков АБ РМО служит для приема сигналов наземных РМО, а также для излучения и приема контрольных сигналов. Ширина ДН антенны РМО составляет 180° в горизонтальной и 120° в вертикальной

плоскостях. Антенна (массой не более 0,5 кг) располагается под фюзеляжем ЛА.

Передатчик Прд содержит магнетронный генератор МГ, связанный с антенной через направленный ответвитель НО и циркулятор Ц. В СВЧ тракт включены также управляемый регулятор мощности и волноводный коммутатор. Модулятор М выполнен по схеме с частичным разрядом накопительной емкости.

Приемник Прм РЛ имеет двухканальный УПЧ. Канал с линейной амплитудной характеристикой служит для усиления сигналов малой интенсивности, а с логарифмической — для расширения динамического диапазона Прм. Полоса пропускания УПЧ изменяется дискретно в соответствии с длительностью излучаемого импульса. Сигнал на Прм РЛ подается через устройство защиты УЗ (разрядник и ограничитель). Гетеродин Гет на отражательном клистроне подстраивается одноканальной АПЧ, цепь обратной связи которой замыкается через АЦП узла УПОИ. Приемник охвачен ВАРУ.

Приемник Прм РМО обрабатывает сигналы метрового диапазона. Видеосигналы выделяются детектором, включенным в блок УПЧД, и подаются на дешифратор ДРМО блока ФВИ. На усилитель УПЧД с перестраиваемой центральной частотой поступают также ответные сигналы РМО сантиметрового диапазона, принятые блоком БА РЛ. Гетеродин стабилизирован кварцевым резонатором. Формирователь контрольного сигнала ФКС и смеситель СмК используются при контроле тракта.

Узел первичной обработки информации УПОИ предназначен для преобразования видеосигналов в цифровую форму. При этом сигнал квантуется по времени (для получения 512 ячеек по дальности) и по амплитуде (для получения требуемого числа градаций по интенсивности). После накопления в ПЗУ и ОЗУ сигналы подвергаются отбраковке в аппаратуре первичной обработки ПОИ. Аналоговый видеосигнал ВС после цифроаналогового преобразователя ЦАП направляется в блок управления и обработки

информации. Цифровой сигнал (1536 разрядов) вместе со служебной информацией в виде фазоманипулированного кода через регистр РШД (узла синхронизации У Синх) поступает в скоростную шину данных и передается на СЭИ.

Синхронизатор Синх вырабатывает сигналы СС, предназначенные для синхронизации узлов и блоков МНР.

Блок формирователя временных интервалов ФВИ содержит датчик меток госопознавания МГО, дешифраторы ответных сигналов ДРМО и слов управления ДСУ и формирователь ФКЗ кода запроса КЗ.

Индикатор МНР входит в СЭИ и обеспечивает пилота информацией, необходимой для управления ЛА. Используется развертка телевизионного типа с числом цветовых градаций не менее восьми. Возможен сдвиг изображения на экране влево или вправо для наблюдения целей на краю зоны обзора МНР. На индикаторе отобра-

жается дополнительная информация: режимы работы МНР; калибровочные метки дальности (первые четыре через 25 км, остальные — через 100 км); калибровочные метки курсовых углов (через 30°); направление и угол наклона антенны и результаты контроля исправности основных элементов МНР, полученные от системы встроенного контроля.

Встроенный контроль охватывает все элементы МНР. Наряду с постоянным контролем работоспособности АБ и ПП в режиме «Контроль» проверяется совместная работоспособность блоков каналов гиростабилизации, программного обзора и прохождения сигнала через узлы обработки в скоростную шину передачи данных. Канал приема сигналов РМО контролируется по специальному сигналу, который в определенный момент времени подается на контрольный вход Прм РМО. Работоспособность оценивается по прохождению контрольного сигнала.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

