

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Ставропольское высшее военное авиационное инженерное училище
(военный институт) имени маршала авиации В.А. Судца

А.В. Баженов, Г.И. Захаренко, А.Н. Бережнов, К.Ю. Савченко

РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Учебное пособие

Допущено Учебно-методическим объединением высших учебных заведений Российской Федерации по образованию в области эксплуатации авиационной и космической техники в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки дипломированных специалистов 652700 «Испытания и эксплуатация авиационной и ракетно-космической техники»

Ставрополь
Издание училища
2007

УДК 629.123.053

ББК 39.471

Баженов, А.В. РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ/
Учебное пособие. [Текст]/ А.В. Баженов, Г.И. Захаренко, А.Н.
Бережнов, К.Ю. Савченко./ Под ред. А.В. Баженова – Ставрополь:
СВВАИУ(ВИ) , 2007. – 202с.

Учебное пособие написано в соответствии с учебным планом дисциплины «Радионавигационные системы» специальностей 201300 «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования». В нем изложены теоретические основы построения и функционирования авиационных радионавигационных устройств и систем. Приведены примеры реализации теоретических положений в бортовом навигационном оборудовании современных воздушных судов.

Труд по написанию учебного пособия распределен следующим образом. Баженовым А.В. написаны введение и первый раздел. Савченко К.Ю. написан второй раздел учебного пособия. Бережновым А.Н. написаны главы 3.1-3.4. Захаренко Г.И. написан четвертый раздел и главы 3.5-3.7. Общая редакция учебного пособия выполнена Баженовым А.В.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
1 ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ	7
1.1 Основные понятия и определения	7
1.2 Системы координат, используемые при решении навигационных задач	12
1.3 Навигационные элементы и навигационные параметры	26
1.4 Способы определения местоположения воздушного судна	31
1.5 Способы полета ВС по заданной траектории и выхода на цель	34
1.6 Математическая модель навигационного радиосигнала	38
1.7 Классификация радионавигационных систем по характеру измеряемых параметров	50
2 ТОЧНОСТЬ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ МЕСТООПРЕДЕЛЕНИЯ	61
2.1 Погрешности измерения радионавигационного параметра	61
2.2 Погрешности определения линий положения радионавигационных систем	63
2.3 Погрешности определения координат объекта позиционным методом	67
2.4 Рабочие зоны радионавигационных систем	69
2.5 Влияние геометрического фактора радионавигационной системы и условий распространения радиоволн на точность определения местоположения объекта	74
3 АВИАЦИОННЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ	77
3.1 Угломерные радионавигационные системы	77
3.2 Дальномерные системы	86
3.3 Угломерно-дальномерные системы	103
3.4 Разностно-дальномерные системы	113
3.5 Радиомаячные системы посадки	129
3.6 Измерители путевой скорости	139
3.7 Многопозиционные спутниковые системы радионавигации	156
4 КОМПЛЕКСНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ	181

4.1 Основы теории построения комплексных систем навигации	181
4.2 Оптимальная обработка информации в комплексных системах навигации	184
4.3 Реализация методов комплексирования в бортовых пилотажно-навигационных комплексах	194
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	201

ВВЕДЕНИЕ

Успешное освоение человечеством воздушно-космического пространства определило развитие нового направления древнейшей науки навигации – воздушной навигации. Первоначальный смысл латинского слова *navigatio* – плыть на судне (другой вариант перевода – мореплавание). В наше время это понятие приобрело новое содержание, включающее плавание в воздушном океане и даже в космическом пространстве.

Современное разнообразие транспортных средств не меняет сути решаемой навигационной задачи: для любого движущегося объекта необходимо определить такой путь движения, который бы обеспечивал наилучшие показатели качества. После определения заданного пути следует осуществлять оценку степени близости реальной траектории и той, которая была определена как наилучшая. Чтобы оценить величину ошибки, необходимо, в свою очередь, определить место положения движущегося объекта в той же системе координат, в которой определен заданный путь. По величине отклонения текущих координат объекта от рассчитанных ранее формируется вектор управляющих воздействий, направленный на устранение рассогласования.

Термин «навигация» традиционно не применяется к вождению объектов, траектории движения которых заранее жестко определены и положение которых в любой момент времени известно, например железнодорожных составов.

Материал учебного пособия излагается в соответствии с перечисленными этапами решения навигационной задачи:

изучение основ самолетовождения как процесса управляемого перемещения воздушного судна (ВС) из одной точки пространства в другую по некоторой наиболее предпочтительной траектории;

рассмотрение методов определения местоположения ВС;

анализ факторов, влияющих на точность функционирования наземного и бортового навигационного оборудования;

реализация методов определения местоположения ВС различными техническими средствами.

Основой успешного самолетовождения является комплексное применение технических средств, которое заключается в том, что самолетовождение осуществляется с помощью не одного какого-либо средства, а нескольких. При этом результаты навигационных опреде-

лений, полученные с помощью одних средств, уточняются с помощью других средств. Такое дублирование исключает возможность допущения грубых ошибок, повышает точность и надежность самолетовождения.

Для правильного решения вопросов комплексного применения технических средств самолетовождения необходимо знание принципов работы тех или иных средств, их возможностей и способов использования для решения различных навигационных задач.

Авиационная техника и технические средства самолетовождения непрерывно развиваются. Современные самолеты оснащаются автоматизированными навигационными комплексами, значительно повышающими точность, надежность и безопасность самолетовождения. Широкое применение получают системы для автоматического самолетовождения по маршруту и для автоматического захода на посадку

Для эксплуатации радионавигационного оборудования современных самолетов и самолетов ближайшего будущего нужны высококвалифицированные инженеры, глубоко знающие теорию и в совершенстве владеющие практикой радионавигации.

1 ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

1.1 Основные понятия и определения

Вождение самолета, самолетовождение, воздушная навигация — под этими терминами понимают совокупность действий членов летного экипажа и наземных операторов по определению местонахождения самолета и направлению его к цели полета.

Под самолетовождением понимается также комплекс действий экипажа самолета и работников службы движения, направленных на обеспечение безопасности, наибольшей точности выполнения полетов по установленным трассам (маршрутам) и прибытия в пункт назначения в заданное время.

Основными задачами экипажа ВС при осуществлении самолетовождения являются:

1. Точное выполнение полета по установленной трассе (маршруту).
2. Определение навигационных элементов, необходимых для выполнения полета по установленному маршруту или поставленной специальной задачи (воздушная разведка, бомбометание и др.).
3. Обеспечение прибытия самолета к пункту назначения и выполнение посадки на аэродроме в заданное время.
4. Обеспечение безопасности полета.

Для решения указанных задач экипаж использует современные технические средства самолетовождения, которые подразделяются по месту расположения, характеру использования и принципу действия.

По месту расположения технические средства делятся на самолетные (бортовые) и наземные, а по характеру использования — на автономные и неавтономные. Автономными называются такие средства, применение которых не требует специального наземного оборудования. Неавтономными называются средства, которые выдают информацию на основе их взаимодействия с наземными устройствами.

По принципу действия технические средства самолетовождения делятся на четыре группы:

1. Геотехнические средства самолетовождения, основанные на измерении различных параметров естественных (геофизических) полей Земли. К этой группе относятся магнитные компасы, барометри-

ческие высотомеры, указатели воздушной скорости, термометры наружного воздуха, часы, гиropolукомпасы, дистанционные гироманитные и гироиндукционные компасы, курсовые системы, авиагоризонты, указатели поворота, оптические визиры, навигационные индикаторы, инерциальные системы и др. Большинство из этих средств устанавливается на всех самолетах и используется в любом полете; они применяются также при пользовании другими техническими средствами самолетовождения.

2. Радиотехнические средства самолетовождения, основанные на измерении параметров электромагнитных полей, излучаемых специальными устройствами, находящимися на борту самолета или на земле. К ним относятся: самолетные радиоконпасы и связные радиостанции, радиовысотомеры, самолетные радиолокационные станции, доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса, наземные радиопеленгаторы, приводные и радиовещательные станции, радиомаяки, радиомаркеры и наземные радиолокаторы.

Самолетное радионавигационное оборудование и наземные радиотехнические устройства образуют системы самолетовождения. По дальности действия последние делятся на системы дальней навигации (свыше 1000 км), ближней навигации (до 1000 км) и системы посадки самолетов.

Радиотехнические средства широко применяются при выполнении полетов на больших высотах, над морем, безориентирной местностью, в сложных метеорологических условиях и ночью, а также при заходе на посадку.

3. Астрономические средства самолетовождения, основанные на использовании небесных светил и искусственных спутников Земли. К этой группе средств относятся астрономические компасы, авиационные секстанты, астрономические ориентаторы, приемоиндикаторы спутниковой радионавигационной системы (СРНС).

Преимуществом астрономических средств является их автономность, помехозащищенность и независимость точности их работы от дальности и продолжительности полета. Они могут применяться в любое время суток и в любом месте земного шара для выдерживания направления полета и определения местонахождения самолета.

4. Светотехнические средства самолетовождения, основанные на использовании бортовых или наземных источников света. К этой группе средств относятся светомаяки, прожекторы, огни

посадочных систем, пиротехнические (дымовые шашки, пирофаке-лы и др.), ориентирные бомбы и знаки. Они облегчают ведение ориентировки и посадку самолетов в сложных метеорологических усло-виях и ночью.

Кроме рассмотренных технических средств для самолетовожде-ния экипаж использует полетные и бортовые карты, штурманские счетно-измерительные инструменты, различные графики и таблицы.

Разнообразные технические средства самолетовождения, имею-щиеся в распоряжении экипажей ВС, при умелом их использовании позволяют выполнять полеты точно по заданному маршруту и обес-печивать прибытие самолета в пункт назначения в заданное время.

Условимся при изложении материала учебного пособия, предна-значенного в большей степени для инженерно-технического состава и не содержащего детального анализа вопросов управления воздушным движением и тем более вопросов пилотирования ВС, рассматривать навигацию лишь как средство информационного обеспечения само-летовождения.

Таким образом, далее под навигацией понимается наука о ме-тодах и средствах получения информации о положении и движе-нии подвижных объектов и о методах и средствах их вождения из одной точки пространства в другую по обусловленным траекто-риям в установленное время. При этом под подвижными объектами понимаются воздушные суда и космические аппараты. С учетом фи-зических принципов, заложенных в основу применяемых методов и средств, радионавигация — наука о радиотехнических методах и средствах получения информации о положении и движении под-вижных объектов, а также о радиотехнических методах и средст-вах их вождения из одной точки пространства в другую.

Совокупность параметров, характеризующих координаты ВС и их производные по времени, называют параметрами движения. Эти параметры и измеряют в процессе навигации подвижных объектов.

На первый взгляд, поскольку ВС не нужны проторенные дороги, экипаж волен выбирать любой вариант движения от аэродрома выле-та до аэродрома посадки, при этом для экономии времени и топлива предпочтение отдается полету по прямой. Однако с целью безопасно-сти воздушного движения разработано много ограничений на выбор траектории полета. Тем не менее, при решении навигационных задач перемещение объекта должно выполняться по оптимальной (наивы-годнейшей по какому-либо критерию) траектории.

В навигации **траекторией** (в частности, полета) называется пространственная кривая, по которой перемещается центр масс подвижного объекта в процессе его перемещения. Проекция траектории полета на земную поверхность называется **линией пути (маршрутом)**. Заданной траектории полета соответствует **линия заданного пути (ЛЗП)**. Проекция траектории полета на вертикальную плоскость именуется **профилем полета**. Точка земной поверхности, над которой находится подвижный объект, называется **местом ВС** или его **местоположением**.

Кроме ЛЗП различают также линию фактического пути (ЛФП), соответствующую траектории действительного движения. Основная часть линии пути расположена между исходным пунктом маршрута (ИПМ) и конечным пунктом маршрута (КПМ).

В настоящее время при характеристике самолетовождения различают двухмерную, трехмерную и четырехмерную навигацию. Для двухмерной навигации характерно задание и выдерживание только маршрута полета. В трехмерной навигации к этому добавляется задание и контроль профиля полета. Для четырехмерной навигации необходимы жесткая «привязка» маршрута ко времени и контроль текущего времени прохождения точек маршрута.

Выполнение заданной программы перемещения подвижных объектов при всем многообразии задач, как правило, делится на отдельные этапы, последовательное и успешное решение которых обеспечивает выполнение поставленной задачи.

Таковыми этапами процесса воздушной навигации летательных аппаратов (ЛА) могут, например, являться (рисунок 1.1): взлет ЛА; построение заданного порядка группы ЛА; выход на исходный пункт маршрута (ИПМ); выход на ЛЗП; контроль и исправление пути при отклонениях от ЛЗП, а также маневрирование на маршрутном полете вплоть до выхода в район заданного (конечного) пункта (КПМ); выход на заданный пункт; выход на исходный пункт маршрута при возврате на аэродром посадки, то есть на исходный пункт обратного маршрута; выход на линию обратного пути; контроль и исправление пути обратного маршрута; выход на аэродром посадки, посадка ЛА.

При взлете самолет движется от момента старта на взлетно-посадочной полосе (ВПП) до набора условной высоты препятствия на подходах к аэродрому, отсчитываемой от уровня ВПП, и достижения безопасной скорости взлета.

На этапе набора заданной высоты скорость полета увеличивается, самолет выводится к исходному пункту маршрута с заданным путевым углом и расчетной высотой.

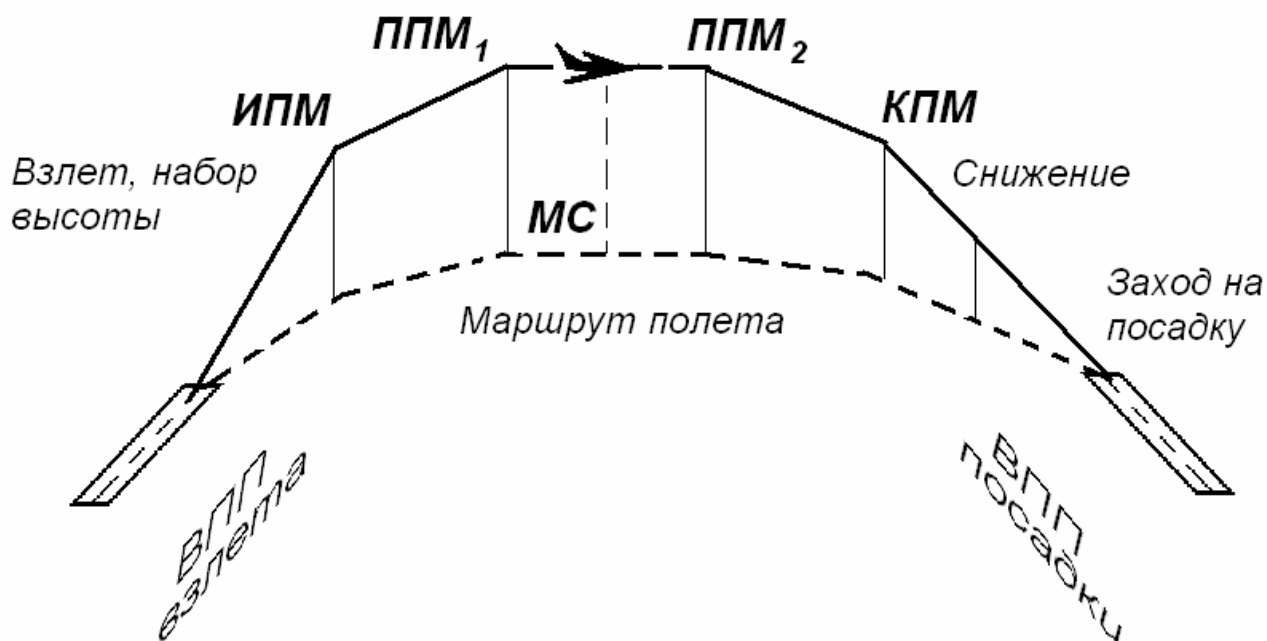


Рисунок 1.1 – Этапы полета

В процессе полета возможны изменения направления движения в поворотных пунктах маршрута (ППМ). Завершается маршрутный полет в конечном пункте маршрута. ИПМ и КПМ выбираются на некотором расстоянии от аэродромов взлета и посадки в связи с тем, что траектория движения самолета в районе аэродрома зависит от метеорологических и других условий и заранее не может быть точно указана.

Полет ВС военного назначения может содержать дополнительные этапы, такие как: выполнение прорыва зоны противовоздушной обороны противника; обеспечение условий для применения авиационных средств поражения и т.д.

В любом случае **основными задачами навигации являются:**

1. Обеспечение точного перемещения подвижного объекта по заданной траектории;
2. Точный вывод подвижного объекта в заданный пункт в назначенное время наиболее выгодным для данных условий способом.

Для успешного выполнения этих задач необходимо ответить на следующие вопросы: 1) где находится подвижный объект в данный момент; 2) куда необходимо перемещаться в дальнейшем; 3) каким способом следует перемещаться, чтобы прибыть в заданные пункты

(цель, аэродром посадки и т. д.) в назначенное время с учетом нахождения поблизости других объектов и с обеспечением требуемого уровня безопасности перемещения.

Для ответа на первый вопрос необходимо определить текущие координаты местоположения объекта и его высоту в определенной системе координат. Второй вопрос требует знания координат цели движения к необходимому моменту времени в той же системе координат. Чтобы ответить на третий вопрос, необходимо знать параметры движения данного объекта и окружающих его других объектов (скорость, ускорение, угловые координаты объекта и их производные) и определить необходимые значения новых параметров движения, обеспечивающих вывод объекта в заданный пункт в назначенное время с требуемым уровнем безопасности перемещения.

1.2 Системы координат, используемые при решении навигационных задач

Давая математическое описание движения ВС в околоземном и космическом пространстве, следует рассматривать их как точки, а параметры движения - как векторы в некотором функциональном пространстве (навигационном пространстве).

Для того чтобы математически описать различия между положением и параметрами движения ВС в навигационном пространстве, вводится понятие метрики пространства, т.е. способа, в соответствии с которым каждой паре точек пространства, например a_1 и a_2 , может быть поставлено в соответствие некоторое вещественное неотрицательное число $d(a_1, a_2)$, имеющее смысл расстояния между ними. Обычно этот способ удовлетворяет следующим правилам:

$$d(a_1, a_2) = 0, \quad \text{если } a_1 = a_2;$$

$$d(a_1, a_2) = d(a_2, a_1);$$

$$d(a_1, a_3) \leq d(a_1, a_2) + d(a_2, a_3).$$

Смысл первых двух условий очевиден. Смысл введения третьего условия, которое называется «правилом треугольника», в том, что оно является формальным выражением следующего требования в метрике: если две точки близки к третьей, то они должны быть близки между собой.

Для характеристики навигационного пространства должна выбираться такая метрика, которая наиболее полно может описать отличие положения двух воздушных судов одним числом. В частности, если элементами пространства являются два вектора $\bar{x} = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_n\}$, $\bar{y} = \{y_1, y_2, y_3, \dots, y_n\}$ и для каждого из них введены нормы $\|\bar{x}\|$ и $\|\bar{y}\|$, представляющие собой неотрицательные вещественные числа

$$\|\bar{x}\| = \sqrt[n]{\sum_{i=1}^n x_i^2},$$

то в рассматриваемом пространстве расстояние между векторами

$$d(\bar{x}, \bar{y}) = \|\bar{x} - \bar{y}\| = \sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - y_i)^2}.$$

Пространство с метрикой данного вида называется линейным евклидовым пространством. Группа величин, дающая n -мерную характеристику каждому элементу используемого пространства, носит название координат.

Представление навигационного пространства линейным является некоторым упрощением, в общем случае его следует полагать искривленным (риманово пространство), так как траекторию электромагнитных волн, используемых для передачи навигационной информации, не всегда можно свести к лучевой. Однако в современных условиях для уменьшения вычислительных затрат алгоритмы решения навигационных задач для неевклидовых пространств принято представлять как обобщение алгоритмов обычной евклидовой навигации.

Рассмотрим способы задания координат в трехмерных навигационных пространствах с линейной метрикой.

Для определения местоположения ВС достаточно представить его некоторой материальной точкой. В этом случае в зависимости от масштабов перемещений объектов можно использовать местные и глобальные системы координат, не учитывающие положение осей ВС в пространстве.

Местные системы координат, начало которых связывается с Землей, используются в качестве систем отсчета при сравнительно небольших перемещениях, когда кривизной Земли можно пренебречь

и ее поверхность считается плоской. По своей форме они могут быть декартовыми прямоугольными координатами, цилиндрическими и сферическими. Местные системы координат находят широкое применение, например, при счислении пути на небольшие расстояния порядка десятков и сотен километров, при управлении ВС в период взлета и посадки, при определении местоположения относительно ориентиров, целей и промежуточных пунктов маршрута и т. п.

Глобальные системы координат жестко связаны с Землей и применяются для навигации, охватывающей всю земную поверхность или значительную ее часть. Наиболее распространенными глобальными системами координат являются: географическая (или геодезическая) и геоцентрическая системы координат.

На основании многочисленных геодезических измерений установлено, что Земля представляет собой небесное тело, не имеющее однозначного аналитического описания. За геометрическое тело, близкое к истинной форме Земли, принят геоид.