А — антенна
 АМ — амплитудная модуляция
 АМС — амплитудно-модулированный сигнал
 АП — аппаратура потребителей
 АПЧ — автоподстройка частоты
 АРК — автоматический радиоконтакт
 АФУ — антенно-фидерное устройство
 АЦП — аналого-цифровой преобразователь
 АЧХ — амплитудно-частотная характеристика
 БА — бортовая аппаратура
 БМС — балансно-модулированный сигнал
 ВПП — взлетно-посадочная полоса
 ВКФ — взаимно-корреляционная функция
 ГРЧ — генератор радиочастоты
 ДН — диаграмма направленности
 ДИСС — доплеровский измеритель скорости и сноса
 ИКО — индикатор кругового обзора

ИНС — инерциальная навигационная система
 КДП — командно-диспетчерский пункт
 ЛА — летательный аппарат
 МЛА — место летательного аппарата
 МНР — метеонавигационный радиолокатор
 МО — местные объекты
 НК — навигационный комплекс
 НП — навигационный параметр
 ОЗУ — оперативное запоминающее устройство
 ОС — опорная станция
 ПЗУ — постоянное запоминающее устройство
 ПМЛА — пространственное место ЛА
 Прд — передатчик
 Прм — приемник
 ПРС — преобразованный сигнал
 ПУТ — приемно-усилительный тракт
 РВ — радиовысотомер
 РМ — радиомаяк

РНС — радионавигационная система
 РНТ — радионавигационная точка
 РНУ — радионавигационное устройство
 РП — радиопеленгатор
 РС — радиостанция
 РЭА — радиоэлектронная аппаратура
 РЭО — радиоэлектронное оборудование
 САУ — система автоматического управления
 СБН — система ближней навигации
 СДН — система дальней навигации
 СКП — средняя квадратичная погрешность
 См — смеситель
 СНС — спутниковая навигационная система
 СП МД — система посадки метрового диапазона
 СП СД — система посадки сантиметрового диапазона
 СПУ — самолетное переговорное устройство
 УБН — устройство ближней навигации
 УВД — управление воздушным движением
 УНЧ — усилитель низких частот
 УПЧ — усилитель промежуточной частоты
 УРЧ — усилитель радиочастот
 ФАП — фазовая автоподстройка (ФАПЧ) — фазовая автоподстройка (частоты)
 ФАР — фазированная антенная решетка
 ФМ — фазовая модуляция
 ЦВМ — цифровая вычислительная машина
 ЧМ — частотная модуляция
 ШИМ — широтно-импульсная модуляция
 ЭЛТ — электронно-лучевая трубка

ЭВЧ — эталон времени и частоты
 C/A — Clear Acquisition — легко обнаруживаемый код (сигнал) грубого местоопределения
 CMN — Control Motion Noise — шумовая погрешность управления
 DME — Distance Measurement Equipment (Precision) — оборудование для измерения дальности (точное)
 (DME/P)
 ICAO — International Civil Aviation Organization — Международная организация гражданской авиации
 ILS — Instrument Landing System — система посадки по приборам
 Loran — Long-Range Aid to Navigation — средство дальней навигации
 MLS — Microwave Landing System — система посадки сантиметрового диапазона
 Navstar — Navigation Satellite Providing Time and Range — спутниковая РНС определения дальности и времени
 P — Protected (signal) — закрытый код (сигнал) точного местоопределения
 PFE — Path Following Error — погрешность поддержания траектории
 PFN — Path Following Noise — шумовая погрешность поддержания траектории
 PPS — Precision Positioning Signal — код (сигнал) точного местоопределения
 SPS — Standard Positioning Signal — код (сигнал) стандартного (грубого) местоопределения
 VOR — VHF Omnidirectional Radio Range — всенаправленный радиомаяк УКВ диапазона

СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

Авиационная радиосвязь. Международные стандарты и рекомендации. Приложение 10 к Конвенции о международном гражданском авиации. Т. 1, ч. 1 (издание 3), ICAO, 1972. 305 с.