Геоидом называется геометрическое тело, ограниченное условной поверхностью, которая является продолжением поверхности океанов в их спокойном состоянии. Геоид также не имеет простого математического описания, поэтому производить точные вычисления по его данным очень сложно. Для упрощения различных вычислений геоид заменяют эллипсоидом вращения, который имеет правильную геометрическую форму и незначительно отличается от геоида.

Для наилучшего приближения эллипсоида к действительной фигуре Земли в нашей стране принят эллипсоид Красовского (по имени члена-корреспондента Академии наук СССР Ф. Н. Красовского (1878—1948 гг.), возглавлявшего соответствующие работы по определению размеров Земли). Большая и малая полуоси эллипсоида Красовского (рисунок 1.2) соответственно равны: $a=6378245\text{м}$ и $b=6356863\text{м}$.

Положение точек на поверхности эллипсоида вращения определяется географическими координатами — географическими широтой B и долготой L (рисунок 1.2,а). Географической широтой точки C называется угол между нормалью к поверхности эллипсоида в этой точке, которая на рисунке 1.2 показана штриховой линией, и плоскостью экватора. Широта отсчитывается от плоскости экватора к полюсам P_N и P_S от 0 до $\pm 90^\circ$. Знак плюс ставят при отсчете к северу, а минус — к югу. Географической долготой называют двугранный угол, заключенный между плоскостями начального меридиана и меридиана

данной точки. Долгота измеряется либо центральным углом в плоскости экватора, либо дугой экватора в пределах от 0 до 360°. Долгота, отсчитываемая в восточном направлении, имеет знак плюс, в западном направлении—знак минус.

Начальный меридиан

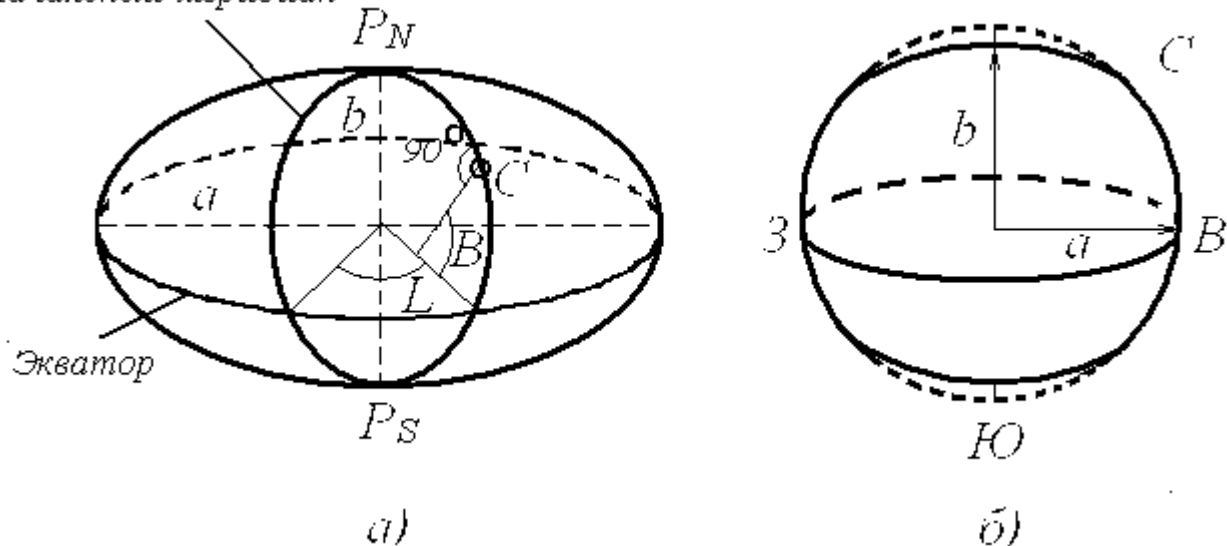


Рисунок 1.2 - Эллипсоид вращения

На аэронавигационные и топографические карты наносятся меридианы и параллели геодезической системы координат, поэтому положение различных точек на земной поверхности (целей, промежуточных пунктов маршрута, мест расположения радионавигационных средств и т. п.) принято определять геодезическими координатами.

Величина сжатия Земли у полюсов (рисунок 1.2,б) является незначительной. Она составляет всего лишь 21,382 км. Следовательно, форма Земли мало отличается от шара. Поэтому для упрощения решения многих задач самолетовождения сжатием Земли пренебрегают и принимают Землю условно за шар (сферу), радиус которого $R = 6371110$ м. Максимальные ошибки от замены эллипсоида шаром не превышают $\pm 0,5\%$ в определении расстояния и $\pm 12'$ в определении углов.

Геоцентрическая (сферическая) система координат отличается от геодезической способом отсчета широты. Отсчет геоцентрической широты φ производится между плоскостью экватора и направлением радиус-вектора (рисунок 1.3). Способ отсчета геоцентрической долготы λ совпадает со способом отсчета географической долготы. Формулы для решения задач навигации на сфере хотя и проще, чем на поверхности эллипсоида, но все же требуют применения доста-

точно объемных программ при использовании БЦВМ или применения аналоговой вычислительной техники, так как в формулы входят не непосредственно сферические координаты λ , и φ , а их тригонометрические функции.

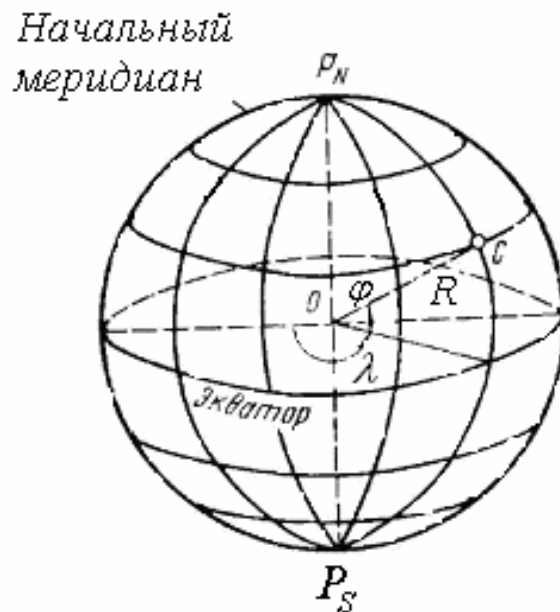


Рисунок 1.3 - Сферическая система координат

Через любую точку на земном шаре можно провести большой и малый круги. Большим называется круг, образованный на земной поверхности плоскостью сечения, проходящей через центр Земли. Малым называется круг, образованный на земной поверхности плоскостью сечения, не проходящей через центр Земли.

Большой круг, плоскость которого перпендикулярна оси вращения Земли, называется экватором. Экватор делит земной шар на Северное и Южное полушария.

Малый круг, плоскость которого параллельна плоскости экватора, называется параллелью. Через каждую точку на земной поверхности можно провести только одну параллель, которая называется параллелью места. Большой круг, проходящий через полюсы Земли, называется географическим, или истинным, меридианом. Через каждую точку на земной поверхности, кроме полюсов, можно провести только один меридиан, который называется меридианом места. Меридиан, проходящий через Гринвичскую астрономическую обсерваторию, находящуюся в Англии вблизи Лондона, принят по международному соглашению в качестве начального, или нулевого, меридиана. Начальный меридиан делит земной шар на Восточное и Западное полушария.

В самолетовождении принято направления на земной поверхности измерять в градусах относительно северного направления меридиана. Направления могут указываться азимутом (истинным пеленгом) и путевым углом.

Азимутом, или **истинным пеленгом** ориентира, называется угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через данную точку, и направлением на наблюдаемый ориентир (рисунок 1.4, а). Азимут (пеленг) ориентира отсчитывается от северного направления меридиана до направления на ориентир по часовой стрелке от 0 до 360°.

Для выполнения полета из одного пункта в другой их соединяют на карте линией (линией заданного пути). Чтобы выполнить полет по ЛЗП, необходимо знать направление полета, которое определяется заданным путевым углом (ЗПУ). ЗПУ — это угол, заключенный между северным направлением меридиана и линией заданного пути (рисунок 1.4, б). Он отсчитывается от северного направления меридиана до направления линии заданного пути по часовой стрелке от 0 до 360°.

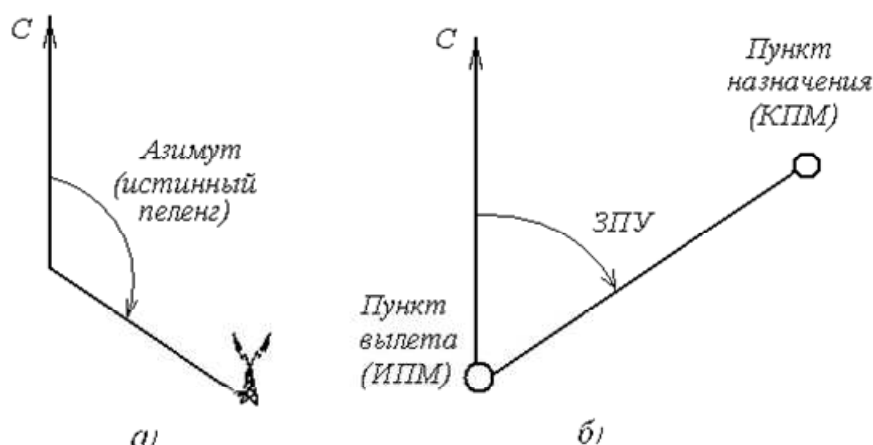


Рисунок 1.4 Направления на земной поверхности:
а- азимут (истинный пеленг) ориентира; б- заданный путевой угол

Путь самолета между двумя заданными точками на карте может быть проложен по ортодромии или локсодромии. Выбор способа прокладки пути зависит от оснащённости самолета навигационным оборудованием. Каждая из указанных линий пути имеет определенные свойства.

Ортодромией называется дуга большого круга, являющаяся кратчайшим расстоянием между двумя точками А и В на поверхности земного шара (рисунок 1.5).

Ортодромия обладает следующими свойствами:

- 1) является линией кратчайшего расстояния между двумя точками на поверхности земного шара;
- 2) пересекает меридианы под различными, неравными между собой углами вследствие схождения меридианов у полюсов.

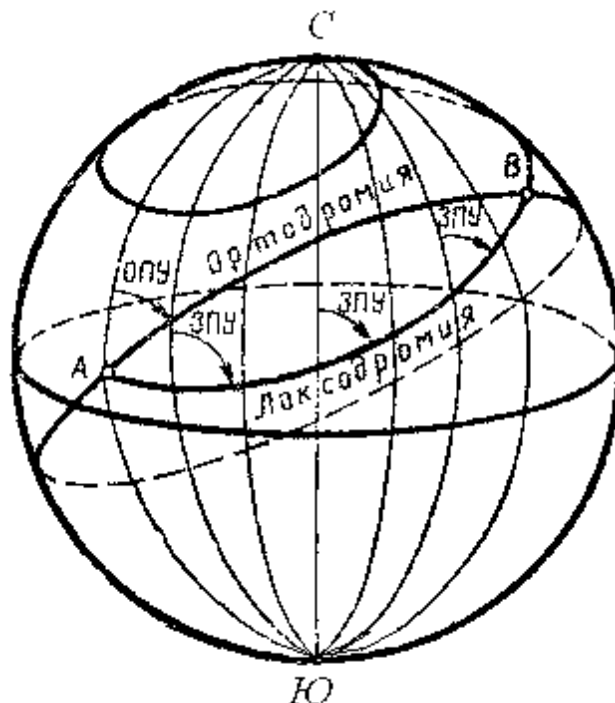


Рисунок 1.5 – Ортодромия и локсодромия

Экватор и меридианы являются частными случаями ортодромии. Через две точки на земной поверхности, расположенные не на противоположных концах прямой, проходящей через центр Земли, можно провести только одну ортодромию. Путь самолета по ортодромии принято называть ортодромическим, а направление полета по ортодромии указывать ортодромическим путевым углом (ОПУ), заключенным между северным направлением меридиана и линией заданного пути в начальной точке ортодромии. В частном случае, когда ортодромия совпадает с меридианом или экватором, ортодромический путевой угол остается постоянным и равным в первом случае 0 или 180° , а во втором — 90 или 270° .

Полет по ортодромии с помощью магнитного компаса выполнить нельзя, так как в этом случае необходимо было бы изменять направление полета самолета от меридиана к меридиану, что осуществить практически невозможно. Поэтому такой полет выполняется с помощью специальных курсовых приборов — гиropolукомпаса или курсовой системы.

В качестве исходных данных для математического расчета ОПУ и длины ортодромии служат географические координаты ее исходного и конечного пунктов. Эти координаты определяются с точностью до минуты по соответствующим справочникам или снимаются непосредственно на полетной карте.

Длина пути по ортодромии между двумя точками рассчитывается по формуле

$$\cos S_{opt} = \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 \cos(\lambda_2 - \lambda_1),$$

где S_{opt} — длина пути по ортодромии в градусах дуги; φ_1 и λ_1 — координаты исходной точки ортодромии; φ_2 и λ_2 — координаты конечной точки ортодромии.

Чтобы получить длину пути ортодромии в километрах, нужно полученный по формуле результат выразить в минутах дуги и умножить на 1,852 км.

Полет из одной точки в другую по магнитному компасу удобно выполнять с постоянным путевым углом, т. е. по локсодромии.

Локсодромией называется линия, пересекающая меридианы под одинаковыми путевыми углами. Путь самолета по локсодромии называется локсодромическим. Постоянный угол, под которым локсодромия пересекает меридианы, называется локсодромическим путевым углом.

На поверхности земного шара локсодромия имеет вид пространственной логарифмической спирали, которая огибает земной шар бесконечное число раз и с каждым оборотом постепенно приближается к полюсу, но никогда не достигает его (рисунок 1.5). Путь по локсодромии всегда длиннее пути по ортодромии. Только в частных случаях, когда полет происходит по меридиану или по экватору, длина пути по локсодромии и ортодромии будет одинаковой.

Если пункты перелета не очень удалены друг от друга, то разность пути по ортодромии и локсодромии незначительна. Разность также мала и при больших расстояниях полета, если маршрут проходит под углом не более 20° по отношению меридиана. При больших расстояниях между пунктами перелета и особенно при направлении маршрута, близком к 90° или 270° , разность между расстояниями по ортодромии и локсодромии достигает больших значений. При большой протяженности маршрута путь по ортодромии значительно сокращает расстояние, уменьшает продолжительность полета и расход топлива, что повышает полезную нагрузку самолета. Поэтому полеты

самолетов чаще всего выполняются по спрямленным воздушным трассам, совпадающим с ортодромиями.

Локсодромия обладает следующими свойствами:

1) пересекает меридианы под постоянным углом и на поверхности земного шара своей выпуклостью обращена в сторону экватора;

2) путь по локсодромии всегда длиннее пути по ортодромии, за исключением частных случаев, когда полет происходит по меридиану или по экватору. Параллели являются частными случаями локсодромии.

Для решения задач навигации в сравнительно узкой полосе относительно экватора расчетные формулы могут быть значительно упрощены за счет замены тригонометрических функций их аргументами. Например, при допустимых относительных погрешностях не более 0,2—1% в полосе земной поверхности $\pm(400—900)$ км от экватора в ряде случаев можно применять следующие упрощения: $\sin \varphi = \varphi$, $\cos \varphi = 1$. Желание решать навигационные задачи по упрощенным алгоритмам в районах Земли, удаленных от экватора, привело к широкому использованию произвольных сферических координат, называемых ортодромическими.

За основную плоскость отсчета в ортодромической системе координат принимают плоскость большого круга, называемую плоскостью условного экватора, а форму Земли принимают сферической. По существу эта система координат по способу определения координат точки на поверхности земли аналогична геоцентрической, но отличается тем, что ее экватор и ось полюсов повернуты относительно земного экватора на определенный угол. В навигации применяются два вида ортодромических систем координат: левая и правая. Рассмотрим левую ортодромическую систему координат. Условный экватор этой системы, называемый главной ортодромией, представляет собой координатную ось OY на поверхности земной сферы (рисунок 1.6). Другая координатная ось (ось OX) — это начальный условный меридиан. Точка O — начало системы координат, P_0 — ортодромический полюс. Положительное направление оси OX располагается влево от положительного направления оси OY под углом 90° . Система координат образуется условными параллелями и условными меридианами. Положение любой точки C на поверхности сферы определяется условными (ортодромическими) широтой x и долготой y . Условная долгота y определяется длиной дуги экватора от начального условного меридиана до условного меридиана точки C . Условная долгота может

выражаться и в угловой мере $\mu = 57,3y/R$, где R — радиус сферы.

Условная широта x определяется длиной дуги условного меридиана от условного экватора до условной параллели точки C . Она может выражаться и в угловой мере $\sigma = 57,3x/R$.

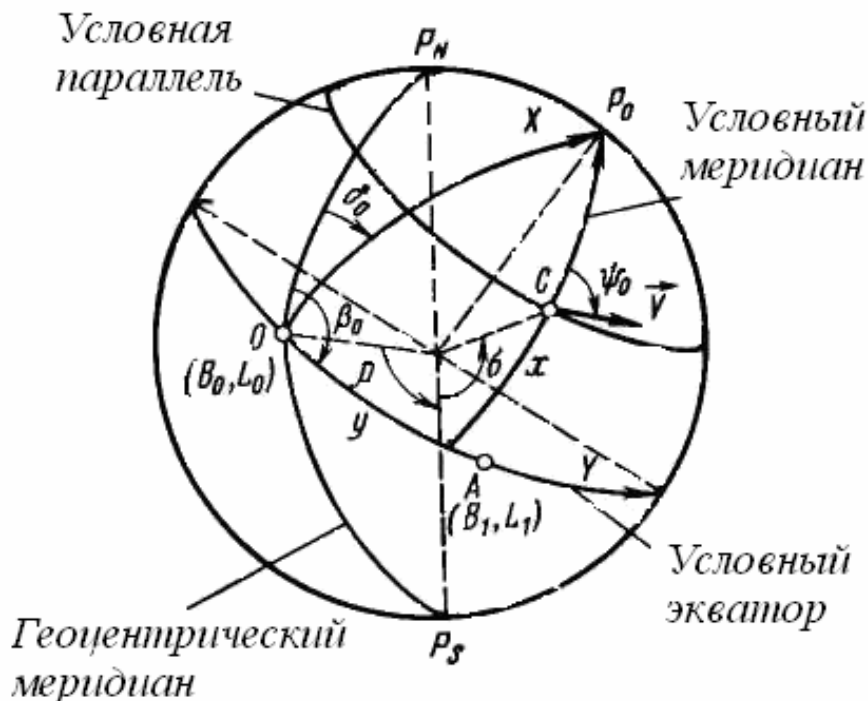


Рисунок 1.6 – Ортодромическая система координат

Курс подвижного объекта и все углы в левой ортодромической системе координат измеряются относительно условных меридианов. Например, на рисунке 1.6 изображены: Ψ_0 — ортодромический курс объекта, \bar{V} — вектор воздушной скорости. Угол между геоцентрическим и условным меридианами называется углом схождения меридианов и обозначается δ . Для начальной точки системы координат, т. е. для точки O , он обозначается δ_0 . Направление главной ортодромии определяется углом $\beta_0 = \delta_0 + 90^\circ$.

Положение левой ортодромической системы координат на земной поверхности обычно задается одним из двух следующих способов:

указанием геодезических координат B_0 и L_0 начальной точки O и направления главной ортодромии P_0 в этой точке;

указанием геодезических координат B_0 и L_0 начальной точки O и соответствующих координат B_1 и L_1 какой-либо другой точки A , лежащей на главной ортодромии.

В правой ортодромической системе координат, в отличие от левой, положительное направление оси OX располагается вправо от положительного направления оси OY под углом 90° . Другое отличие правой системы от левой состоит еще и в том, что курс и все остальные направления в этой системе измеряются от оси OY , т. е. от направления условного экватора.

Для описания алгоритмов некоторых конкретных пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) приходится применять несколько различных ортодромических систем координат. В таких случаях наряду с обозначением ортодромической оси OY употребляется обозначение OZ .

При выполнении навигационных измерений широко применяются также прямоугольные системы координат, начало которых связано с центром масс объекта. На практике, когда возникает необходимость иметь координаты пунктов в прямоугольной плоской системе прямолинейных координат, используется проекция поверхности эллипсоида на плоскость.

В России принята проекция Гаусса, при которой земной эллипсоид разделяется на зоны меридианами, которые для всей изображаемой территории имеют постоянную разность долгот, равную 6° . Средний меридиан в каждой зоне называется осевым меридианом, а его долгота обозначается через L_0 .

Положение точки в пространстве считается окончательно определенным, если известна также ее высота над поверхностью референц-эллипсоида (эллипсоида Красовского). Высота точки M над поверхностью референц-эллипсоида $MM_2 = H + h$, где H —высота этой точки над поверхностью геоида (над уровнем моря), h — высота точки M_1 геоида над поверхностью референц-эллипсоида (рисунок 1.7).