Аппаратура потребителей СРНС «Навстар». Ч. I и II/А. И. Волюнкин, И. В. Кудрявцев, И. Н. Мищенко, В. С. Шебшаевич//Зарубежная радиоэлектроника. 1983. № 4. С. 70—91; № 5. С. 59—83.

Астафьев Г. П., Олянюк П. В. Радиотехнические средства навигации и посадки. М.: Транспорт, 1982. 28 с.

Беляевский Л. С., Новиков В. С., Олянюк П. В. Основы радионавигации. М.: Транспорт, 1982. 288 с.

Бортовые радиоустройства посадки самолетов/И. А. Хаймович, П. А. Иванов, Ю. Е. Устроенов и др. М.: Машиностроение, 1980. 328 с.

Виницкий А. С. Автономные радиосистемы. М.: Радио и связь, 1986. 336 с.

Глобальные радионавигационные системы. Тематический выпуск. ТИИЭР, 1983, 71, № 10.

Жуковский А. П., Оноприенко Е. И., Чижов В. И. Теоретические основы радиовысотометрии. М.: Сов. радио, 1979. 320 с.

Жуковский А. П., Расторгуев В. В. Автономные комплексированные устройства и системы управления. М.: МАИ, 1981. 67 с.

Кинкулькин И. Е., Рубцов В. Д., Фабрик М. А. Фазовый метод определения координат. М.: Сов. радио, 1979. 280 с.

Кожухарь Е. Л., Сосновский А. А., Хаймович И. А. Особенности эксплуатации радиомаячных систем посадки самолетов. М.: Транспорт, 1982. 184 с.

Колчинский В. Е., Мандуровский И. А., Константиновский М. Н. Автономные доплеровские устройства и системы навигации летательных аппаратов. М.: Сов. радио, 1975. 432 с.

Кондратьев В. С., Котов А. Ф., Марков Л. Н. Многопози-

ционные радиотехнические системы/Под ред. В. В. Цветнова. М.: Радио и связь, 1986. 264 с.

Олянюк П. В., Астафьев Г. П., Грачев В. В. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации. М.: Транспорт, 1983. 320 с.

Радиолокационные системы воздушных судов/П. С. Давыдов, А. И. Козлов, В. С. Уваров и др.; Под ред. П. С. Давыдова, М.: Транспорт, 1988. 359 с.

Радионавигационные системы летательных аппаратов/П. С. Давыдов, В. В. Кренишин, И. Н. Хресин и др.; Под ред. П. С. Давыдова. М.: Транспорт, 1980. 448 с.

Радионавигационные системы сверхдлинноволнового диапазона/С. В. Волошин, Г. А. Семенов, А. С. Гузман и др.; Под ред. П. В. Олянюка, Г. В. Говорюшкина. М.: Радио и связь, 1985. 264 с.

Сантиметровые системы посадки самолетов/В. М. Бенин, Е. И. Шолупов, В. А. Кожевников, И. А. Хаймович. М.: Машиностроение, 1985. 224 с.

Сетевые спутниковые радионавигационные системы/В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др.; Под ред. П. П. Дмитриева и В. С. Шебшаевича. М.: Радио и связь, 1982. 272 с.

Сосновский А. А., Хаймович И. А. Авиационная радионавигация: Справочник. М.: Транспорт, 1980. 255 с.

Сосновский А. А., Хаймович И. А. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов: Справочник. М.: Транспорт, 1987. 256 с.

Сосновский А. А., Хаймович И. А., Шолупов Е. И. Радиомаячные системы посадки самолетов. М.: Машиностроение, 1974. 256 с.

Флеров А. Г., Тимофеев В. Т. Доплеровские устройства и системы навигации. М.: Транспорт, 1987. 191 с.

Ярлыков М. С. Статистическая теория радионавигации. М.: Радио и связь, 1985. 344 с.