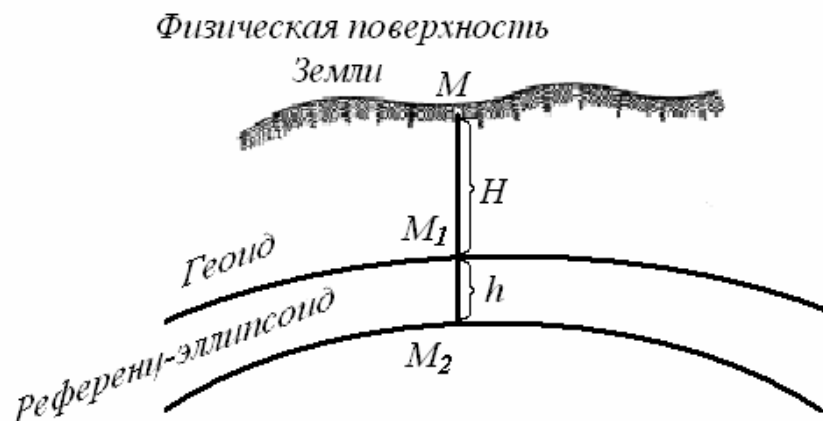


Рисунок 1.7— Высота точки над поверхностью референц-эллипсоида

В настоящее время широкое распространение находит спутниковая радионавигация. Положение искусственного спутника Земли удобно определять в системе координат, неподвижной в пространстве (инерциальной). Например, в инерциальной экваториальной системе $O\varepsilon\eta\zeta$ (рисунок 1.8) две оси располагаются в плоскости земного экватора, а начало в центре Земли. Ось $O\varepsilon$ направляется в неподвижную точку, расположенную на сфере бесконечного радиуса. Эта точка называется точкой весеннего равноденствия. Она находится в созвездии Овен и обозначается астрономическим знаком этого созвездия (φ). Координаты точки (например, O' , рисунок 1.8) в инерциальной экваториальной системе будут: прямое восхождение (λ), склонение (δ) и расстояние (r_0) до центра Земли.



Рисунок 1.8 - Системы координат (геоцентрическая, топоцентрическая и инерциальная)

Если рассматривается положение летательного аппарата (точка М) относительно точки наблюдения, то в качестве опорной следует взять горизонтальную систему координат с центром в этой точке (O' , рисунок 1.8). Такая система координат называется топоцентрической (от греческого слова *τοπος* - место). В перечисленных системах координат можно использовать полярные координаты ВС: пеленг (азимут) θ , угол высоты h и расстояние R .

Для безопасного управления ВС недостаточно представление его материальной точкой, поэтому необходимо определить положение строительных осей летательного аппарата в пространстве. Три строительные оси ВС: продольная Ox_I , поперечная Oz_I и вертикальная Oy_I — образуют связанную с корпусом прямоугольную систему координат. Если ВС находится вблизи планеты (Земли), то в качестве опорной удобно выбрать несвязанную с корпусом горизонтальную систему прямоугольных координат $OXYZ$. Начало этой системы совпадает с центром масс ВС, а две оси лежат в плоскости горизонта (рисунок 1.9).

Положение осей летательного аппарата относительно несвязанной системы определяется тремя углами, которые называются **курс, тангаж и крен**.

Курс — угол (ψ) между направлением, принятым за начало отсчета, и проекцией продольной оси (линии курса) летательного аппарата на горизонтальную плоскость (рисунок 1.9,а). В зависимости от направления, выбранного для начала отсчета, различают следующие разновидности курса :

истинный курс (ИК), отсчитываемый от северного направления географического меридиана S_i , проходящего через центр масс ВС ;

магнитный курс (МК), отсчитываемый от северного направления магнитного меридиана S_m , проходящего через центр масс ВС ;

компасный курс (КК), отсчитываемый от северного направления, указываемого самолетным магнитным компасом S_k .

Разность между истинным и магнитным курсом, вызванная несовпадением географического и магнитного полюсов Земли, называется магнитным склонением AM , то есть $ИК = МК \pm AM$. Магнитное склонение на территории нашей страны изменяется в пределах $-13^\circ \dots + 30^\circ$ (для Москвы около $+7^\circ$). При столь существенном изменении учет поправки AM в навигационных расчетах обязателен.

Разность между магнитным и компасным курсом называется девиацией компаса AK . Она состоит из погрешности в показаниях магнитного компаса, вызванной искажением магнитного поля Земли вследствие влияния ферромагнитных материалов, и инструментальных погрешностей.

Таким образом,

$$МК = КК \pm АК ; \quad ИК = КК \pm AM \pm АК.$$

Тангаж — угол (ϑ) между плоскостью горизонта и линией курса. Тангаж считается положительным при повороте продольной оси

ЛА вокруг поперечной против часовой стрелки, если смотреть со стороны положительного направления оси Oz_1 (рисунок 1.9, б). Это обычное правило аналитической геометрии, применяемое при преобразованиях системы координат поворотом осей. Тангаж положителен, если линия курса находится выше линии горизонта, и отсчитывается в пределах $\pm 90^\circ$.

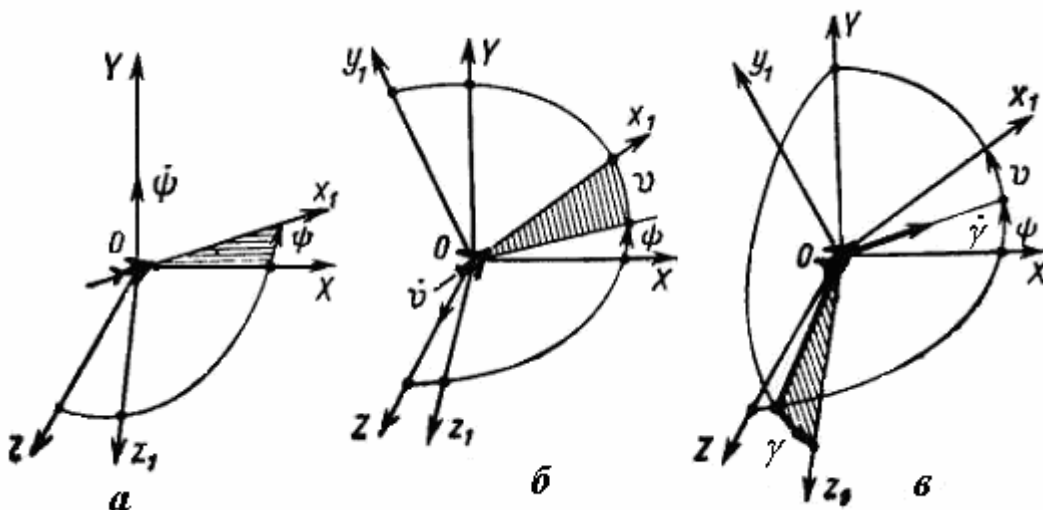


Рисунок 1.9 - Схемы расположения осей ЛА относительно горизонтальной системы координат

Крен — угол (γ) между плоскостью горизонта и поперечной осью ЛА (рисунок 1.9, в). Когда «правое крыло» находится ниже линии горизонта, крен будет положительным. Для описания движения ЛА вокруг центра масс достаточно иметь значения производных по времени указанных трех углов.

Кроме описанных систем координат при решении отдельных задач воздушной навигации используются частные системы координат, зависящие от применяемых радиотехнических и нерадитехнических средств навигации. Эти системы координат (полярные, гиперболические и т. п.) рассматриваются при изучении конкретных радионавигационных систем и устройств.

При проведении навигационных расчетов с использованием нескольких информационных источников необходимо производить пересчет координат из одной системы в другую.

Взаимное преобразование СК определяется двумя основными операциями: параллельным переносом начала координат и поворотом относительно одной или нескольких осей. Преобразование системы u в систему координат U определяется переходом:

$$u = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_n \end{pmatrix} \rightarrow U = \begin{pmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \vdots \\ U_n \end{pmatrix}$$

и может быть представлено в векторной форме:

$$u_i = \sum_k \sigma_{ik} U_k \quad \text{или} \quad u = \sigma U.$$

Для пояснения преобразования СК посредством поворота рассмотрим трехмерную прямоугольную СК с осями O_{x1} , O_{x2} , O_{x3} и новую СК, полученную из предыдущей поворотом на угол $+\varphi$ вокруг оси O_{x3} . Матрица преобразования координат будет иметь вид

$$\sigma_3 = \begin{pmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Если будет выполнен поворот на углы $+\psi$ и $+\theta$ вокруг осей O_{x1} и O_{x2} , то матрицы преобразования соответственно равны:

$$\sigma_1 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & -\sin \psi \\ 0 & \sin \psi & \cos \psi \end{pmatrix}, \quad \sigma_2 = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}.$$

Если последовательно осуществлять поворот вокруг координатных осей на углы φ , ψ , θ , то матрица σ полного преобразования будет равняться $\sigma = \sigma_3 \sigma_2 \sigma_1$.

1.3 Навигационные элементы и навигационные параметры

Траектория полета, как зависимость положения центра масс ВС от времени в принятой системе координат, считается известной, если в любой момент времени t на заданном интервале известен вектор действительного движения объекта, т.е. $\bar{x}_i = \bar{x}(t)$, где \bar{x}_i – значения текущих координат объекта; $i = 1, 2, 3$. Каждому этапу процесса навигации соответствует режим навигации, под которым понимается выдерживание направления, скорости и высоты полета объекта. Режим навигации подвижного объекта определяется совокупностью большого числа **навигационных элементов**, которые представляют собой

геометрические или механические величины и характеризуют положение и перемещение объекта.

В зависимости от физической сущности навигационные элементы делятся на четыре основные группы. К первой принадлежат навигационные элементы, характеризующие положение и перемещение центра масс объекта относительно различных систем отсчета: координаты объекта, его линейные скорости и ускорения. Ко второй группе относят навигационные элементы, определяющие перемещение объекта относительно его центра масс. Например, угловые координаты объекта в горизонтальной системе координат (крен, тангаж, курс), угловые координаты объекта относительно вектора скорости (углы атаки и скольжения, угол сноса и т. п.). Третью группу составляют навигационные элементы, определяющие состояние окружающей среды. Например, параметры атмосферы (температура, давление, скорость ветра), параметры магнитного поля земли и т. п. Четвертую группу образуют навигационные элементы, характеризующие положение и относительное перемещение других объектов (ориентиров, приводных радиостанций, радиомаяков, других воздушных и космических объектов и т. п.).

Определение всех указанных навигационных элементов производится на основе измерений с помощью разнообразных технических средств навигации, основанных на различных принципах. Технические средства навигации предназначены для измерения навигационных параметров, которые представляют собой геометрическую величину или одну из ее производных. Навигационный параметр либо совпадает с навигационным элементом, либо связан с ним простым соотношением.

К основным навигационным элементам, характеризующим положение и направление полета ВС в пространстве в некоторый момент времени, относят координаты места ВС, высоту полета, а также курс ВС, пеленг, курсовой угол ориентира. К элементам, характеризующим скорость перемещения ВС, относятся: путевая скорость, воздушная скорость, угол сноса, путевой угол, время полета.

Место ВС - это проекция центра масс ВС на земную поверхность. Местоположение ЛА определяется координатами, отсчитываемыми в той или иной системе координат. Например, в системе геоцентрических координат: широтой, долготой, высотой; в системе полярных координат: дальностью, пеленгом, углом места и т.д.

Высота полета ВС (H) - расстояние между ВС и земной поверхностью, измеренное по вертикали. Высота полета является одним из важнейших навигационных параметров, связанных с обеспечением безопасности воздушного движения. В зависимости от решаемых навигационных задач и этапа полета используют различные понятия (определения) высоты полета, а именно: абсолютная, истинная, относительная и условная барометрическая высота (рисунок 1.10).

Абсолютная высота H_A - это высота, отсчитываемая от среднего уровня Балтийского моря. Расчет абсолютной высоты необходим при выполнении исходных штурманских расчетов и прокладке маршрута с использованием карты, на которой значения высот рельефа местности обозначены в величинах H_A , что позволяет проложить маршрут на безопасной высоте полета.

Истинная высота H_u - действительное расстояние от нижней точки ВС до ближайшей точки на земной поверхности. Постоянный контроль этой высоты особенно важен при полете на малых высотах, над местностью с неоднородным рельефом, а также при взлете и посадке. Измеряется H_u с помощью радиовысотомеров.

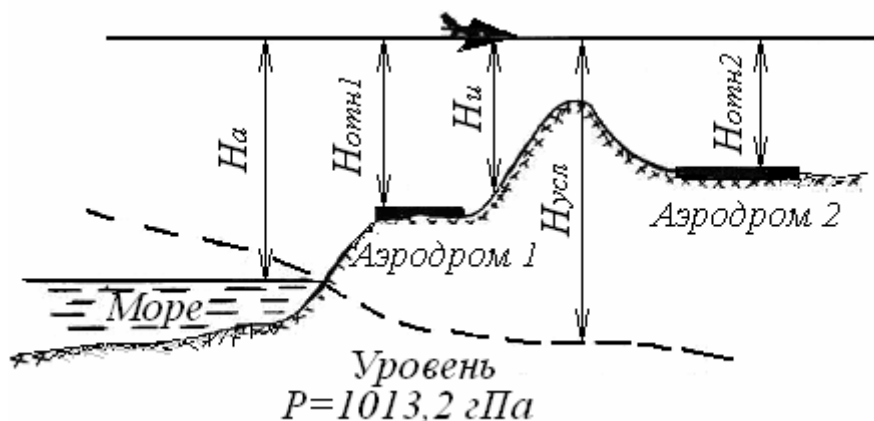


Рисунок 1.10- Определение высоты полета барометрическим высотомером

Относительная высота $H_{отн}$ измеряется барометрическим высотомером по отношению к уровню аэродромов взлета и посадки. Информацию об этой высоте используют при взлете ВС либо заходе на посадку, когда индикатором высоты является барометрический высотомер, начальное барометрическое давление на котором должно быть установлено в соответствии с барометрическим давлением на уровне ВПП.

Условную барометрическую высоту $H_{усл}$ отсчитывают по показаниям от условного уровня, соответствующего давлению 1013,2 гПа, на которой устанавливают нулевые шкалы высотомера. Данная высота принята в качестве основной для выдерживания экипажами заданных уровней полета по маршруту, называемых эшелонами. При расщеплении ВС в воздушном пространстве на различных высотах полета используют значения $H_{усл}$, что обеспечивает безопасное расстояние по вертикали между ВС, летящими на встречных, одинаковых и пересекающихся курсах (вертикальное эшелонирование). Нормы вертикального эшелонирования определены наставлением по производству полетов.

Местоположение ВС определяется относительно точек с известными координатами. В качестве таких точек могут использоваться радиоориентиры – радиостанции, радиомаяки и т.п. **Пункт с известными координатами, находящийся в приземном или космическом пространстве, в котором размещена радиоаппаратура и относительно которого определяется положение ВС, называется радионавигационной точкой.**

При определении направления на РНТ с помощью бортовых радиопеленгаторов (радиокомпасов) используется понятие курсового угла радиоориентира - КУР. КУР измеряют и отсчитывают от продольной оси ЛА по часовой стрелке в пределах от 0 до 360° (рисунок 1.11). Истинный пеленг радиоориентира (ИПР), магнитный пеленг радиоориентира (МПР) и КУР связаны следующими соотношениями:

$$\text{ИПР} = \text{МПР} + \text{АМ} = \text{МК} \pm \text{АМ} + \text{КУР} = \text{ИК} + \text{КУР}.$$

Ортодромический путевой угол или ортодромический курс (ОК) связан с истинным курсом через угол δ схождения меридианов.

Пеленгом самолета (ПС) относительно радиоориентира называют угол в горизонтальной плоскости между северным направлением меридиана, проходящего через наземную РНТ, и направлением на самолет. Различают истинный пеленг самолета (ИПС) и магнитный (МПС).

Как следует из рисунка 1.11,

$$\text{ИПС} = \text{ИПР} \pm 180^\circ \pm \delta.$$

Знак " + " при 180° соответствует расположению ВС западнее РНТ, а знак " - " – восточнее.

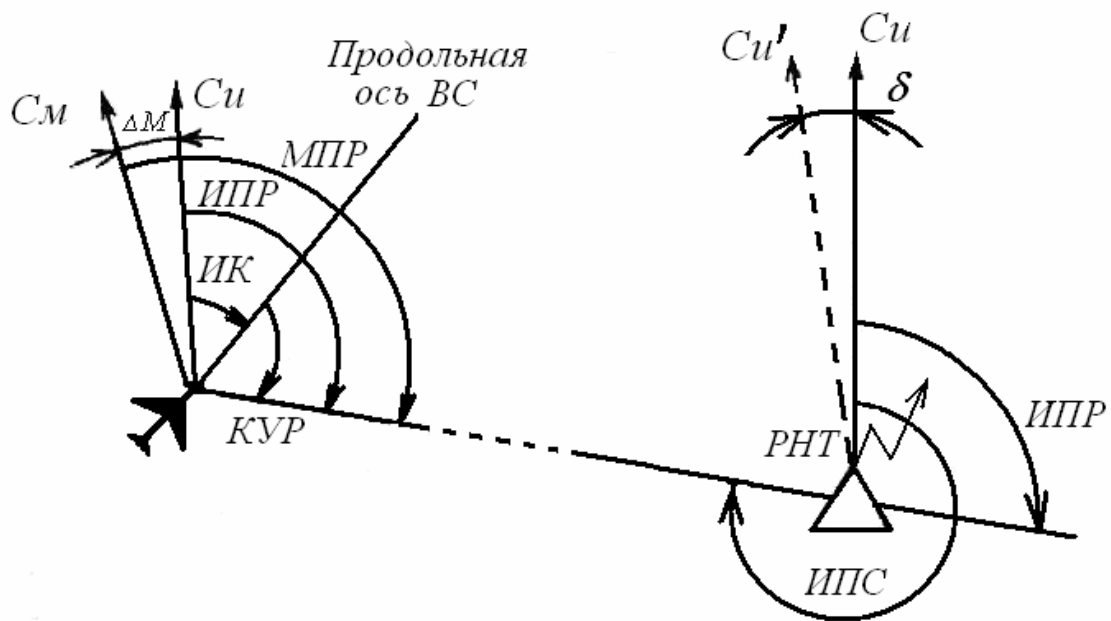


Рисунок 1.11 - Определение пеленга и КУР

Скорость полета ВС характеризуется истинной воздушной, путевой и вертикальной скоростью.

Истинной воздушной скоростью \bar{V} (рисунок 1.12) называют скорость полета ВС относительно воздушной среды. Воздушная скорость измеряется с помощью приборов, определяющих величину скоростного напора набегающего на ВС воздушного потока. При решении большинства навигационных задач учитывается только горизонтальная составляющая скорости ВС, поэтому воздушная скорость рассматривается как вектор, расположенный в горизонтальной плоскости. Ориентировочно считают, что воздушная скорость ВС направлена вдоль его продольной оси, однако из-за неравенства тяги двигателей, размещенных слева и справа от продольной оси ВС, несимметрии конструкции и его нагрузки угол между направлением продольной оси ВС и направлением вектора воздушной скорости может иногда достигать $1-2^\circ$. Это необходимо учитывать при выполнении точных навигационных расчетов.

Отношение истинной воздушной скорости к скорости звука при данной температуре называется числом Маха (числом М). Число М используют наряду с воздушной скоростью при решении некоторых задач пилотирования.

Горизонтальная составляющая скорости перемещения ЛА относительно поверхности Земли называется путевой скоростью $\bar{V}_П$. Эта скорость равна векторной сумме воздушной скорости \bar{V} и горизонтальной составляющей скорости ветра \bar{W} .

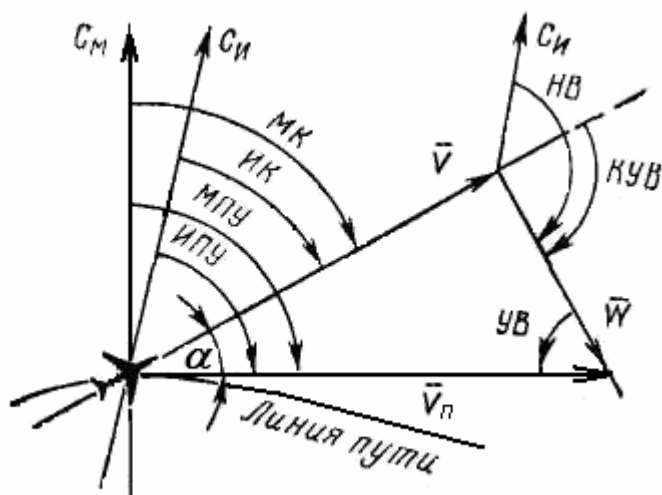


Рисунок 1.12 – Навигационный треугольник скоростей

Проекция путевой скорости на земную поверхность определяет направление линии фактического пути ВС в любой точке маршрута, т.е. является касательной к линии пути. Угол в горизонтальной плоскости между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости называется углом сноса (УС). УС может быть положительным или отрицательным. Положительным он считается тогда, когда вектор путевой скорости расположен справа от оси ВС.

Скорость и направление ветра, действующего на ЛА, характеризуется вектором ветра \bar{W} . Угол, заключенный между вектором путевой скорости и вектором ветра, называется углом ветра (УВ). Угол, заключенный между вектором воздушной скорости и вектором ветра, называется курсовым углом ветра (КУВ), а угол между направлением меридиана центра тяжести ЛА и направлением ветра называют навигационным направлением ветра (НВ).

Треугольник, образованный векторами \bar{V} , \bar{W} и \bar{V}_n , называют навигационным треугольником скоростей и широко используют в навигационных расчетах. Навигационный треугольник скоростей служит для определения путевой скорости, угла сноса, ФПУ и других навигационных параметров.

Кроме того, в ряде навигационных расчетов учитывают вертикальную скорость самолета относительно земной поверхности, т. е. скорость изменения высоты полета ($V_{вер} = dH/dt$).

Время также является навигационным параметром, так как перед началом полета всегда производится штурманский расчет времени на каждый этап полета и на выполнение всех маневров (набора

высоты, разворотов, снижения и т. п.) в процессе полета. Различают путевое и часовое (контрольное) время. Путевое время — это отрезок времени, затрачиваемый на полет по определенному участку маршрута или на выполнение какого-либо маневра. Часовое время — это время, соответствующее определенному фиксированному моменту выполнения какого-либо этапа полета, например, время вылета, время пролета отдельных пунктов маршрута и т. п. Для отсчета времени на борту ВС используют специальные часы, имеющие большую точность: механические и электронные (последние могут использоваться и как эталоны времени при радионавигационных измерениях).

1.4 Способы определения местоположения воздушного судна

Для управления движением ВС по заданной траектории необходимо знать его местоположение. Определение координат места ВС является важной задачей навигации, без достаточно точного решения которой нельзя говорить об успешном применении ВС для выполнения свойственных им задач.

Местоположение ВС определяется

- ориентировкой;
- способом линий (поверхностей) положения;
- счислением пути.

Ориентировка может осуществляться визуально экипажем или автоматически с помощью технических средств. Визуальная ориентировка является одним из наиболее старых способов определения местонахождения ВС, основанным на сравнении изображения местности на карте или навигационном экране с фактическим видом земной поверхности, наблюдаемой экипажем визуально или с помощью технических средств. Поэтому ориентировку иногда называют обзорно-сравнительным способом определения местонахождения ВС. Если изображение местности и ее фактический вид совпадают по множеству характерных признаков, то местность считается опознанной. В этом случае местоположение ВС определяется с достаточной точностью и большой достоверностью по взаимному расположению относительно ВС одного или нескольких ориентиров.

Под навигационными ориентирами понимают естественные или искусственные, хорошо выделяющиеся на общем ландшафте объекты (населенный пункт, река, дорога, мыс, гора, заводская труба и т. д.) с точно известными координатами или положением, которые могут

быть использованы для определения местонахождения ВС по визуальным, телевизионным или радиолокационным наблюдениям

Возможности ведения ориентировки существенно возрастают при наличии на борту ВС панорамной радиолокационной станции, с помощью которой дальность обнаружения ориентиров независимо от времени суток и метеорологических условий увеличивается в несколько раз по сравнению с визуальным наблюдением. Это особенно важно при полете на малых высотах.

Совершенствование технических средств позволяет вести ориентировку с помощью телевизионных и инфракрасных систем навигации, пассивной радиолокации и картометрических навигационных систем. Последние основаны на автоматическом сравнении заложенного в программное устройство негативного и наблюдаемого позитивного радиолокационного изображения пролетаемой местности. При их совпадении общий фон экрана будет темным, что свидетельствует о точном полете ВС по заданному маршруту. При рассогласовании изображений, определяемом характером просветов за счет несовпадения позитива и негатива, подаются соответствующие сигналы в автопилот для возвращения ВС на заданную траекторию.

Способ определения координат местонахождения ВС ориентировкой может быть применен лишь при наличии соответствующих ориентиров. Он утрачивает свое значение при полете над безориентирной местностью (море, океан, пустыня и т. д.). В этих условиях используются другие способы определения местоположения ВС.

Способ линий (поверхностей) положения основан на измерении с помощью радиотехнических или астрономических устройств некоторой величины (дальность, угол и т. д.), являющейся функцией координат местоположения ВС. Любую функциональную зависимость измеряемой величины от координат ВС можно представить системой изолиний (линий равных значений параметров), которая, как правило, заранее наносится на полетную карту.

Каждому техническому средству, предназначенному для определения координат ВС в полете, соответствует своя система изолиний, которые являются координатными линиями, проведенными через определенные интервалы.

Изолиния, соответствующая измеренному значению функции, будет линией положения.

Линией положения называется геометрическое место точек вероятного местонахождения ВС, характеризующееся постоянством

измеренного параметра. При одновременном измерении двух или нескольких величин могут быть найдены две или несколько линий положения, точка пересечения которых определяет местонахождение ВС.

Способ линий положения не требует знания элементов движения ВС в отличие от способа счисления пути.

Способ счисления пути основан на непрерывном вычислении координат местоположения ВС путем автоматического решения уравнений его движения. Текущие координаты ВС определяются по начальным координатам и пройденному пути, найденному интегрированием путевой скорости.

В зависимости от способа определения путевой скорости различают счисление пути:

— воздушное, при котором составляющие путевой скорости на оси координат определяются как сумма проекций воздушной скорости и ветра;

— доплеровское по данным доплеровского измерителя угла сноса и путевой скорости;

— инерциальное, основанное на двукратном интегрировании ускорений движения ВС в горизонтальной плоскости.

В зависимости от того, для каких целей определялось местоположение ВС, требования к его точности могут быть различными.

1.5 Способы полета ВС по заданной траектории и выхода на цель

Для обеспечения полета ВС по заданной траектории необходимо непрерывно или дискретно управлять его движением. С точки зрения навигации процесс управления полетом ВС можно расчленить на отдельные этапы, на каждом из которых последовательно решается задача вывода ВС в очередную точку, принадлежащую линии заданного пути. В зависимости от того, по какому параметру осуществляется управление полетом или в какой системе координат решается задача, различают маршрутный (траекторный), путевой и курсовой способы вывода ВС в заданную точку.

В маршрутном способе задача навигации решается в траекторной системе земных координат, одной из осей которой служит линия заданного пути (рисунок 1.13). Для осуществления управления полетом этим способом необходимо знать линейное боковое отклонение l

ВС от маршрута, оставшееся расстояние S и время выхода в заданную точку T_3 .

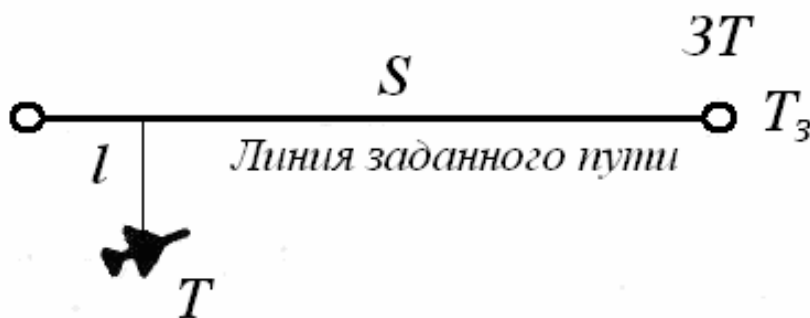


Рисунок 1.13 – Маршрутный способ полета

Зная эти параметры, можно выполнить маневр с таким расчетом, чтобы добиться соблюдения условий:

$$l = 0, \left| \frac{dS}{dt} \right| = W_{\phi} = \frac{S}{T_3 - T} = W_{mp},$$

где W_{ϕ}, W_{mp} — фактическое и требуемое значения путевой скорости; T — текущее время.

Для автоматического управления движением ВС по заданной траектории необходимо, кроме величины l , учитывать ее первую и вторую производные.

Действительно, для того чтобы ВС летело по заданному маршруту, необходимо, чтобы и $l = 0$, и $dl/dt = 0$. Если ограничиться только $l = 0$, то ему отвечает и такой случай, когда ВС находится точно на линии заданного пути, но пересекает ее под некоторым углом. Соблюдение условия $dl/dt = 0$ означает, что ВС движется параллельно линии заданного пути, не обязательно находясь на ней. В ряде случаев для управления полетом необходимо знать также производные и более высоких порядков.

Достоинством этого способа является возможность осуществления полета по заданной траектории с высокой точностью, а также вывод ВС в заданную точку с требуемого направления в назначенное время.

Недостаток способа заключается в том, что между параметрами управления движением ВС по маршруту и направлением его полета, т. е. курсом, отсутствует прямая связь. Это подчас приводит к необ-

ходимости преобразования текущих координат местоположения ВС в траекторную систему, так как в общем случае непосредственно l и S измерены быть не могут.

Наиболее простым примером использования маршрутного способа полета по заданной траектории является обычная методика контроля и исправления пути, при которой экипаж тем или иным способом определяет местоположение ВС по карте, оценивает линейное отклонение и оставшееся расстояние по линии заданного пути, а затем выводит ВС на эту линию, следуя по ней с необходимой скоростью на очередной контрольный ориентир, поворотный пункт маршрута или на цель.

В путевом способе задача навигации решается в подвижной полярной системе земных координат, начало которой в каждый данный момент времени совпадает с местоположением ВС, а полярной осью является линия, соединяющая эту точку с заданной (рисунок 1.14).

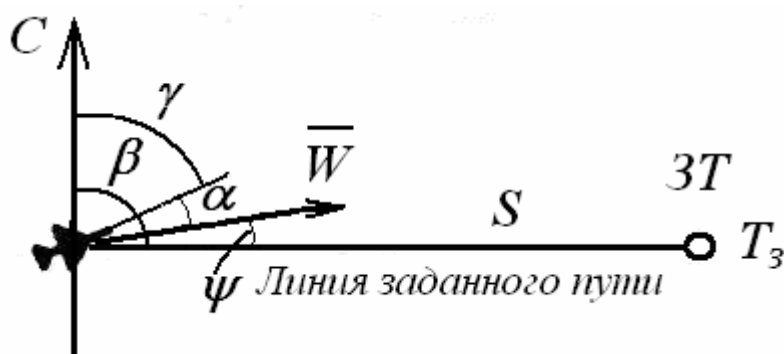


Рисунок 1.14 – Путевой способ полета

При полете с постоянным углом $|\psi_n| < \frac{\pi}{2}$ — траектория ВС будет представлять собой логарифмическую спираль на плоскости или локсодромию в сферической системе координат с полюсом в заданной точке. При $\psi_n = 0$ полет будет происходить по кратчайшему расстоянию. В этом случае, очевидно, может быть обеспечен вывод ВС в заданную точку в назначенное время, но не с заданного направления, что следует считать недостатком способа.

Путевой способ широко применяется в практике, когда известны координаты местонахождения ВС и заданной точки, а также курс и угол сноса. Из рисунка 1.14 видно, что при известных координатах положения ВС можно определить расстояние S , путевой угол β и найти величину ψ_n , которая будет равна: $\psi_n = \beta - \gamma - \alpha$.

Зная T_3 , можно определить требуемое значение путевой скорости:

$$W_{mp} = \frac{S}{T_3 - T}.$$

Преимуществом путевого способа является возможность вывода ЛА на цель по кратчайшему расстоянию в назначенное время, а недостатком — неточное следование по маршруту и вывод на цель не строго с заданного направления. При неизвестных координатах ВС, угле сноса и путевой скорости задача вывода ВС в заданную точку может решаться курсовым способом.

В курсовом способе в основе лежит связанная с ВС система координат, полярная ось которой совпадает с его продольной осью (рисунок 1.15).



Рисунок 1.15 – Курсовой способ полета

Для выхода в заданную точку достаточно соблюдать условие $|\psi_n| < \frac{\pi}{2}$. В этом случае при наличии ветра траектория полета будет представлять собой радиодромию, получившую такое название потому, что типичным случаем использования этого способа является полет на радиостанцию с помощью радиоконуса с углом $\psi = 0$.

При наличии на борту ВС панорамной радиолокационной станции, помимо курсового угла ψ , можно измерить наклонную дальность L до заданной точки, если она обладает радиолокационной контрастностью. Зная L и высоту полета H , легко найти горизонтальную дальность D .

Достоинством курсового способа является возможность непосредственного измерения угла ψ и дальности $D = S$, а отсюда и простота решения задачи. Недостатки способа — низкая точность полета по заданной траектории и вывода ВС в заданную точку в назначенное время с требуемого направления.

Точность выхода на цель оценивается следующими показателями:

средним квадратическим отклонением σ_l характеризующим точность выхода ВС на цель (в заданную точку) по месту;

средним квадратическим отклонением σ_β характеризующим точность выхода ЛА на цель по направлению.

Помимо этих двух показателей, также используются:

среднее квадратическое отклонение σ_t характеризующее точность выхода на цель во времени;

среднее квадратическое отклонение σ_H , характеризующее точность выхода на цель по высоте.

Эти показатели позволяют дать достаточно полную характеристику точности решения одной из основных задач навигации — задачи выхода на цель.

1.6 Математическая модель навигационного радиосигнала

Радиотехнические навигационные системы (РНС) относятся к классу информационно-управляющих систем. Отличительной особенностью РНС является передача информации или формирование информации с помощью электромагнитных волн радиодиапазона. Радиоволны, несущие ту или иную информацию, называются радиосигналами.

В общем случае сигналом называется процесс изменения во времени физического состояния какого-либо объекта, служащий для отображения, регистрации и передачи сообщений.

Сигналы, как некоторые физические процессы можно наблюдать с помощью различных приборов и устройств – осциллографов, вольтметров, приемников. Такой эмпирический подход имеет существенный недостаток. Явления, изучаемые экспериментатором, всегда выступают как частные, единичные проявления, лишенные той степени обобщенности, которая позволила бы судить об их фундаментальных свойствах, предсказывать результаты в изменившихся условиях.

Для того чтобы сделать сигналы объектами теоретического изучения и расчетов, следует указать способ их математического описания, или, говоря языком современной науки, создать математическую модель исследуемого сигнала.

Математическая модель сигнала представляет собой функциональную зависимость, в которой аргументом чаще всего является время. Способы задания модели могут быть разнообразными – математическая формула, вычислительный алгоритм и даже словесное описание. Знание математических моделей сигналов дает возможность сравнивать их между собой, устанавливать их тождество и различие и, в конечном итоге, проводить их классификацию.

Радиосигнал, как электромагнитная волна в некоторой близкой к идеальной диэлектрической материальной среде, может быть задан законом изменения вектора напряженности электрического поля в зависимости от времени t и пространственной координаты z , вдоль которой происходит распространение:

$$\vec{E}(t, z) = E_0(z) \cdot e^{-j(\omega t + \varphi_0)} \cdot e^{-j\frac{2\pi}{\lambda}z}, \quad (1.1)$$

где $E_0(z)$ - амплитудное значение напряженности электрического поля, изменяющееся в процессе распространения в зависимости от параметров среды; ω - циклическая (круговая) частота; φ_0 - начальная фаза; λ - длина волны.

С учетом обозначения комплексной амплитуды $\dot{E}_0(z) = E_0(z) \cdot e^{-j\varphi_0}$ выражение (1.1) можно переписать в виде

$$\vec{E}(t, z) = \dot{E}_0(z) \cdot e^{-j(\omega t + \frac{2\pi}{\lambda}z)}. \quad (1.2)$$

Наблюдаемый электромагнитный процесс может быть представлен функциями напряжений и токов, формируемых в антенной системе под воздействием $\vec{E}(t, z)$. Для общности обозначения радиосигнала перепишем выражение (1.2) в следующем виде:

$$\vec{S}(t, z) = \dot{S}_0(z) \cdot e^{-j(\omega t + \frac{2\pi}{\lambda}z)}, \quad (1.3)$$

где обозначение переменных имеет тот же смысл что и в выражении (1.2).

Информационную нагрузку могут нести практически все параметры, входящие в выражение (1.3). Характер воздействия на параметры несущего колебания определяется принципом работы РНС.

В РНС, основанных на передаче навигационной информации, амплитуда радиосигнала, частота или начальная фаза являются функциями времени и изменяются по закону передаваемого сообщения.

Такие радиосигналы называются, соответственно, амплитудно-модулированными, частотно-модулированными и фазомодулированными.

В РНС, в которых происходит формирование (извлечение) навигационной информации из принимаемого радиосигнала, отраженного или ретранслированного некоторым объектом, так же присутствует функциональная зависимость параметров сигнала, несущая навигационную информацию. В общем случае, воздействию могут подвергаться и амплитуда, и частота, и начальная фаза, а также и другие параметры зондирующего сигнала.

В зависимости от длительности отрезка времени, в течение которого существует радиосигнал, различают непрерывные и импульсные сигналы. Непрерывным называется радиосигнал, описываемый выражением (1.3), если для любого интервала $[t_1, t_2]$ в точке пространства, удаленной от источника на расстояние z , значение $\vec{S}(t, z)$ определено. Импульсный радиосигнал описывается выражением вида:

$$\vec{S}(t, z) = \begin{cases} \dot{S}_0(z) \cdot e^{-j(\omega t + \frac{2\pi}{\lambda}z)}, & \text{при } \frac{-\tau}{2} \leq t \leq \frac{\tau}{2}, \\ 0, & \text{при } t < \frac{-\tau}{2} \text{ и } t > \frac{\tau}{2} \end{cases}, \quad (1.4)$$

где τ - длительность импульса.

Огибающая высокочастотной составляющей радиоимпульса носит название видеоимпульса.

Импульсный сигнал, повторяющийся через равные промежутки времени T_n , называется импульсной последовательностью, а интервал T_n , соответственно, называется периодом повторения.

При необходимости учета затухания электромагнитной волны (ЭМВ) при распространении в реальных средах необходимо использовать комплексный волновой коэффициент $\gamma = \beta - j\alpha$. В этом случае коэффициент затухания α для диэлектрической среды с потерями равен

$$\alpha \approx \sqrt{\varepsilon_a \mu_a} \omega \delta / 2,$$

где ε_a, μ_a - соответственно, абсолютные диэлектрическая и магнитная проницаемости среды распространения; δ - угол диэлектрических по-

терь. А коэффициент зависимости изменения фазы в процессе распространения (фазовый коэффициент) $\beta \approx \sqrt{\epsilon_a \mu_a} \omega$.

Для учета поляризации ЭМВ представим мгновенное значение напряженности поля в виде суммы двух ортогональных составляющих:

$$\begin{aligned} e_1(t) &= \dot{E}_{01} \left[\cos(\omega t) - j \sin(\omega t) \right] = \dot{E}_{01} \cdot e^{-j\omega t}, \\ e_2(t) &= \dot{E}_{02} \left[\cos\left(\omega t + \frac{\pi}{2}\right) - j \sin\left(\omega t + \frac{\pi}{2}\right) \right] = \dot{E}_{02} \cdot e^{-j\left(\omega t + \frac{\pi}{2}\right)} = \\ &= \dot{E}_{02} \left[-\sin(\omega t) - j \cos(\omega t) \right] = -\dot{E}_{02} \left[\sin(\omega t) + j \cos(\omega t) \right], \end{aligned}$$

где $\dot{E}_{01} = E_{01} e^{-j\phi}$ $\dot{E}_{02} = E_{02} e^{-j\phi}$ - комплексные амплитуды поля, учитывающие одинаковую начальную фазу ϕ .

Суммарный сигнал, таким образом, имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} e_{\Sigma} &= e_1(t) + e_2(t) = \dot{E}_{01} \left[\cos(\omega t) - j \sin(\omega t) \right] - \dot{E}_{02} \left[\sin(\omega t) + j \cos(\omega t) \right] = \\ &= \dot{E}_{01} \cos(\omega t) - \dot{E}_{02} \sin(\omega t) - j \dot{E}_{01} \sin(\omega t) - j \dot{E}_{02} \cos(\omega t) = \\ &= \dot{E}_{01} \cdot e^{-j\omega t} + \dot{E}_{02} \cdot e^{-j\omega t} \cdot e^{-j\frac{\pi}{2}} = (\dot{E}_{01} - j \dot{E}_{02}) \cdot e^{-j\omega t}. \end{aligned}$$

Решение навигационных задач радиотехническими методами и средствами основывается на использовании электромагнитных полей и волн радиотехнического диапазона.

Для анализа общих закономерностей и физических процессов получения (извлечения) навигационной информации рассмотрим ее взаимосвязь с параметрами радиосигнала РНС (электромагнитного поля), представляющего собой в исходной точке излучения обычную периодическую функцию времени.

В общем случае взаимное положение подвижного объекта и заданного пункта на земной поверхности, относительно которого измеряются координаты объекта (либо взаимное положение в пространстве двух и более подвижных объектов), определяется пространственно-временным интервалом, для нахождения которого необходимо сопоставить события (информацию) в рассматриваемых точках. В качестве материального носителя для сопоставления сведений о навигационных параметрах подвижных объектов в разнесенных точках пространства с помощью радионавигационных средств используется ра-

диосигнал (1.1) , перемещающийся в пространстве — времени. В зависимости от вида используемого радиосигнала необходимо различать: РНС, работающие только на прием (рисунок 1.16,а); РНС, формирующие запросный сигнал и получающие ответный сигнал, содержащий навигационную информацию (рисунок 1.16,б); РНС радиолокационного типа, получающие навигационную информацию в отраженном от поверхности земли или от иного объекта сигнале (рисунок 1.16,в).