- Альманах СНС 73
 Аппаратура бортовая интегрированная 23
 База опорных станций 42
 Вероятность доверительная 5
 Высота слепая 227
 Высотность 203
 Гониометр 134
 Дальномер самолетный СД-75 128
 Дальность прямой видимости 109
 Измерители информативного параметра сигнала 28
 Измеритель скорости и сноса доплеровский:
 параметры основные 219
 — — — нормы 229
 с немодулированным сигналом 219
 — — — вертолетный, особенности 224
 — — — ДИСС-016 233
 — — — принцип действия 222
 структурная схема обобщенная 230
 с ЧМ сигналом 219
 — — — ДИСС-013 235
 — — — основные особенности 226
 — — — принцип действия 225
 факторы, влияющие на точность 229
 Интеграция бортовой РЭА 22
 Канал частотно-кодовый 96
 Калман, метод 30
 — фильтр 31
 Комплекс бортовой:
 навигационный 36
 — параметры основные 40
 навигационно-посадочный 40
 — — ближнего магистрального самолета 41
 — — среднего магистрального самолета 42
 основные системы 38
 посадочный 38
- Комплексирование измерителей 32
 Коэффициент:
 глубины пространственной модуляции 154
 масштабный 18
 обратного рассеяния 203
 погрешности линии положения 19
 Линия:
 глиссადы 149, 184
 изочастотная 221
 курса 149, 184
 положения 5
 Место ЛА 5
 — пространственное 5
 Методы радионавигации 7
 Навигация авиационная, основная задача 6
 Оптимизация обработки сигнала 29, 30
 Ортодромия 5
 Параметры:
 информативные сигналы 5, 11
 навигационные 5, 13
 тактические 14
 технические 16
 Пеленг ЛА 129
 Площадь рассеяния цели эффективная 237
 Поверхность подстилающая 203
 — положения 5
 Погрешность:
 аппаратурная 25
 динамическая 25, 29
 методическая 25
 определения линии положения 18
 — МЛА 19
 — ПМЛА 19
 радиодевiations 142
 смещения 212, 229
 средняя квадратическая 15
 флуктуационная 25, 29
 — методическая 212, 230
- Поле точностное 17
 Полоса пропускания измерительная оптимальная 30
 Полусектор глиссადы 150
 Прембула 185
 Пригодность эксплуатационная (доступность) 16
 Радиовысотомер:
 А-031 215
 А-037 216
 импульсный 205
 определение высоты полета 204
 параметры 204, 209
 РВ-5 213
 узкополосный 208
 факторы, влияющие на параметры 209
 частотный 204, 206
 широкополосный 207
 Радиокompас автоматический:
 амплитудный 134
 АРК-15 146
 АРК-22 147
 параметры основные 131, 140
 — — тестированные 140
 фазовый 136
 факторы, влияющие на точность 141
 Радиолокатор метеонавигационный:
 А-813 («Контур-10») 250
 «Буран-85» 252
 «Гроза» 247
 «Градиент» 248
 классы 239
 параметры основные 238
 — — гостированные 243
 принцип действия 241
 факторы, влияющие на дальность действия 244
 функции 238
 Радиомаяк:
 азимутально-дальномерный 96
 — РСБН-4Н 116
 азимутальный 96
 — доплеровский VOR (DVOR) 119
 — VOR 118
 глиссадный 150
 — ГРМ-75 175
 — ГРМ-80 177
 — РМГ-70 173
 дальномерный 91
 — DME 120
 — DME/P 193
 курсовой 150
 — КРМ-75 175
 — КРМ-80 176
 — РМК-70 171
- Радиомаяки System-4000 121
 — угломерные СП СД 186
 Радиопеленгатор:
 автоматический 130
 — амплитудный 132
 — фазовый доплеровский 133
 АРП-6/АРП-7 142
 АРП-75 143
 АРП-80 148
 параметры основные 130
 Радиостанции приводные 130
 — — типы 148
 — — требования к параметрам 148
 Радиоустройства ближней навигации:
 определение НП 131
 параметры 140
 типы 130
 Развязка 203
 Разность глубин модуляции 152
- Сектор курса 150
 — пропорционального наведения 185
 Сигнал зондирующий 237
 — преобразованный 203, 222
 Синхронизация в СДН 43
 Система Geostar:
 общие сведения 74, 76
 принцип действия 83
 сигнал 87
 Система «Глонасс»:
 общие сведения 76
 сигнал 86
 Система Granas:
 общие сведения 74, 77
 принцип действия 84
 сигнал 87
 Система комплексная:
 определение скорости 34
 определения скорости и МЛА 36
 типы 34
 точность 33
 Система Logan-C:
 аппаратура потребителей 69
 — — измерение разности фаз 52
 — — поиск сигнала 49
 — — синхронизация 51
 навигационный сигнал 48
 — — нормы на параметры 59
 оборудование наземное 66
 параметры основные 44
 принцип действия 48
 Система Navsat:
 аппаратура потребителей 95
 общие сведения 74, 76
 принцип действия 83
 сигнал 86