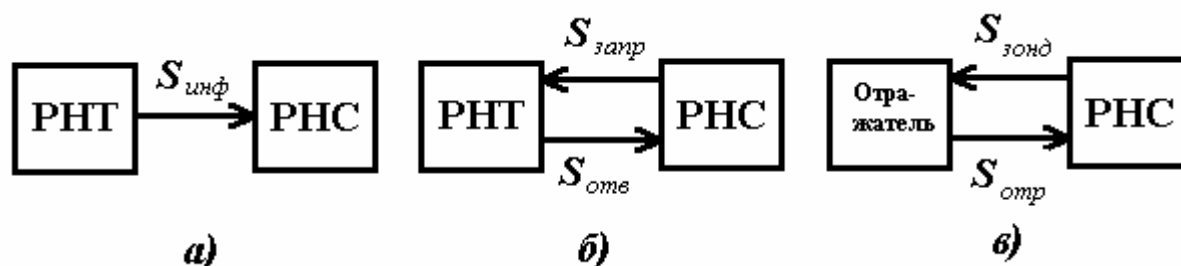


Рисунок 1.16 – Виды РНС в зависимости от используемых сигналов

Рассмотрим процесс преобразования навигационной информации в изменение того или иного параметра электромагнитного поля: его фазы, амплитуды, частоты, времени прихода сигнала для РНС, работающей только на прием (см. рисунок 1.16,а). Представим радионавигационный сигнал, создаваемый точечным излучателем РНТ, в следующем виде:

$$S_{инф}(t, R) = \text{Re} \left[S_m(t, R) \cdot e^{-j \left((\omega_0 t + \varphi(t)) + \frac{2\pi}{\lambda} R \right)} \right], \quad (1.5)$$

где $S_m(t, R) = \frac{1}{R} e^{-j\alpha R} \cdot S_{0m}(t)$ - амплитуда поля в зависимости от расстояния R от передатчика до приемника РНС и от времени. Зависимость от времени определяется законом амплитудной модуляции; ω_0 - несущая частота; $\varphi(t)$ - фаза сигнала в зависимости от времени, определяемая фазовой или частотной модуляцией; $\frac{2\pi}{\lambda} R$ - зависимость фазы волны от расстояния, которая в фиксированной точке пространства имеет смысл начальной фазы высокочастотного колебания.

В результате изменения взаимного положения элементов РНС в

пространстве (рисунок 1.17) радиополоса связи, соединяющая передатчик и приемник, изменяет свою длину R и направление, заданное угловыми координатами β и ϑ .

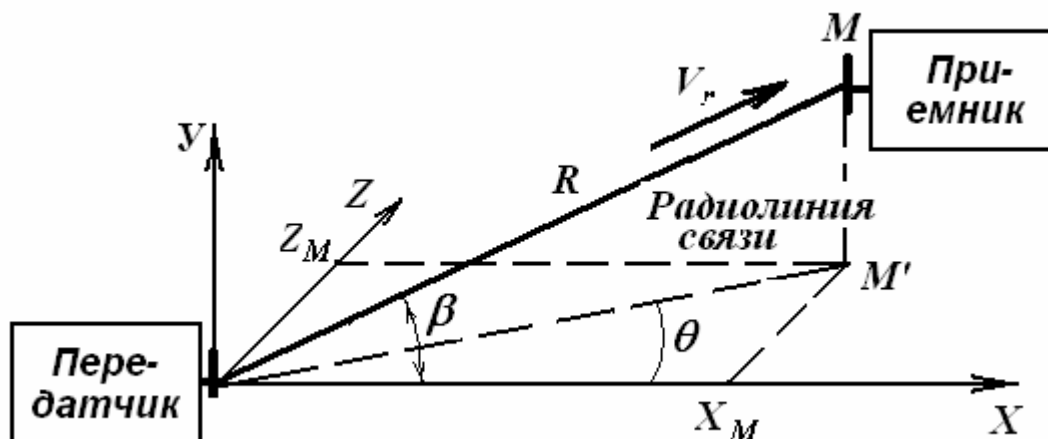


Рисунок 1.17 – Расположение элементов РНС в пространстве

Поэтому принимаемая в месте расположения M подвижного объекта радиоволна без учета её поляризации представляет собой пространственно-временную функцию вида:

$$S_{инф}(t - \tau, R, \beta, \vartheta) = S_{mnp}(t - \tau, R, \beta, \vartheta) \cdot \cos \left[(\omega_0(t - \tau) + \varphi(t - \tau)) + \frac{2\pi}{\lambda} R \right],$$

где запаздывание сигнала $\tau = R(t)/c$ несет информацию об измеряемом расстоянии между передатчиком и приемником РНС. Амплитуда сигнала, принятого антенной с нормированными диаграммами направленности (ДНА) в горизонтальной $G(\vartheta)$ и вертикальной $G(\beta)$ плоскостях, может быть описана зависимостью

$$S_{mnp}(t - \tau, R, \beta, \vartheta) = S_{np\max}(t - \tau, R, G(\beta), G(\vartheta)), \quad (1.6)$$

в которой $S_{np\max}$ — максимальное значение амплитуды сигнала.

Оценивая значения β, ϑ , и τ , соответствующие максимуму (или минимуму) амплитуды принимаемого сигнала, можно получить информацию об угловом положении излучателя.

Зависимость фазы волны в выражении (1.5) от времени t и от расстояния R имеет некоторую избыточность, так как одновременное изменение фазы волны и по времени, и по пространственной координате ведет к ошибке. Обычно при решении навигационных задач одна

из переменных (время или расстояние) фиксируется. Для высокочастотных колебаний полное изменение фазы от 0 до 2π происходит за незначительное расстояние, соответствующее длине волны. Поэтому при определении дальности по величине изменения фазы лучше использовать временную зависимость. В то же время, для диапазона сверхдлинных и длинных волн длина волны составляет единицы и десятки километров, поэтому можно осуществлять измерение расстояний непосредственно через зависимость фазы от расстояния. В этом случае однозначность измерения расстояний обеспечивается, только если расстояние меньше длины волны.

Информация о расстоянии между РНТ и ВС может быть определена в месте расположения РНТ и передана на ВС посредством модуляции (манипуляции при использовании двоичного кода) одного из параметров радиосигнала.

В том случае, если в месте расположения РНТ нет информации о расстоянии до ВС, эта информация извлекается из параметров радиосигнала. Информацию о дальности от источника непрерывного монохроматического немодулированного электромагнитного излучения до некоторой точки пространства несут амплитуда и фаза колебания. Зависимость амплитуды определяется отношением

$S_m(R) = \frac{1}{R} e^{-j\alpha R} \cdot S_{0m}$, в которое входит коэффициент α затухания

ЭМВ, имеющий для реальной среды распространения случайный характер, трудно поддающийся аналитическому описанию. Поэтому оценка дальности распространения по амплитуде является очень приблизительной, кроме того, для осуществления такой оценки необходимо знать амплитуду ЭМВ в точке излучения. Расстояние, пройденной ЭМВ, определяется из выражения для фазы волны, как функции времени: $\varphi(t) = \omega_0 t + \varphi_0$, где $t = R/v_\phi$, а фазовая скорость волны $v_\phi \approx c \approx 3 \cdot 10^8$ м/с. Или непосредственно из выражения $\varphi(R) = 2\pi R/\lambda$. И в одном, и в другом случае значение фазы циклично и требует учета числа полных изменений фазы от 0 до 2π , что без дополнительной информации на борту ВС не реализуемо.

При использовании импульсного сигнала момент прихода фронта импульса в точку нахождения ВС зависит от расстояния от РНТ и определяется выражением $\tau = R/c$, где $\tau = t_{изл} - t_{пр}$ - разность между моментами излучения импульса в точке РНТ и приема его РНС ВС. Для этого способа необходимо синхронизировать работу РНТ и РНС,

т.е. одновременно с излучением импульса передатчиком РНТ включить счетчик временных интервалов приемника РНС. Этот же способ можно использовать и для непрерывного сигнала, но только по моменту его включения.

Для модулированных сигналов в качестве источника информации о дальности также используется время задержки τ , но для его вычисления необходимо знать закон модуляции параметра на приемной стороне. При известном законе модуляции $\tau = f(\Delta A)$, где ΔA - приращение модулируемого параметра за время распространения ЭМВ от РНТ до РНС ВС. Например, при линейной частотной модуляции $f(t) = f_0 + \Delta f \cdot t$. Разность частот в точке излучения и приема равна $F_p = (f_0 + \Delta f(t + \tau)) - (f_0 + \Delta f \cdot t) = \Delta f \cdot \tau$, отсюда $\tau = F_p / \Delta f$. Однозначность определения дальности в данном случае определяется максимальным значением разности модулируемого параметра.

Если приемник РНС перемещается относительно передатчика, например, в радиальном направлении, то, как известно, длина радиолинии связи будет изменяться по закону

$$R(t) = R_0 + V_r t + V_r t^2 / 2,$$

где V_r - радиальная скорость (скорость сближения). Тогда несущая частота ω_0 получит доплеровское приращение

$$\Omega_d = \omega_0 V_r / c + \omega_0 \dot{V}_r / 2c, \quad (1.7)$$

где $\dot{V}_r = d^2 R / dt^2$ - радиальное ускорение взаимного перемещения излучателя и приемника.

Переносчиками навигационной информации, как было показано выше, могут быть как немодулированные (монохроматические), так и модулированные сигналы, параметры огибающих которых являются функциями навигационных величин. Если, например, принимается сигнал, модулированный по амплитуде низкочастотной огибающей Ω_M , то при учете запаздывания сигнала τ при его распространении на расстояние $R(t)$ имеем

$$S_{np}(t) = S_{mnp} [1 + m \cos \Omega_M (t - \tau)] \cos [\omega_0 (t - \tau) + \varphi(t - \tau)], \quad (1.8)$$

где m — коэффициент глубины амплитудной модуляции принимаемого сигнала.

Тогда с учетом соотношений (1.7) и (1.8) при $Vr = 0$ изменение амплитуды принимаемого сигнала

$$S_{mnp}(t - \tau) = S_{mnp} \left[1 + m \cos(\Omega_M t - \Omega_M R_0 / c - \Omega_D t) \right]. \quad (1.9)$$

Поскольку на низких частотах (при $\Omega_M \leq \omega_0$) влиянием доплеровского эффекта можно пренебречь, то согласно формуле (1.9) в огибающей амплитудно-модулированного колебания содержится информация о дальности до излучателя, а при использовании приемной антенны, состоящей из совокупности элементарных вибраторов, — об угловых координатах излучателя (формула 1.6). Так как фазовые сдвиги наиболее просто и с высокой точностью измеряются на низких частотах, для определения угловых и линейных координат подвижных объектов используют обычно огибающие модулированных колебаний. В свою очередь, для измерения скорости объекта излучения целесообразно использовать высокочастотные несущие колебания, обеспечивающие более значительный доплеровский сдвиг частоты.

В РНС с запросным сигналом (рисунок 1.16, б) используются два радионавигационных сигнала: запросный сигнал $S_{зап}$, формируемый РНС, и ответный сигнал $S_{омг}$, формируемый аппаратурой РНТ. Аналитическое описание сигналов соответствует выражению (1.5). Обычно несущие частоты сигналов выбираются различными. Расстояние между РНТ и РНС определяется из выражения

$$2R = (t_{31} + t_{32} + t_{33}) \cdot c,$$

где t_{31}, t_{32}, t_{33} , соответственно, время задержки на распространение запросного сигнала, время задержки на распространение ответного сигнала и время задержки аппаратуры формирования ответного сигнала. Так как $t_{31} \approx t_{32} = t_{3п}$, а время задержки аппаратуры известно, то расстояние между РНС и РНТ будет равно:

$$R = \frac{(2t_{3п} + t_{33}) \cdot c}{2}.$$

Для реализации данного способа не требуется синхронизации работы РНС и аппаратуры РНТ, но необходима высокая пропускная способность аппаратуры РНТ. Определение времени задержки на распространение проще всего реализовать при использовании им-

пульсного сигнала, хотя принципиально существует возможность применения для этой цели модуляции параметров сигналов $S_{зандр}$, $S_{отв}$.

При использовании радиолокационного способа определения навигационных параметров (рисунок 1.16,в) РНС излучает зондирующий радиолокационный сигнал $S_{зонд}$ и принимает отраженный от некоторого навигационного отражателя или от земной поверхности сигнал $S_{отр}$. Зондирующий сигнал может быть непрерывным (аналитическое описание выражением 1.5) или импульсным (выражение (1.4)). Связь между зондирующим и отраженным сигналами осуществляется через эффективную поверхность отражения объекта (участка местности), находящегося в луче диаграммы направленности антенны. Отраженный сигнал кроме информации, используемой для решения навигационных задач, несет информацию и об отражателе. Обычно эта информация в РНС не используется. Определение расстояния до отражателя осуществляется по времени t_3 задержки между моментом излучения импульса и приходом отраженного сигнала, т.е.

$$R = \frac{t_3 \cdot c}{2}.$$

При использовании модуляции зондирующего сигнала величина задержки определяется через разность модулируемого параметра в момент излучения и в момент приема.

Пеленг отражателя может быть определен по максимуму (минимуму) амплитуды отраженного сигнала, если используется антенна с вращающейся диаграммой направленности.

Таким образом, как следует из выражений (1.5) — (1.9), изменения параметров радиосигнала РНС (его фазы, амплитуды, частоты, временного интервала) информируют о навигационных параметрах: дальности до объекта излучения, его угловом положении, скорости и ускорении перемещения. В окончательном виде навигационная информация формируется на выходе РНС в результате оценки изменений сигнала в заданной системе отсчета.

Повышение точности и разрешающей способности по дальности можно достичь, уменьшая длительность импульсов, однако при этом снижается дальность действия радиодальномера за счет уменьшения энергии импульсов. Основным способом разрешения указанного противоречия является переход к использованию в радиодальномерах сложных сигналов, у которых произведение ширины спектра сигнала

на его длительность удовлетворяет условию $F\tau_u \gg 1$. Такие сигналы формируются путем модуляции сигнала в пределах его длительности. При этом в качестве сложных сигналов могут рассматриваться преобразованные указанным способом одиночные импульсы и пачки (группы) импульсов (например, когерентная пачка импульсов). Чаще всего используют частотную и фазовую модуляцию (манипуляцию) сигналов длительности T , в результате расширяется спектр сигнала F_c и выполняется условие $F_c T = N \gg 1$. Поскольку в современных дальномерных РНС сложные сигналы находят все более широкое применение, дадим краткую характеристику процессов формирования сложных сигналов с точки зрения обеспечения необходимой точности и разрешающей способности.

При осуществлении оптимального приема сложных сигналов на выходе согласованного фильтра или коррелятора получают напряжение пропорциональное автокорреляционной функции $z(\tau)$. Эффективная длительность основного пика автокорреляционной функции τ_c (интервал корреляции) определяется шириной спектра сигнала, т.е.

$$\tau_c = 1/\Delta f_c. \quad (1.10)$$

Поэтому длительность основного пика выходного сигнала оптимального приемника оказывается в N раз меньше длительности исходного сигнала $T = N/\Delta f_c$, т. е. происходит сжатие сигнала. При сжатии импульсов пиковая мощность возрастает в N раз по сравнению с мощностью немодулированного сигнала.

Таким образом, преимуществом сложных сигналов перед простыми (у которых произведение $F_c T = 1$) является обеспечение заданной точности и разрешающей способности измерения дальности при отсутствии ограничения на дальность действия радиодальномера. При этом форма сложного сигнала выбирается в соответствии с требованиями по точности и разрешающей способности. В радионавигации наиболее часто применяют импульсные сигналы, фаза высокочастотного заполнения которых манипулируется в дискретные моменты времени (фазоманипулированные сигналы) (рисунок 1.18), а также импульсные сигналы, частота которых изменяется в пределах импульса по закону линейно-частотной модуляции (ЛЧМ).

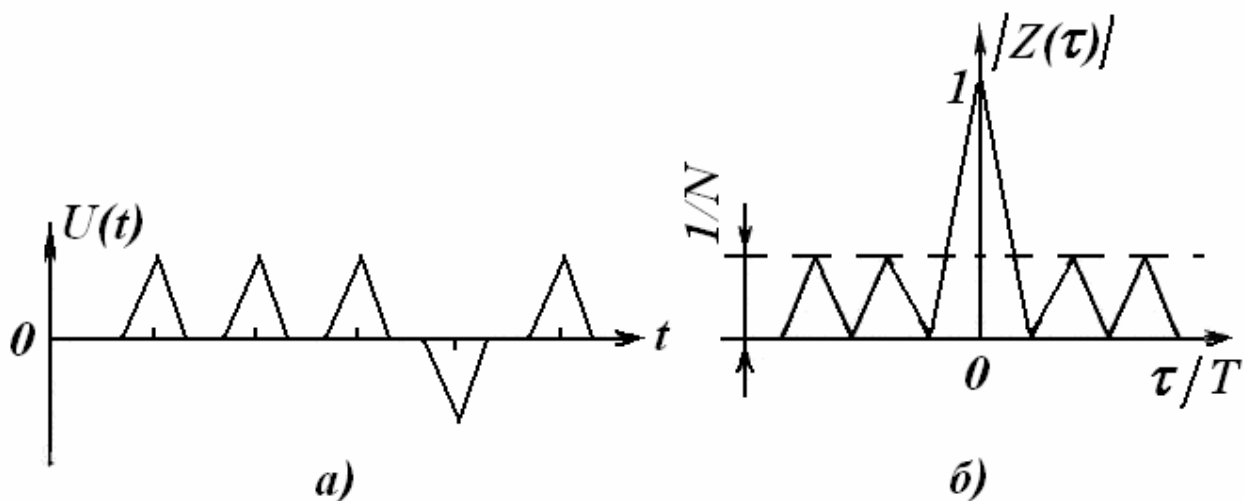


Рисунок 1.18 - Фазоманипулированная кодовая последовательность Баркера: а — пятизначная кодовая последовательность, б — корреляционная функция

Синтезируя сложные сигналы того или иного типа, стремятся свести к минимуму уровень некомпенсированных остатков автокорреляционной функции, подобных боковым лепесткам диаграммы направленности антенны. Это позволяет повысить помехоустойчивость и точность измерения дальности, поскольку интенсивность автокорреляционной функции $z(\tau)$ вне пределов интервала τ_c (за пределами главного пика) сводится к минимуму. В качестве примера сложных сигналов, обладающих описанными свойствами, рассмотрим фазоманипулированные сигналы, образованные путем статистического (псевдослучайного) кодирования.

Подобные сигналы представляют собой высокочастотные колебания, фаза которых через определенное число тактовых интервалов τ_c изменяется на 180° . Комплексную огибающую такого сигнала можно представить в виде:

$$S(t) = \sum_{k=0}^{N-1} e^{j\pi a_k} q(t - k\tau_c) = \sum_{k=0}^{N-1} (-1)^{a_k} q(t - k\tau_c), \quad (1.11)$$

где $q(t) = \begin{cases} 1, \text{ при } 0 < t < \tau_c \\ 0, \text{ при } t < 0, t > \tau_c \end{cases}$,

а двоичные числа a_k образуют псевдослучайный код в виде последовательности нулей и единиц, которая определяет порядок чередования фаз или амплитуд. Например, в первой части выражения (1.11)

при $a_k = 0$ фаза сигнала равна 0, а при $a_k = 1$ - π или (вторая часть выражения) - при $a_k = 0$ амплитуда сигнала равна 1, а при $a_k = 1$ амплитуда равна -1 .

Фазоманипулированные кодовые последовательности образуются согласно определенным закономерностям, характеризующим тот или иной класс сигналов, обладающих одинаковыми свойствами. В частности, кодовая последовательность Баркера состоит из символов ± 1 , причем число символов в кодовой последовательности может быть 3, 4, 5, 11 и 13. Кодовых последовательностей Баркера с другим числом символов не существует. Пример пятизначного кода Баркера дан на рисунке 1.18, а, а нормированная автокорреляционная функция комплексной огибающей такого сигнала — на рисунке 1.19, б. Уровень боковых лепестков автокорреляционной функции $z(\tau)$ не превосходит величины $1/N$, а главный максимум равен N . Для рассматриваемого конкретного примера ($N = 5$) кода Баркера уровень боковых лепестков (пиков) равен $1/N = 1/5$.

Для получения других классов фазоманипулированных (ФМ) сигналов используют различные кодовые последовательности с другими корреляционными свойствами, в том числе М-последовательности, последовательности Холла, последовательности символов Лежандра, последовательности с периодом, равным произведению двух простых чисел, нелинейные последовательности и другие. Все указанные кодовые последовательности сигналов дальноммерных систем формируют исходя из условия минимума боковых пиков автокорреляционных функций и обеспечения требуемой точности и разрешающей способности измерения дальности.

При навигационно-пространственных определениях с использованием радиотехнических средств можно непосредственно измерять лишь геодезические расстояния, разности расстояний и их производные различных степеней.

Именно эти навигационные параметры, называемые первичными, используются путем соответствующих преобразований для получения всей совокупности навигационных параметров, относящихся к категории вторичных.

1.7 Классификация радионавигационных систем по характеру измеряемых параметров

Основная навигационная задача – определение местоположения ВС – может характеризоваться различной априорной информацией. Как известно, место любой точки относительно начала системы координат однозначно определяется тремя координатами. Это могут быть три линейные координаты (прямоугольная система координат) или одна линейная и две угловые (полярная система координат). В предыдущем параграфе показана принципиальная возможность измерения как расстояний, так и углов с использованием радиосигналов.

Если РНТ не является началом системы координат, то на борту ВС необходимо передавать информацию не только о взаимном положении ВС и РНТ, но и координаты РНТ.

При использовании нескольких РНТ задача определения местоположения ВС может свестись к геометрической задаче решения треугольников на плоскости или на сфере. Напомним, что треугольник считается решенным, если известны длины всех сторон и углы при вершинах. Для решения треугольника на плоскости достаточно: если известна одна сторона (расстояние (база) между двумя РНТ) и два прилежащих угла (пеленги каждого из РНТ); если даны две стороны (расстояния до двух РНТ) и угол между ними (разность пеленгов РНТ).