Система Navstar:
аппаратура потребителей 93
общие сведения 74, 75
принцип действия 82
сигнал 85

Система Omega:
аппаратура потребителей 70
— — измерение разности фаз 56
— — поиск и синхронизация 54
дифференциальные варианты 65
навигационный сигнал 54
— — нормы на параметры 60
оборудование наземное 67
параметры основные 44
принцип действия 54

Система РСБН:
аппаратура бортовая РСБН-7С 122
— — модернизированная 125
канал азимута 98
— дальности 103
— индикации 107
— посадки 106
оборудование наземное 116
параметры основные 97
— — нормы 110
сигналы 111

Система Тасап:
общие сведения 97
параметры основные 97

Система VOR/DME:
аппаратура бортовая, канал азимута 126
— — дальности 128
канал азимута 100
— — нормы на параметры 112
— дальности 105
— — нормы на параметры 112
параметры основные 97

Системы ближней навигации:
аппаратура бортовая 122
канал азимута 98
— дальности 98, 102
оборудование наземное 116
определение МЛА 97
параметры основные 97, 108
типы 96
факторы, влияющие на пропускную способность 115
— — — точность 114

Системы дальней навигации:
аппаратура потребителей 43, 68
— — интегрированная 71
— — нормы на основные параметры 68
— — формирование навигационной информации 46

дифференциальные 65
многозначность фазовых измерений 48
оборудование наземное 66
параметры основные 44
— — нормы 59, 60
особенности определения МЛА 44
типы 44
факторы, влияющие на точность 60

Системы координат 9

Системы навигационные спутниковые:
аппаратура потребителей 93
— — поиск сигнала 80
— — измерения 81
дифференциальные 91
определение МЛА 77
— вектора скорости 78
передача навигационной информации 79
разделение сигналов 80
типы 74
факторы, влияющие на точность 88
характеристики основные 74

Системы радионавигационные 5
— — типы 43

Системы посадки метрового диапазона:
аппаратура бортовая «Курс МП-2» 178
— — «Курс МП-70» 182
— — «Ось-1» 180
— — параметры основные 178
— — — нормируемые 166
— — режимы 177
— — факторы дестабилизирующие 1700
канал глиссады 149, 152
— — с двухканальным ГРМ 157
— — систем типа СП-50 156
— — с «опорным нулем» 157
— — с равносигнальным ГРМ 157
— клиренса 150, 157
— курса 149, 152
— — с двухканальным КРМ 155
— — систем типа СП-50 153
— — с «опорным нулем» 1555
— — с равносигнальным КРМ 154
— маркерный 149, 152
категории 150
оборудование наземное системы СП-70 171
— — СП-75 174
— — СП-80 175
параметры 151, 158
— ГРМ, нормы ICAO 164
— КРМ, » ICAO 161
— МРМ, > ICAO 165

типы 151
факторы, влияющие на параметры 108
формирование посадочной информации 151