Решения сферических треугольников дополнительно можно осуществить, если: знать три стороны (расстояния от ВС до двух РНТ и база между ними); измерить три угла (определить пеленг на ВС из каждой РНТ и пеленг одной РНТ относительно другой).

Таким образом, радионавигационная аппаратура должна осуществлять измерение расстояний и углов. Кроме этого, бортовая радионавигационная аппаратура может обеспечить счисление координат ВС, через измерение путевой скорости и ускорения перемещения.

При выборе траектории полета ВС, расчете и определении их текущих координат осуществляют геометрические построения, основанные на использовании так называемых поверхностей и линий положения летательных аппаратов.

Поверхностью положения называется геометрическое место точек положения ВС в пространстве, определяемого постоянным значением одного из измеряемых навигационных параметров. Так, например, при полете с фиксированным расстоянием R от ЛА до наземной

РНТ поверхностью положения будет сфера (рисунок 1.19). Если зафиксировать еще, например, высоту полета H , то получим линию положения (ЛП), представляющую собой пересечение поверхности равных расстояний с поверхностью равных высот. Спроектировав эту кривую на земную поверхность, получим линию равных расстояний (ЛРР), радиус которой $r = \sqrt{R^2 - H^2}$ (без учета кривизны Земли). Пересечение в пространстве двух каких-либо поверхностей положения дает линию положения ЛА, характеризуемую неизменным значением измеряемого навигационного параметра (изолинию). Поверхности и линии положения широко используют при решении навигационных задач.

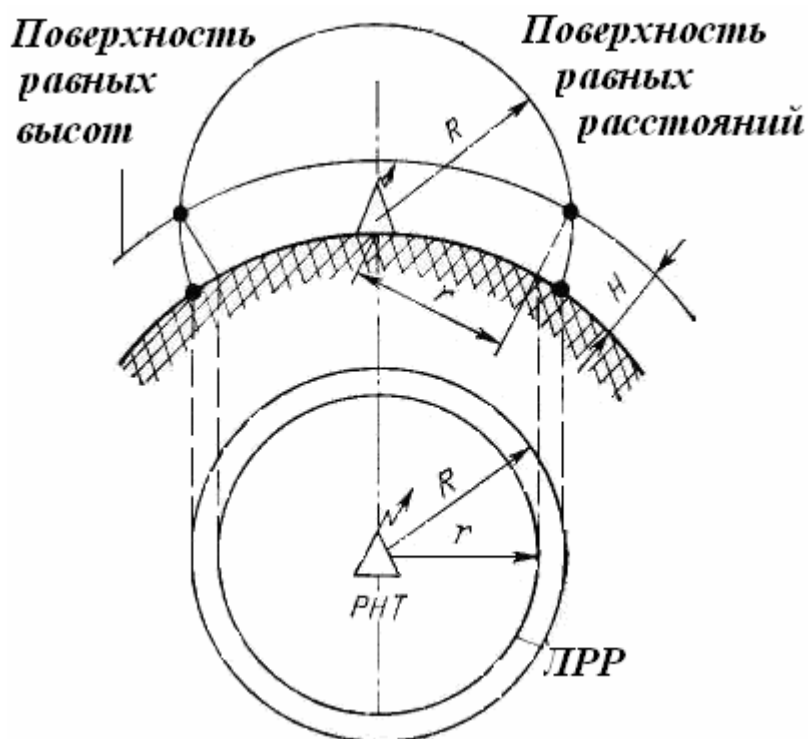


Рисунок 1.19 - Поверхность и линия равных расстояний

Видом измеряемого параметра определяется вид поверхности положения и порядок работы радионавигационного устройства (системы).

По характеру измеряемых параметров радионавигационные системы делятся на следующие группы:

- 1) угломерные;
- 2) дальномерные;
- 3) угломерно-дальномерные;
- 4) разностно-дальномерные (гиперболические).

Угломерными называются такие радиотехнические системы, которые позволяют определять направление от самолета на РНТ или от РНТ на самолет.

В настоящее время в авиации применяются следующие типы угломерных радиотехнических систем:

- 1) наземные радиопеленгаторы, работающие совместно с самолетными радиостанциями;
- 2) самолетные радиоконпасы, работающие совместно с передающими приводными или радиовещательными станциями;
- 3) наземные радиомаяки, сигналы которых принимаются на самолете с помощью радиоприемного устройства.

Для всех угломерных систем общим является то, что они дают возможность определять угловые величины — пеленг самолета или пеленг РНТ.

Линия пеленга является линией положения самолета, т. е. геометрическим местом точек вероятного местонахождения самолета, определяемым постоянством измеренной величины - пеленга.

Линией равных пеленгов (ЛРП) называется такая линия, в каждой точке которой направление на определенную точку В, например радиостанцию, составляет постоянный угол α_0 с меридианом (рисунок 1.20). Эта кривая является линией положения ЛА, совершающего полет при постоянном пеленге на радиостанцию ($\text{ИПР} = \alpha_0 = \text{const}$).

Основное уравнение ЛРП на сфере выражается так:

$$ctg \text{ИПР} = \cos \varphi \operatorname{tg} \varphi_p \operatorname{cosec}(\lambda_p - \lambda) - \sin \varphi \operatorname{ctg}(\lambda_p - \lambda),$$

где φ_p, λ_p - геосферические координаты РНТ.

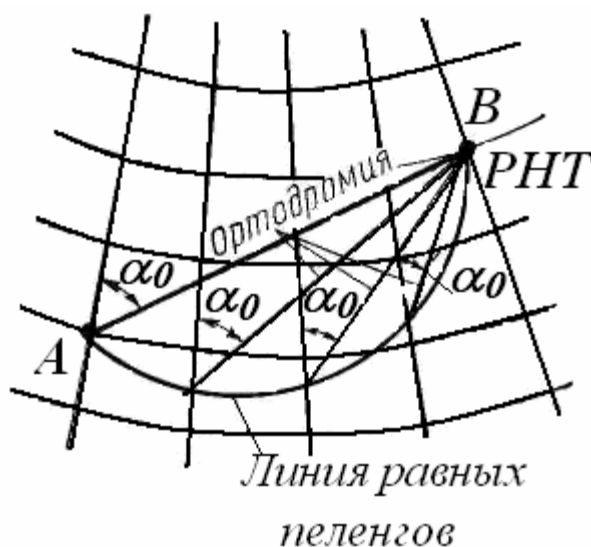


Рисунок 1.20 - Прокладка линии равных пеленгов на карте

При прокладке маршрута по ЛРП на карте важно определить, под какими углами (ИПУ) эта линия пересекает меридианы. Поскольку известен ИПР, то для определения ИПУ в данном случае необходимо знать угол i , так как $ИПУ = ИПР + i$.

Угол i между ортодромией и ЛРП определяют как $tgi = tg\Delta\lambda \sin\varphi$. В этом выражении $\Delta\lambda$ — разность долгот РНТ и данной точки пересечения меридиана и ЛРП; φ — широта точки пересечения.

Длина ЛРП еще больше, чем длина локсодромии, причем эта разница особенно велика вдали от экватора. Поэтому даже в средних широтах полет по ЛРП не экономичен. ЛРП используется в основном для определения положения ЛА по удаленным наземным РНТ. Определив пеленги одновременно по двум РНТ и построив соответствующие ЛРП, находят текущие координаты ЛА.

Линией равных углов называется линия, в каждой точке которой угол между направлениями на две неподвижные РНТ является постоянной величиной (рисунок 1.21). На плоскости ЛРУ является дугой окружности, проведенной через выбранные РНТ так, чтобы угол β был равен заданному значению.

ЛРУ широко используется при самолетовождении в полярных областях, где магнитный компас не дает достаточно устойчивых и точных показаний и оценка направления меридиана для построения, например, ЛРП, ортодромии, локсодромии затруднена. Величина угла β легко отсчитывается с помощью двустрелочных указателей курсовых углов, применяемых на современных ЛА, оборудованных двумя радиоконпасами. Уравнение ЛРУ в этом случае выражается так:

$$\beta = КУР_1 - КУР_2 = \text{const.}$$

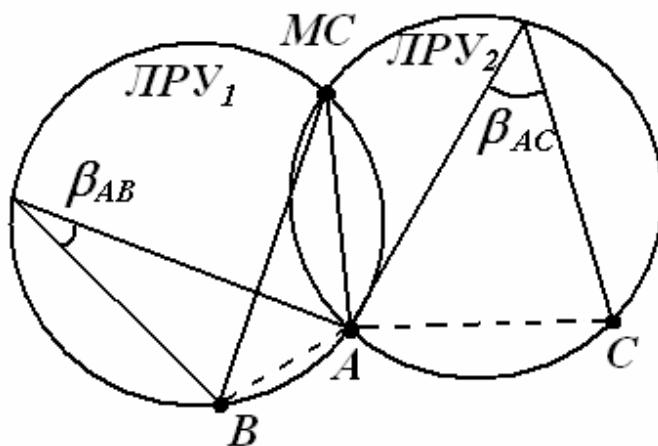


Рисунок 1.21 - Линии равных углов

Необходимые ЛРУ обычно строятся на карте заранее, что облегчает определение маршрута и места ВС в полете.

Современные угломерные радиотехнические системы позволяют измерять направления с точностью 1—3°. Такая точность достаточна для решения большинства задач самолетовождения.

Дальномерными называются такие радиотехнические системы, которые позволяют определять расстояние (дальность) от самолета до РНТ или от РНТ до самолета. В качестве изолиний используются линии равных расстояний (ЛРР).

ЛРР — линия на земной поверхности, все точки которой равно удалены от фиксированной точки. Как видно из рисунка 1.19, на земной поверхности ЛРР представляет окружность и является линией положения ЛА при навигационных определениях с помощью дальномерных РНС. При этом непосредственно измеряют радиус окружности малого круга r , а координаты центра окружности λ_0 и φ_0 обычно известны, что позволяет представить уравнение ЛРР в виде:

$$\cos r = \sin \varphi_0 \sin \varphi + \cos \varphi_0 \cos \varphi \cos(\lambda_0 - \lambda),$$

где λ и φ — текущие координаты точки М местоположения ВС.

Угломерно-дальномерными, или смешанными, называются системы, позволяющие одновременно измерять направление и дальность. К угломерно-дальномерным системам относятся наземные и самолетные радиолокаторы, системы ближней навигации.

Разностно-дальномерные системы. В качестве изолинии используются линии равных разностей расстояний (ЛРРР).

ЛРРР называется такая линия положения, в каждой точке которой разность расстояний до двух точек на земной поверхности является постоянной величиной. На поверхности земной сферы эта линия представляет собой сферическую гиперболу, поэтому разностно-дальномерные РНС называют еще **гиперболическими**. При использовании навигационных карт ограничиваются построением гипербол как плоских кривых. Уравнение гиперболы на плоскости в прямоугольных координатах имеет вид:

$$x^2 / a^2 - y^2 / (0,25d^2 - a^2) = 1,$$

где x и y — текущие координаты; $a = (r_1 - r_2) / 2$ — действительная полуось гиперболы; d — длина базы, т. е. расстояние между наземными пунктами А и В.

Построение ЛРРР на картах требует сложных вычислений. Поэтому на практике ЛРРР (гиперболы) рассчитываются заранее и на-

носятся на карты типографским способом. Определив в полете величину $\Delta r = r_1 - r_2$, можно найти на карте линию положения, на которой находится ВС, а поддерживая величину Δr постоянной, можно использовать гиперболу в качестве линии пути. ЛРРР широко применяются при решении задач дальней навигации, осуществляемой на основе информации разностно-дальномерных РНС. Дальность действия системы составляет 3000—4500 км.

Принцип действия гиперболической системы основан на измерении с помощью приемоиндикатора временной разности между приходом сигналов от ведущей и ведомой станций. Эта разность определяет линию положения самолета в виде гиперболы.

Гиперболическая система включает в себя три передающие станции. Одна из них является ведущей, а остальные ведомыми (рисунок 1.22).

Чтобы понять работу системы, допустим, что ведущая и ведомая станции излучают импульсы одновременно. Если временная разность между приходом сигналов от ведущей станции А и ведомой Б (рисунок 1.23) равна нулю, то это значит, что самолет находится на линии, перпендикулярной к точке середины базы наземных станций.

Если же между моментами прихода сигналов от двух наземных станций имеется некоторая разность, то самолет находится в стороне от этой линии. Зная временную разность между сигналами, можно по заранее подготовленной карте найти гиперболу, соответствующую полученной временной разности.

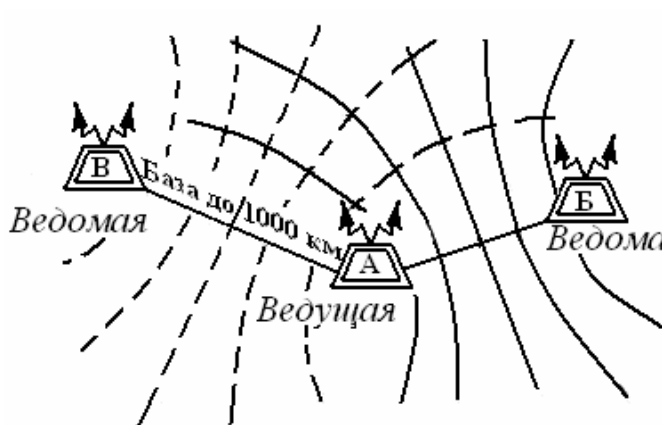


Рисунок 1.22 - Принцип использования гиперболической системы

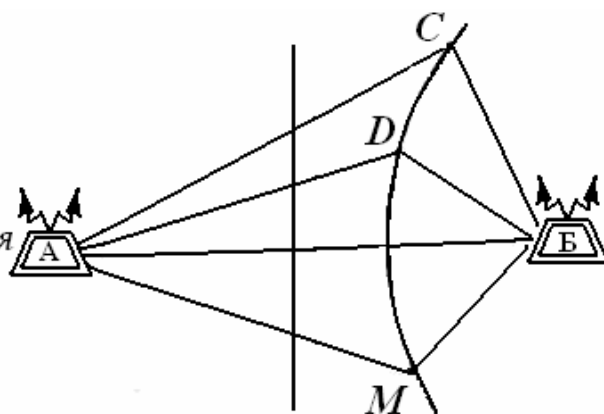


Рисунок 1.23 - Геометрическое свойство гиперболы

Геометрическое свойство гиперболы состоит в том, что разность расстояний от любой точки гиперболы до ее фокусов есть величина постоянная. Наземные станции являются фокусами гиперболы. Следовательно, $AC - BC = AD - BD = AM - BM$ (рисунок 1.23).

Одну и ту же временную разность имеют две гиперболы, расположенные симметрично относительно средней точки базовой линии. Это создает неопределенность в нахождении нужной линии положения. Чтобы устранить ее, импульсы посылаются станциями неодновременно. Ведущая станция работает самостоятельно, посылая импульсы во все стороны. Ведомая станция излучает импульсы с определенной задержкой, которая строго согласована по времени с излучением импульсов ведущей станцией.

Задержка излучения импульса на ведомой станции обеспечивает во всей рабочей области системы наличие только одной гиперболы, соответствующей полученной разности времени между моментами прихода сигналов. Это дает возможность однозначно определять на приемоиндикаторе линию положения самолета. Если использовать другую пару станций, то можно определить и вторую линию положения, а в пересечении их найти место самолета.

Ведущая станция А первой пары одновременно выполняет работу ведущей станции и для второй пары. Для этого передатчик ведущей станции работает на двух частотах повторения импульсов.

Для применения системы в полете используется специальная карта масштаба 1:2000000 в международной проекции с нанесенной топографическим способом гиперболической сеткой. Линии положения на этой карте нанесены для станций А и Б красным, а для станций А и В зеленым цветом и оцифрованы в микросекундах, которые определяются с помощью приемоиндикатора.

Таким образом, проведенный анализ показывает, что измерение (контроль) одной из геометрических навигационных величин дает лишь одну линию положения на плоскости или поверхность положения в пространстве. Хотя подобной информации достаточно для прокладки определенного маршрута движения ВС и следования его в заданном направлении, при определении местоположения ВС на плоскости и в пространстве необходимо, очевидно, использовать две пересекающиеся линии и поверхности положения.

При использовании дальномерного метода местоположение объекта определяется пересечением в точке М двух окружностей ЛРР

(рисунок 1.24, а), которые строятся по расстояниям R_1 и R_2 до двух наземных РНТ (в точках А и В).

Угломерный (пеленгационный) метод оценки местоположения предполагает использование двух ЛРП, которые строятся на основе информации, получаемой от двух угломерных систем (рисунок 1.24, б), расположенных в точках А и В. Поскольку на сравнительно малых расстояниях (300—400 км) ЛРП может быть с достаточной степенью точности заменена прямой линией, определение местоположения (точки М) этим методом в значительной мере упрощается, чем и объясняется широкое практическое использование пеленгационного метода.

Разностно-дальномерным методом местоположение объекта оценивается в результате пересечения двух гипербол— ЛРРР. При этом необходимо использовать не менее двух пар наземных РНТ, одна из которых В является общей (рисунок 1.24, в).

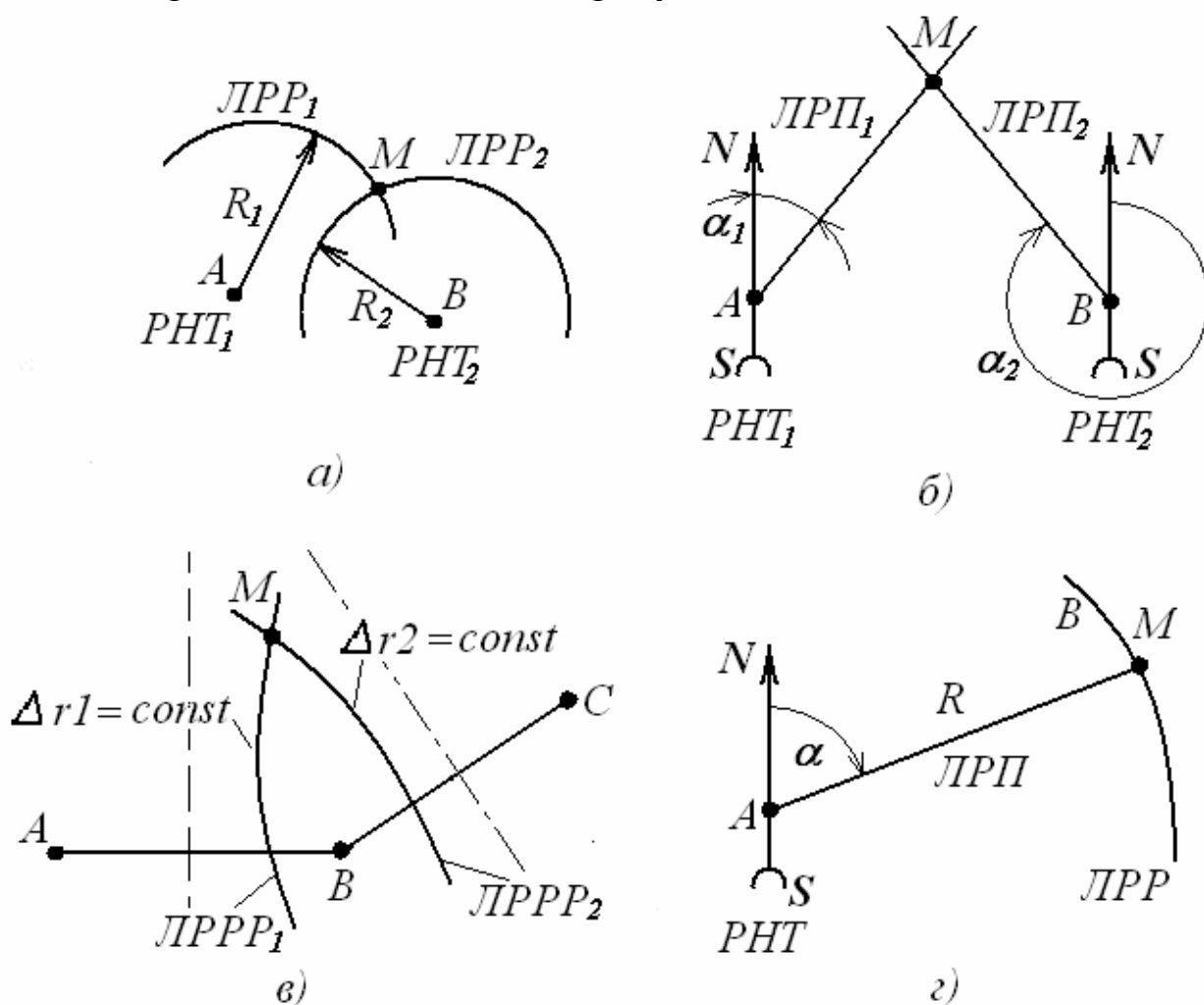


Рисунок 1.24 - Определение местоположения ЛА по двум пересекающимся линиям положения: а — по двум ЛРР; б — по двум ЛРП; в — по двум ЛРРР; г — по ЛРР и ЛРП

Угломерно-дальномерный метод позволяет определить местоположение путем пересечения двух различных ЛП: ЛРП и ЛРР, т. е. точка М определяется на плоскости с помощью двух координат: дальности и азимута (или угла места) (рисунок 1.24, г). Характерной чертой этого метода является возможность однозначного определения местоположения объекта из одной точки, что является большим преимуществом по сравнению с другими методами. Действительно, указанные выше методы оценки местоположения требуют нескольких неподвижных (или закономерно перемещающихся) РНТ, которые должны быть разнесены на расстояния, соизмеримые с расстоянием от каждой из них до объекта; это необходимо для исключения больших погрешностей оценки местоположения.

Кроме рассмотренных методов в радионавигации для оценки местоположения объектов иногда используют ЛРУ. Определив ЛРУ по двум парам РНТ, можно определить их пересечение, т. е. координаты ЛА. При этом одна из РНТ является общей при построении обеих ЛРУ.

Используя приведенные данные, можно указать основные способы классификации радиотехнических методов и средств навигации. Кстати, последние обычно подразделяют на радионавигационные устройства РНУ, предназначенные для решения навигационных задач небольшой степени сложности, и радионавигационные системы РНС, представляющие собой совокупность пространственно-разнесенных радионавигационных устройств и предназначенных для решения достаточно сложных задач навигации.

Однако такое деление в значительной мере условно, так как современные РНУ состоят из принципиально различных радиоэлектронных устройств, а также устройств автоматики и вычислительной техники, т. е. представляют собой, в свою очередь, достаточно сложные системы. В связи с этим последующее изложение вопросов анализа характеристик и принципов построения радионавигационных средств, а также необходимые теоретические обобщения выполняются применительно к сложным системам.

Классификация радионавигационных устройств. Любая квалификационная система базируется на совокупности классификационных признаков. Для классификации радионавигационных систем принято использовать следующие классификационные признаки: по навигационному параметру; по назначению; по типу радиотехнических измерений.

На рисунке 1.25 представлен вариант классификации радионавигационных систем по навигационным параметрам, а на рисунке 1.26 вариант классификации по типу радиотехнических измерений.



Рисунок 1.25 - Схема классификации радионавигационных устройств по навигационному параметру



Рисунок 1.26 - Схема классификации радионавигационных устройств по типу радиотехнических измерений

В третьем разделе учебного пособия будет показано, как рассмотренные методы реализованы в современных авиационных радионавигационных системах.

2 ТОЧНОСТЬ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ МЕСТООПРЕДЕЛЕНИЯ

2.1 Погрешности измерения радионавигационного параметра

Точность измерения координат и параметров движения объекта является важнейшей характеристикой радионавигационных систем. Она определяется погрешностями измерений *радионавигационного параметра* (РНП) — параметра радиосигнала, несущего информацию о координате или скорости объекта.

Как было показано в первом разделе, в дальномерных и разностно-дальномерных системах измеряемым параметром может быть временной, частотный или фазовый сдвиг колебаний принимаемого сигнала относительно опорного, формируемого в системе. Соответственно измеряемому параметру различают импульсные, частотные и фазовые системы. В угломерных системах РНП является угол между направлением на объект и опорным направлением, а в системах измерения скорости — доплеровское смещение частоты принимаемых колебаний относительно частоты опорных.

При определении параметра может быть допущена погрешность, которая приводит к ошибке в определении поверхности положения.

Различают методические, инструментальные (аппаратурные) погрешности, а также погрешности, обусловленные условиями эксплуатации системы.

К методическим относятся погрешности, обусловленные допущениями и приближениями при обосновании принципа действия системы и расчете ее характеристик, к инструментальным — погрешности, непосредственно связанные с техническим исполнением измерителя.

Методические и инструментальные погрешности можно уменьшить путем:

повышения качества проектирования при использовании более совершенных моделей, применении ЭВМ для моделирования и расчета, переходе от аналоговых к цифровым методам обработки;

максимального привлечения априорной информации о характеристиках сигналов и помех;

совместной обработки (комплексирования) данных различных датчиков информации.

Погрешности, вызванные изменениями условий эксплуатации систем, разнообразны по происхождению. Источниками этих погрешностей являются внешние помехи, изменяющиеся условия распространения радиоволн, вибрации аппаратуры, колебания температуры, влажности, напряжения питания и т. д.

Для уменьшения влияния перечисленных факторов при создании системы должны быть выбраны рациональные схемотехнические и конструктивные решения, размещение аппаратуры должно производиться с их учетом. Кроме того, необходимо предусмотреть возможность периодической проверки и калибровки параметров аппаратуры в процессе эксплуатации.

По характеру проявления погрешности подразделяют на систематические и случайные.

Систематические погрешности постоянны от измерения к измерению или медленно меняются во времени по определенному закону; они могут быть исключены или сведены к допустимому минимуму при калибровке системы.

Случайные погрешности полностью неустранимы, но рациональным построением системы могут быть снижены до приемлемого уровня. Обычно погрешность ε , так же как и измеряемый параметр p , является функцией времени, т. е. $\varepsilon(t) = p(t) - \hat{p}(t)$, где $p(t)$ — истинное значение измеряемого параметра; $\hat{p}(t)$ — его оценка, полученная в результате измерения.

Исчерпывающее статистическое описание $\varepsilon(t)$ содержится в многомерных плотностях вероятности (ПВ) или в функционале ПВ, однако на практике чаще используют лишь среднее $m_\varepsilon(t) = \bar{\varepsilon}(t)$ и дисперсию $D_\varepsilon(t)$.

Когда погрешность $\varepsilon(t)$ соответствует эргодическому случайному процессу, статистическое усреднение при вычислении показателей точности $m_\varepsilon(t)$ и $D_\varepsilon(t)$ заменяют усреднением по времени, а вместо корреляционной функции погрешности находят ее спектральную плотность $\bar{S}_\varepsilon(f)$.

Математическое ожидание погрешности m_ε , называемое смещением, дает систематическую составляющую погрешности, которую рациональным проектированием и эксплуатацией системы можно сделать много меньше случайной составляющей, т.е. $m_\varepsilon < \sqrt{D_\varepsilon}$.

Для характеристики точности измерителя используют средний квадрат погрешности $\bar{\varepsilon}^2 = m_{\varepsilon}^2 + D_{\varepsilon} (\bar{\varepsilon})^2 = \sigma_{\varepsilon}^2$ или ее среднеквадратическое значение $\varepsilon_{скв} = \sqrt{\bar{\varepsilon}^2}$. Эти показатели определяют точность системы лишь в среднем и не позволяют судить о том, сколь часто возможны погрешности, превышающие их усредненные значения. Поэтому точность зависит также от вероятности $P(|\varepsilon| \leq \varepsilon_{дон})$ того, что погрешность не превысит допустимого значения $\varepsilon_{дон}$.

В связи с большим числом разнообразных причин, влияющих на измерение РНП, можно считать, что погрешность измерений, согласно центральной предельной теореме, имеет нормальное распределение и вероятность $P(|\varepsilon| \leq \varepsilon_{дон})$ полностью задается значениями $\bar{\varepsilon}$ и σ_{ε} . Так, вероятность того, что погрешность несмещенных измерений не превысит σ_{ε} , равна 0,683. Часто точность характеризуют максимальной погрешностью, равной $2\sigma_{\varepsilon}$ и соответствующей вероятности $P(|\varepsilon| \leq 2\sigma_{\varepsilon}) = 0,95$, и ее предельным значением $3\sigma_{\varepsilon}$ при вероятности $P(|\varepsilon| \leq 3\sigma_{\varepsilon}) = 0,997$. В последнем случае только 0,3% измерений имеют погрешность, превышающую $3\sigma_{\varepsilon}$. В радионавигации широко применяют позиционный метод определения положения объекта в пространстве, точность которого зависит от погрешностей фиксации поверхностей и линий положения.

2.2 Погрешности определения линий положения радионавигационных систем

Погрешность определения поверхности (линий) положения оценивают отрезком нормали l между поверхностями (линиями) положения, соответствующими истинному и измеренному значениям РНП.

Уравнение РНП в декартовой системе координат можно записать в виде $p = p(x, y, z)$ в пространстве и $p = p(x, y)$ на плоскости. Эти уравнения соответствуют трехмерному и двумерному скалярным полям параметра p . В пределах рабочих зон РНС функция $p(x, y, z)$ непрерывна и дифференцируема, поэтому изменение скалярного поля РНП можно описать его градиентом $grad p$, т. е. вектором, показывающим направление наискорейшего роста параметра p .

Если \mathbf{l} —единичный вектор, направленный вдоль нормали к поверхности (линии) положения в сторону роста p , то скалярное произведение $\mathbf{l} \text{grad } p = \partial p / \partial l$.

Модуль градиента $g = |\text{grad } p| = |\partial p / \partial l|$ позволяет связать погрешность измерения РНП Δp с погрешностью фиксации поверхностей (линий) положения Δl :

$$\Delta l = \Delta p / g . \quad (2.1)$$

Из этого уравнения следует, что точность определения поверхностей (линий) положения увеличивается с ростом точности измерения и модуля градиента поля РНП.

Если функции $p = p(x, y, z)$ или $p = p(x, y)$ заданы аналитически, то модуль градиента для поверхности положения

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial z}\right)^2} , \quad (2.2)$$

для линии положения

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial y}\right)^2} . \quad (2.3)$$

Воспользовавшись приведенными соотношениями, оценим погрешность определения линий положения для дальномерного, угломерного и разностно-дальномерного методов местоопределения.

В дальномерных системах измеряется время задержки сигнала τ_D . Это время связано с навигационным параметром D формулой $D = c\tau_D$ для беззапросного дальномера и $D = c\tau_D / 2$ для дальномера с запросом и радиовысотомера.

При измерении дальности линии положения имеют форму окружностей радиусом D (рисунок 2.1) при расположении ответчика в точке O , а объекта с запросчиком - в точке M . Найдем среднеквадратическое значение погрешности определения линии положения σ_l при погрешности измерения РНП, равной ΔD . В выбранной системе координат $D = \sqrt{x^2 + y^2}$, $p = D$. Согласно выражению (2.3), $g_D = |\text{grad} D| = 1$ и $\Delta l = \Delta D$.

Отсюда следует, что

$$\sigma_l = \sigma_D = \frac{c}{2} \sigma_\tau, \quad (2.4)$$

где σ_D — среднее квадратическое значение погрешности измерения D ; σ_τ — среднее квадратическое значение погрешности измерения временной задержки сигнала τ_D ; c — скорость распространения радиоволн.

В угломерных РНС измеряемым РНП является угол α (рисунок 2.2), а погрешность его измерения $\Delta\alpha$. Линией положения будет прямая ОМ.

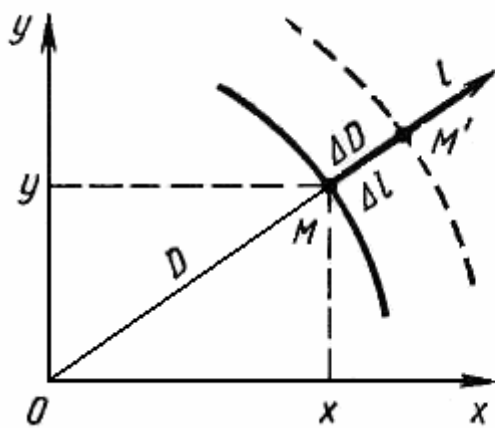


Рисунок 2.1

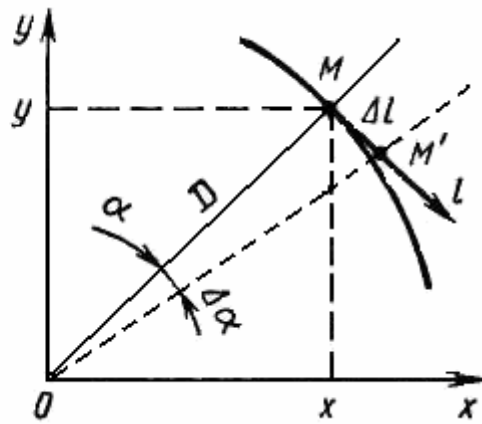


Рисунок 2.2

Найдем среднее квадратическую погрешность определения линии положения σ_l . При $p = \alpha = \text{arctg}(x/y)$ с учетом выражения (2.3) и рисунка 2.2 найдем

$$g_\alpha = |\text{grad} \alpha| = \frac{1}{\sqrt{x^2 + y^2}} = \frac{1}{D}.$$

Тогда в соответствии с формулой (2.1) $\Delta l = \frac{\Delta\alpha}{g_\alpha} = D\Delta\alpha$ и, следо-

вательно,

$$\sigma_l = D\sigma_\alpha. \quad (2.5)$$

В разностно-дальномерных РНС измеряемым параметром является разность расстояний $p = D_p = D_A - D_B$ объекта от ведущей А и ведомой В станций с расстоянием между ними (базой) d (рисунок 2.3). Здесь линия положения — гипербола, а ψ — угол, под которым из точки расположения объекта М видна база.

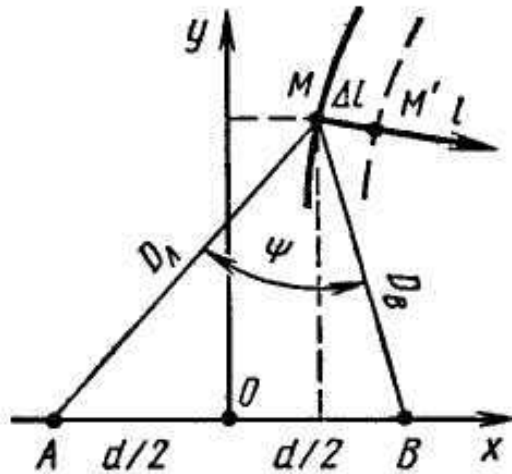


Рисунок 2.3

Согласно рисунку 2.3, $D_p = \sqrt{(x + d/2)^2 + y^2} - \sqrt{(d/2 - x)^2 + y^2}$.

В соответствии с выражением 2.3

$$g_{D_p} = |\text{grad} D_p| = \sqrt{2 \left(1 - \frac{x^2 + y^2 - d^2/4}{D_A D_B} \right)} = \sqrt{2 \left(1 - \frac{D_A^2 + D_B^2 - d^2}{2D_A D_B} \right)}.$$

Но $D_A^2 + D_B^2 - d^2 = 2D_A D_B \cos \psi$ и, следовательно,

$$g_{D_p} = \sqrt{2(1 - \cos \psi)} = 2 \sin(\psi/2).$$

Отсюда смещение линий положения, вызванное погрешностью ΔD_p измерения разности расстояния D_p ,

$$\Delta l = \frac{\Delta D_p}{g_{D_p}} = \frac{\Delta D_p}{2 \sin(\psi/2)}.$$

Среднеквадратическое значение погрешности определения линии положения

$$\sigma_l = \frac{\sigma_{D_p}}{2 \sin(\psi/2)}.$$

Учитывая, что среднеквадратическое значение погрешности измерения РНП $\sigma_{D_p} = c \sigma_\tau$, получим

$$\sigma_l = \frac{c\sigma_\tau}{2\sin(\psi/2)}. \quad (2.6)$$

Следовательно, станции необходимо располагать так, чтобы в рабочей зоне системы угол ψ был по возможности больше.

2.3 Погрешности определения координат объекта позиционным методом

Местоположение объекта позиционным методом определяется как точка пересечения как минимум двух линий положения различных семейств. Погрешность определения линий положения приводит к погрешности нахождения координат объекта. Если объект M находится на значительном расстоянии от наземных станций, то погрешности Δl_1 и Δl_2 определения пересекающихся линий положения AB и CD (рисунок 2.4) считают малыми по сравнению с расстояниями от объекта до станций. Линии положения $A'B'$ и $C'D'$, полученные в результате измерения, считаются параллельными линиям AB и CD . Точка M' , соответствующая оценке положения объекта, найденной в результате измерения, оказывается на расстоянии r от точки M , отражающей истинное положение объекта. Таким образом, расстояние r есть радиальная погрешность измерения. Так как Δl_1 и Δl_2 перпендикулярны линиям положения, то, согласно рисунку 2.4, радиальная погрешность

$$r = \frac{\sqrt{\Delta l_1^2 + \Delta l_2^2 + 2\Delta l_1\Delta l_2 \cos \alpha_M}}{\sin \alpha_M},$$

где α_M — угол, под которым пересекаются линии положения.

Так как погрешности Δl_1 и Δl_2 — величины случайные, то случайна и радиальная погрешность r и ее среднеквадратическое значение

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{\sigma_{l1}^2 + \sigma_{l2}^2 + 2\sigma_{l1}\sigma_{l2}\rho \cos \alpha_M}}{\sin \alpha_M}, \quad (2.7)$$

где ρ — коэффициент взаимной корреляции погрешностей определения линий положения.

При некоррелированности измерений линий положения $\rho = 0$ среднеквадратическое значение погрешности измерения местоположения

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{\sigma_{l1}^2 + \sigma_{l2}^2}}{\sin \alpha_M}. \quad (2.8)$$

Таким образом, точность нахождения местоположения растет при уменьшении погрешностей определения линий положения σ_{l1} и σ_{l2} и приближения угла пересечения линий положения α_M к 90° .

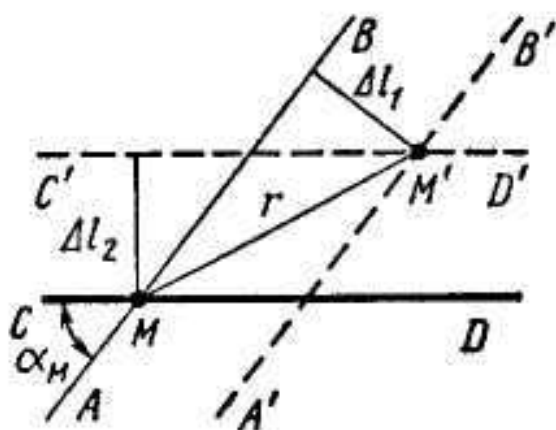


Рисунок 2.4

Если оценка погрешностей на основе приближенных формул недостаточна, то используют более полные статистические характеристики, позволяющие оценить вероятность того, что расчетная точка пересечения двух линий положения находится в пределах области, называемой эллипсом погрешностей или эллипсом рассеяния.

Ориентировка эллипса погрешностей зависит от погрешностей измерения линий положения σ_{l1} и σ_{l2} и угла пересечения линий положения α_M .

В случае одинаковой точности определения линий положения, т.е. при $\sigma_{l1} = \sigma_{l2} = \sigma_l$, большая полуось эллипса a совпадает с биссектрисой угла α_M , а размеры полуосей эллипса погрешностей

$$a = \frac{\sigma_l c_1}{\sqrt{1 - \cos \alpha_M}}; \quad b = \sigma_l c_1 \sqrt{1 + \cos \alpha_M},$$

где c_1 — постоянная величина.

При $\alpha_M = 90^\circ$ эллипс превращается в окружность, так как $a = b = \sigma_1 c_1$. Вероятность попадания расчетных координат объекта в пределы области Q , ограниченной эллипсом погрешностей:

$$P_M = \iint_Q W(\Delta l_1, \Delta l_2) dl_1 dl_2.$$

Это выражение позволяет вычислить вероятность P_M при заданных размерах эллипса погрешностей. Так, значения $c_1 = 1,5; 2,0; 2,5; 3,0$ соответствуют вероятностям $P_M = 0,68; 0,86; 0,96; 0,99$. Полученные соотношения используются при расчете рабочих зон РНС.

2.4 Рабочие зоны радионавигационных систем

Рабочая зона (область) РНС—часть пространства (поверхности), в пределах которой обеспечивается нахождение координат объекта с погрешностью, не превышающей максимально допустимой σ_m . При этом принимаемый сигнал должен превышать пороговое значение $P_{смин}$, соответствующее максимальной дальности действия системы. Таким образом, границы рабочей зоны определяются равенствами $D = D_{max}$ и $\sigma_r = \sigma_{rm}$, где σ_r — среднеквадратическое значение радиальной погрешности согласно формуле (2.7); σ_{rm} — ее максимально допустимое значение.

Обычно границы рабочей зоны РНС рассчитывают из условия заданной точности местоопределения $\sigma_r \leq \sigma_{rm}$, условие $D \leq D_{max}$ является проверочным, поскольку максимальная дальность действия РНС зависит от порогового сигнала, необходимого для получения точности местоопределения не ниже заданной. Найдем рабочие зоны дальномерных, угломерных, угломерно-дальномерных и разностно-дальномерных систем.

Рабочие зоны дальномерных РНС. Построим рабочую зону дальномерной системы с запросчиком на борту объекта в точке M (рисунок 2.5) и двумя наземными ответчиками в точках A и B на расстоянии d между ними. Если погрешность измерения времени задержки до обоих ответчиков одинакова: $\sigma_{\tau A} = \sigma_{\tau B} = \sigma_\tau$, то по формуле (2.8) для независимого измерения дальностей D_A и D_B найдем

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{\sigma_{l1}^2 + \sigma_{l2}^2}}{\sin \alpha_M} = \frac{\sqrt{2}\sigma_D}{\sin \alpha_M} = \frac{\sqrt{2}c\sigma_\tau}{\sin \alpha_M}, \quad (2.9)$$

так как $\sigma_l = \sigma_D / g_D = \sigma_D = c\sigma_\tau / 2$ (для дальномерных систем $g_D = 1$).