Системы посадки сантиметрового диапазона:
аппаратура бортовая дальномерной подсистемы 202
— — нормы ICAO 200
— — угломерной подсистемы 201
определение положения ЛА 187
параметры 185, 194
подсистема дальномерная 185
— — нормы ICAO 197
— угломерная 185, 189
— — нормы ICAO 194
разделение функций временное 187, 196, 199
сигналы 188
формирование посадочной информации 188

Скорость:
путевая 5
радиальная 218
распространения радиоволн 6

Способность:
пропускная 15
разрешающая 237

Средства обеспечения полета радиотехнические 5, 11
Станция опорная 43

Точка:
опорная 150, 185
отсчета 185
радионавигационная 5

Точность:
определения МЛА 17
— ПМЛА требуемая 25
— РНС 15, 16

Угол:
глиссады 150
радиостанции курсовой 129
сноса 5

Устройство радионавигационное 5
— — физическая природа 6

Фактор геометрический 22
Формат сигнала 43

Цепочка опорных станций 43
Центр ЛА электрический 142

Частота доплеровская 218

Эталон времени и частоты 78
Эфемериды 73
Эшелонирование 25

Предисловие	3	Глава 5. Системы ближней навигации	96
Глава 1. Общие сведения о радионавигационных устройствах и системах	5	5.1. Термины и определения	96
1.1. Термины и определения	5	5.2. Назначение и типы систем ближней навигации	96
1.2. Радионавигационное обеспечение полетов	6	5.3. Формирование навигационной информации в СБН	97
1.3. Особенности радионавигационных средств обеспечения полетов	И	5.4. Принцип действия канала азимута СБН	98
1.4. Параметры радионавигационных средств обеспечения полетов	14	5.5. Принцип действия канала дальности СБН	102
1.5. Точность позиционных РНС	17	5.6. Принцип действия каналов посадки и индикации в системах типа РСБН	106
1.6. Интеграция бортовой РЭА	22	5.7. Параметры СБН	108
Глава 2. Бортовые навигационно-посадочные комплексы	25	5.8. Факторы, влияющие на точность и пропускную способность СБН	114
2.1. Термины и определения	25	5.9. Наземное оборудование СБН	116
2.2. Требования к точности навигационного и посадочного оборудования	25	5.10. Бортовая аппаратура СБН	122
2.3. Повышение точности при обработке информации в РНУ и РНС	28	Глава 6. Радиоустройства ближней навигации	129
2.4. Повышение точности и надежности при комплексировании датчиков навигационной информации	31	6.1. Термины и определения	129
2.5. Принцип построения комплексных навигационных систем	34	6.2. Назначение и типы устройств ближней навигации	130
2.6. Задачи и алгоритмы работы бортовых навигационно-посадочных комплексов	36	6.3. Формирование навигационной информации в УБН	131
2.7. Состав и параметры навигационно-посадочных комплексов	38	6.4. Принцип действия УБН	132
Глава 3. Системы дальней навигации	42	6.5. Параметры УБН	140
3.1. Термины и определения	42	6.6. Факторы, влияющие на точность АРК	141
3.2. Назначение и типы систем дальней навигации	43	6.7. Автоматические УКВ радиопеленгаторы	142
3.3. Формирование навигационной информации в СДН	44	6.8. Автоматические радиокompасы	145
3.4. Принцип действия систем типа Logon-C	48	6.9. Приводные радиостанции	148
3.5. Принцип действия систем типа Omega	54	Глава 7. Системы посадки метрового диапазона	149
3.6. Параметры СДН	58	7.1. Термины и определения	149
3.7. Факторы, влияющие на точность СДН	60	7.2. Назначение и типы систем посадки метрового диапазона	150
3.8. Дифференциальные варианты СДН	65	7.3. Формирование посадочной информации в СП МД	151
3.9. Наземное оборудование СДН	66	7.4. Принцип действия канала курса СП МД	153
3.10. Аппаратура потребителей СДН	68	7.5. Принцип действия канала глиссады СП МД	156
Глава 4. Спутниковые навигационные системы	73	7.6. Параметры СП МД	158
4.1. Термины и определения	73	7.7. Факторы, влияющие на параметры СП МД	168
4.2. Назначение и типы спутниковых навигационных систем	73	7.8. Наземное оборудование СП МД	171
4.3. Формирование навигационной информации в СНС	77	7.9. Бортовая аппаратура СП МД	177
4.4. Принцип действия СНС	82	Глава 8. Системы посадки сантиметрового диапазона	184
4.5. Сигналы СНС	85	8.1. Термины и определения	184
4.6. Факторы, влияющие на точность СНС	88	8.2. Назначение и состав систем посадки сантиметрового диапазона	185
4.7. Дифференциальные варианты СНС	91	8.3. Формирование посадочной информации в СП СД	187
4.8. Аппаратура потребителей СНС	93	8.4. Принцип действия угломерной подсистемы СП СД	189
		8.5. Принцип действия дальномерной подсистемы СП СД (ДМЕ/Р)	193
		8.6. Параметры СП СД	194
		8.7. Бортовая аппаратура СП СД	201
		Глава 9. Радиовысотомеры малых высот	203
		9.1. Термины и определения	203
		9.2. Назначение и типы радиовысотомеров малых высот	203
		9.3. Формирование навигационной информации в РВ	204
		9.4. Принцип действия радиовысотомеров малых высот	206
		9.5. Параметры радиовысотомеров	209
		9.6. Факторы, влияющие на диапазон высот и точность частотных радиовысотомеров	209
		9.7. Аппаратура радиовысотомеров малых высот	212

Глава 10. Доплеровские измерители скорости	218
10.1. Термины и определения	218
10.2. Назначение и типы доплеровских измерителей скорости	218
10.3. Формирование навигационной информации в ДИСС	220
10.4. Принцип действия ДИСС НМ	222
10.5. Принцип действия ДИСС ЧМ	225
10.6. Параметры ДИСС	227
10.7. Факторы, влияющие на точность ДИСС	229
10.8. Аппаратура ДИСС	230
Глава 11. Метеонавигационные радиолокаторы	237
11.1. Термины и определения	237
11.2. Назначение и типы метеонавигационных радиолокаторов	237
11.3. Формирование навигационной информации в МНР	239
11.4. Принцип действия МНР	241
11.5. Параметры МНР	243
11.6. Факторы, влияющие на дальность действия МНР	244
11.7. Аппаратура МНР	247
Условные обозначения	255
Список рекомендуемой литературы	257
Предметный указатель	258

Справочник специалиста

СОСНОВСКИЙ АНДРЕЙ АНАНЬЕВИЧ
ХАЙМОВИЧ ИЗИДОР АРОНОВИЧ
ЛУТИН ЭМИЛЬ АРКАДЬЕВИЧ
МАКСИМОВ ИГОРЬ БОРИСОВИЧ

АВИАЦИОННАЯ РАДИОНАВИГАЦИЯ

Предметный указатель составил *А. А. Сосновский*
Технический редактор *Л. Г. Дягилева*
Корректор-вычитчик *Л. В. Ананьева*
Корректор *Л. А. Шарпова*
ИБ № 4325

Сдано в набор 11.08.89 г. Подписано в печать 29.06.90. Т-00248. Формат 60×88¹/₁₆. Бум. офсетная № 2. Гарнитура литературная. Офсетная печать. Усл. печ. л. 16,17. Усл. кр.-отт. 16,17. Уч.-изд. л. 21,8. Тираж 6300 экз. Заказ 2371. Цена 1 р. 40 к. Изд. № 1-2-1/7 № 5143.

Ордена «Знак Почета» издательство «ТРАНСПОРТ», 103064, Москва, Басманный туп., 6а

Московская типография № 4 Государственного комитета СССР по печати 129041, Москва, Б. Переяславская, 46.