По формуле (2.9) можно построить кривую равной точности $\sigma_r = \sigma_{rm}$, ограничивающую рабочую зону РНС. Для этого нужно вычислить угол α_M из условия

$$\sin \alpha_M = \frac{\sqrt{2}\sigma_D}{\sigma_{rm}} = const.$$

Следовательно, кривая равной точности есть линия, все точки которой являются вершинами угла $\alpha_M = const$, т. е. окружность, проходящая через точки A и B ; отрезок d есть хорда этой окружности.

Так как центральный угол хорды равен $2\alpha_m$, то из треугольника AOC легко найти радиус окружности равной точности: $R_{pm} = OA = d / (2 \sin \alpha_m)$. Через точки A и B можно провести и вторую окружность равной точности, симметричную относительно d . Площадь, ограниченная этими окружностями, и будет рабочей зоной дальномерной системы, в пределах которой погрешность определения местоположения не превышает допустимую σ_{rm} .

Иногда условия работы системы в некоторых направлениях неодинаковы (например, при расположении ответчиков на берегу) и приходится учитывать ограничения рабочей зоны системы по ее максимальной дальности действия $D \leq D_{\max}$.

Рабочие зоны угломерных РНС. Построим рабочую зону угломерной РНС, когда радиопеленгатор находится на борту объекта в точке M (рисунок 2.6), а наземные маяки расположены в пунктах A и B на расстоянии d между собой и D_A и D_B от объекта M , при этом линии положения пересекаются под углом α_M .

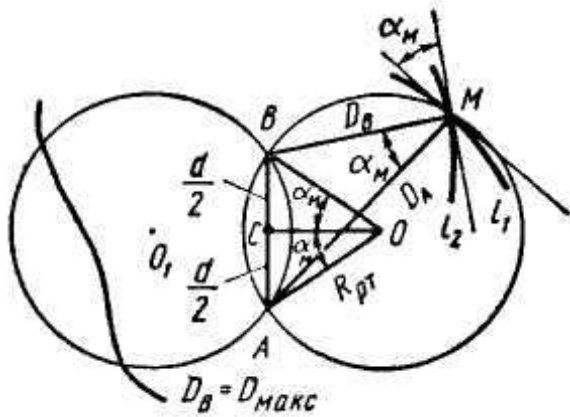


Рисунок 2.5

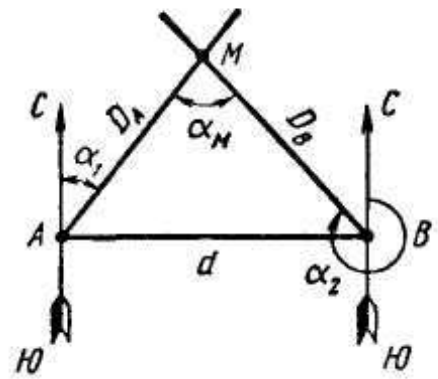


Рисунок 2.6

Предполагая, что измерение азимутов α_A и α_B производится с одинаковой точностью $\sigma_{\alpha A} = \sigma_{\alpha B} = \sigma_\alpha$, а меридианы в пунктах A , B и M можно считать параллельными, с учетом выражения (2.5) запишем формулу (2.8) в виде

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{D_A^2 \sigma_\alpha^2 + D_B^2 \sigma_\alpha^2}}{\sin \alpha_M}. \quad (2.11)$$

Для построения линии равной точности, ограничивающей рабочую зону угломерной системы, нужно решить уравнение (2.11) при $\sigma_r = \sigma_{rm}$. Это уравнение приводят к более простому виду $\sigma_r = K_\alpha d \sigma_\alpha^0$. Для коэффициента

$$K_\alpha = \frac{0,117}{\sin \alpha_M} \sqrt{\left(\frac{D_A}{d}\right)^2 + \left(\frac{D_B}{d}\right)^2}$$

составлены таблицы, приведенные в специальной справочной литературе по радионавигации.

В этом случае кривые равной точности строят в соответствии с формулой

$$K_\alpha = \sigma_{rm} / (d \sigma_\alpha^0). \quad (2.12)$$

Кривые равной точности угломерной системы также располагаются симметрично относительно базы d , но они отличаются от окружностей и не все проходят через точки A и B . В частности, при

$\alpha_M = 109^\circ 28'$ кривые равной точности сжимаются в точку, лежащую на нормали, к середине базы d на расстоянии, равном $d / (2\sqrt{3})$ по обе стороны от нее. В этих точках погрешность местоопределения минимальна: $\sigma_r = \sigma_{r \min} = 0,016d\sigma_\alpha^0$. Для всех остальных точек рабочей зоны угломерной системы погрешность определения местоположения выше.

Так как с увеличением расстояния от базы погрешность местоопределения быстро растет, то ограничение рабочей зоны условием $\sigma_r \leq \sigma_{rm}$ является более жестким, чем $D \leq D_{\max}$; последнее для угломерных систем обычно не учитывают.

Рабочие зоны угломерно-дальномерных систем. Угломерно-дальномерный метод местоопределения используют в системах радиолокации, ближней навигации и посадки самолетов. Для таких систем линии положения пересекаются под углом $\alpha_M = \pi/2$, $\sigma_{l1} = D\sigma_\alpha$ и $\sigma_{l2} = \sigma_D$. Поэтому формула (2.8) для погрешности σ_r принимает вид

$$\sigma_r = \sqrt{(D\sigma_\alpha)^2 + \sigma_D^2}. \quad (2.13)$$

Из этого уравнения при $\sigma_r = \sigma_{rm} = const$ можно найти линию равной точности, ограничивающую рабочую область системы. Из формулы (2.13) следует, что этой линией будет окружность с центром в месте расположения наземной станции и радиусом

$$R_m = D = \frac{\sqrt{\sigma_{rm}^2 - \sigma_D^2}}{\sigma_\alpha}. \quad (2.14)$$

При построении рабочей зоны учитывают условие $D \leq D_{\max}$, а также форму ДНА наземной станции и другие ее параметры (например, длительность импульса), которые могут ограничивать рабочую зону системы также по минимально возможной дальности работы системы.

Рабочие зоны разностно-дальномерных систем. Для определения местоположения объекта M в разностно-дальномерной системе используют по крайней мере две пары станций AB и AC (рисунок 2.7) с пересекающимися под углом α_M линиями положения (гиперболами).

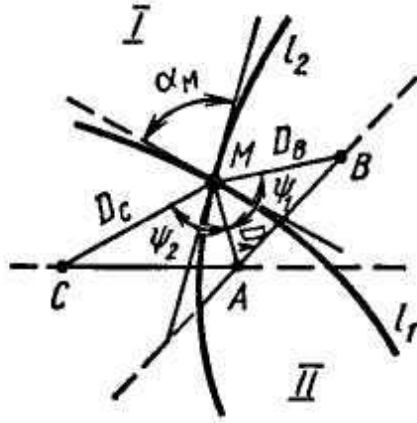


Рисунок 2.7

Если погрешности измерения времени задержки по первой и второй парам равны соответственно $\sigma_{\tau 1}$ и $\sigma_{\tau 2}$, а базовые углы первой и второй пар— ψ_1 и ψ_2 , то в соответствии с формулой (2.6)

$$\sigma_{l1} = \frac{c\sigma_{\tau 1}}{2\sin(\psi_1/2)}; \sigma_{l2} = \frac{c\sigma_{\tau 2}}{2\sin(\psi_2/2)}.$$

Если эти погрешности независимы, то, согласно выражению (2.8),

$$\sigma_r = \frac{c\sqrt{\sigma_{\tau 1}^2 \sin^2(\psi_2/2) + \sigma_{\tau 2}^2 \sin^2(\psi_1/2)}}{2\sin\alpha_M \sin(\psi_1/2)\sin(\psi_2/2)}. \quad (2.15)$$

При $\sigma_{\tau 1} = \sigma_{\tau 2} = \sigma_{\tau}$, что часто бывает на практике, выражение (2.15) упрощается:

$$\sigma_r = \frac{c\sigma_{\tau} \sqrt{\sin^2(\psi_2/2) + \sin^2(\psi_1/2)}}{2\sin\alpha_M \sin(\psi_1/2)\sin(\psi_2/2)}. \quad (2.16)$$

Это соотношение можно упростить для основных областей (I и II на рисунке 2.7) рабочей зоны системы, где угол α_M представляют через углы ψ_1 и ψ_2 , которые делятся касательными к гиперболам в точке M пополам. Поэтому $\alpha_M = (\psi_1 + \psi_2)/2$ и, следовательно,

$$\sigma_r = \frac{c\sigma_{\tau} \sqrt{\sin^2(\psi_2/2) + \sin^2(\psi_1/2)}}{2\sin\frac{\psi_1 + \psi_2}{2} \sin(\psi_1/2)\sin(\psi_2/2)} = K_p c\sigma_{\tau}, \quad (2.17)$$

где $K_p = \frac{\sqrt{\sin^2(\psi_2/2) + \sin^2(\psi_1/2)}}{2 \sin \frac{\psi_1 + \psi_2}{2} \sin(\psi_1/2) \sin(\psi_2/2)}$ —табулированный коэф-

фициент, на основе которого строят линии равной точности, например линию, ограничивающую рабочую зону системы в соответствии с уравнением $K_p = \sigma_{rm}/c\sigma_\tau$.

Рабочая зона разностно-дальномерной системы имеет сложную конфигурацию, определяемую геометрическим фактором системы (размещением станций).

2.5 Влияние геометрического фактора радионавигационной системы и условий распространения радиоволн на точность определения местоположения объекта

При построении рабочих зон РНС вводят геометрический фактор системы Γ , связывающий точность местоопределения с видом системы и взаимным расположением станций и объекта. При определении границ рабочих зон РНС использовалась формула (2.8). С учетом выражения (2.1) можно привести ее к виду

$$\sigma_r = \frac{1}{\sin \alpha_M} \sqrt{\frac{\sigma_p^2}{g_1^2} + \frac{\sigma_p^2}{g_2^2}} = \frac{\sigma_p}{\sin \alpha_M} \sqrt{\frac{1}{g_1^2} + \frac{1}{g_2^2}}, \quad (2.18)$$

поскольку при равноточных измерениях радионавигационного параметра p $\sigma_{l1} = \sigma_p / g_1$, $\sigma_{l2} = \sigma_p / g_2$. Из формулы (2.18) получим общее выражение для геометрического фактора РНС

$$\Gamma = \frac{\sigma_r}{\sigma_p} \frac{1}{\sin \alpha_M} \sqrt{\frac{1}{g_1^2} + \frac{1}{g_2^2}}, \quad (2.19)$$

являющегося отношением погрешности определения местоположения к погрешности измерения РНП. Из выражения (2.19) следует, что линии равной точности, использованные ранее для определения рабочих зон РНС, являются линиями постоянного геометрического фактора. Следовательно, выражение (2.19) может быть использовано для построения линий равной точности, в частности для определения границ рабочих зон.

Для дальномерной РНС градиент $g_D = 1$. Следовательно,

$$\Gamma_D = \sqrt{2} / \sin \alpha_M. \quad (2.20)$$

Для угломерной системы $g_\alpha = 1/D$ и

$$\Gamma_\alpha = \frac{\sqrt{D_A^2 + D_B^2}}{\sin \alpha_M}. \quad (2.21)$$

Для разностно-дальномерной системы $g_{Dp} = 2 \sin(\psi/2)$ и

$$\Gamma_{Dp} = \frac{1}{2 \sin \alpha_M} \sqrt{\frac{1}{\sin^2(\psi_1/2)} + \frac{1}{\sin^2(\psi_2/2)}}. \quad (2.22)$$

Анализ приведенных формул позволяет выбрать наиболее рациональное расположение станций системы (геометрию системы) для обслуживания заданного района, например района интенсивных полетов. Для этого станции системы нужно расположить так, чтобы интересующий район находился в области наименьших значений Γ .

В заключение отметим, что коэффициенты K_α и K_p , использованные при определении границ рабочих зон угломерной и разностно-дальномерной систем, являются геометрическим фактором соответствующей системы на границе ее рабочей зоны.

При выборе или создании РНС для того или иного типа объектов и района обслуживания должны учитываться особенности распространения радиоволн.

В РНС с наземным базированием для точного местоопределения используют поверхностные волны, имеющие более стабильные параметры, чем пространственные, отраженные от ионосферы. Однако скорость распространения радиоволн над подстилающей поверхностью отличается от скорости распространения в однородной атмосфере, что может оказывать существенное влияние на точность местоопределения, особенно в системах дальней радионавигации. Прогнозирование скорости распространения и введение соответствующих поправок затруднено при неоднородности подстилающей поверхности на трассе распространения. В этом случае приходится определять поправки для отдельных участков трассы, после чего вычислять усредненную скорость для всей трассы.

В диапазоне гектометровых (средних) волн под воздействием

неоднородностей подстилающей поверхности и атмосферы наблюдается зависимость фазовой скорости распространения от частоты (дисперсия скорости распространения). Поэтому при составлении навигационных карт импульсных РНС учитывают усредненное по всем частотам спектра сигнала значение скорости распространения радиоволн, называемое групповой скоростью $v_{гр}$.

На положение фазового фронта поверхностных радиоволн, а следовательно, и на точность местоопределения также влияют локальные неоднородности подстилающей поверхности вблизи точки приема радиосигнала (горы, холмы, береговая линия, линии электропередачи). Учесть их влияние можно лишь калибровкой системы непосредственно в месте приема.

В глобальных РНС наземного базирования, работающих в метрическом диапазоне радиоволн (СДВ), погрешности измерения РНП связаны с сезонными и суточными изменениями фазы колебаний принимаемых радиосигналов, зависящими от высоты Солнца вдоль трассы распространения. Прогнозировать поправки можно лишь для регулярной составляющей этих изменений. Предсказать воздействие случайных ионосферных возмущений заранее невозможно. Однако, учитывая значительную корреляцию изменений условий распространения в этом диапазоне радиоволн на ближайших расстояниях (над морем до нескольких сотен километров), можно оперативно вводить поправки, вычисляемые на контрольных пунктах и сообщаемые по каналу связи потребителю. Используются также способы автоматического ввода поправок непосредственно при определении местоположения объекта.

3 АВИАЦИОННЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

3.1 Угломерные радионавигационные системы

Угломерные РНС делятся на наземные радиопеленгаторы и самолетные радиоконпасы. *Радиопеленгатором* называется радиоприемное устройство с направленным приемом радиоволн, предназначенные для определения направления на источник излучения.

Радиопеленгаторы относятся к угломерным радионавигационным системам, позволяющим определить направление на источник радиоволн, т.е. производить пеленгование.

Зависимость напряжения принимаемого радиосигнала от направления прихода радиоволн описывается выражением (1.6) и для определения направления прихода радиоволн можно непосредственно использовать зависимость амплитуды принимаемого сигнала от отклонения оси ДНА от направления на источник радиосигнала, выражаемую функциями $G(\vartheta)$ и $G(\beta)$. Такой метод пеленгования называется амплитудным.

При приеме сигнала на две или несколько разнесенных в пространстве антенн фазовый сдвиг сигналов, возбуждаемых в антеннах, зависит от направления прихода радиоволн. Метод определения направления измерением фазовых сдвигов сигналов в антеннах называют фазовым.

При частотной модуляции сигнала возможно использование и частотного метода определения направления, который иногда применяется совместно с амплитудным для повышения точности РНС.

Наибольшее распространение нашли амплитудные самолетные радиопеленгаторы.

Направление на источник излучения определяется методами максимума, минимума и сравнения амплитуд (рисунок 3.1).

При пеленговании по методу максимума используется однолепестковая диаграмма направленности (рисунок 3.1,а). Направление на источник излучения определяется по максимуму принимаемого сигнала.

Достоинство – простота антенной системы. Недостаток – трудно создать узкую диаграмму направленности при необходимости обеспечить большую дальность, что приводит к малой крутизне изменения сигнала при значительных отклонениях от направления на источник излучения.

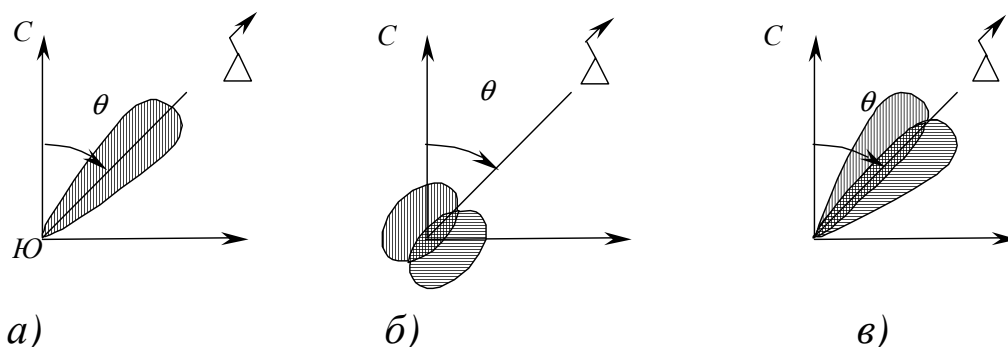


Рисунок 3.1

При пеленговании по методу минимума используется двухлепестковая диаграмма направленности антенны (рисунок 3.1,б). Пеленг при этом определяется по минимальному принимаемому сигналу от источника излучения.

Крутизна изменения сигнала здесь выше, но наличие шумов приводит к появлению зоны неопределенности, т.е. сигнал от источника излучения исчезнет в шумах раньше, чем суммарная диаграмма направленности своим минимумом будет направлена на источник излучения, одновременно в момент пеленга исчезает и сигнал.

Радиопеленгаторы, использующие метод сравнения сигналов, имеют двухлепестковую диаграмму направленности (рисунок 3.1,в). Каждый лепесток имеет свою окраску. Например, промодулирован разными частотами.

Направление на источник определяется в момент, когда сигналы от обоих лепестков равны (равносигнальная зона). Данный метод более точен, но сложен в техническом решении из-за сложности антенных систем, необходимых для получения двухлепестковых диаграмм направленности.

Радиопеленгаторы широко используются в авиационной навигации. С помощью наземных радиопеленгаторов определяется направление на самолетную радиостанцию (пеленг), а с помощью самолетных радиопеленгаторов (радиокомпасов) – курсовой угол радиостанции Θ (рисунок 3.2).

Таким образом, *радиокомпасами* называются бортовые автоматические радиопеленгаторы, позволяющие непрерывно определять курсовой угол наземного радиопередатчика. Пеленгуемым передатчиком может служить широкоэмиттерная радиостанция (РС) или РС, специально предназначенная для определения направления с

борта ВС в точку ее расположения. Такая РС называется приводной, или ненаправленным радиомаяком (РМ).

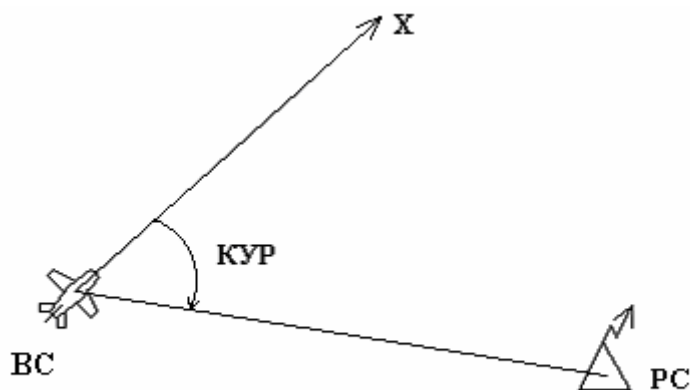


Рисунок 3.2

Приводные радиостанции (ПРС) устанавливаются на воздушных трассах и аэродромах. В последнем случае они называются приводными аэродромными РС. Основное их назначение — обеспечение вывода ВС в точку их размещения (эта операция называется приводом ВС). Вывод осуществляется полетом с выдерживанием КУР, равным нулю (пассивный полет), или с выдерживанием КУР, равным углу сноса (активный полет). Радиокompас позволяет фиксировать и момент пролета ПРС: в этот момент КУР изменяется скачком на 180° . Радиокompасы используют также для вывода ВС в точку нахождения ВС, потерпевшего аварию. Радиокompасы отличаются также простотой конструкции, надежны и удобны в работе. Поэтому они получили широкое распространение. Кроме задач навигационного характера, радиокompасы могут использоваться в качестве резервного средства односторонней связи между руководителем полетов и экипажем, пригодного для передачи данных на борт с помощью приводной РС при отказе бортовой радиостанции на самолете.

Современные АРК используются при полете ВС по маршруту и предпосадочном маневрировании. Существуют также специальные АРК ультракоротковолнового диапазона для привода ВС на аварийные радиостанции и другие УКВ радионавигационные точки при поисковых и спасательных работах. В составе навигационных комплексов (НК) автоматические радиокompасы используются как резервное радионавигационное устройство, поскольку на всех совре-

менных ВС установлена бортовая аппаратура радиосистемы ближней навигации (РСБН).

Современные АРК работают в международном диапазоне частот 150-1799,5 кГц. Переключение настройки на дальнюю и ближнюю приводные аэродромные радиостанции при заходе на посадку происходит автоматически.

Принцип действия АРК основан на использовании направленных свойств рамочной антенны (РА) (рисунок 3.3). РА с одной вертикальной обмоткой имеет в горизонтальной плоскости диаграмму направленности (ДН) в виде восьмерки с двумя четко выраженными направлениями нулевого приема, сдвинутыми в пространстве относительно друг друга на 180° .

Электромагнитное поле с вертикальной поляризацией наводит в РА ЭДС, амплитуда которого зависит от направления прихода радиоволны.

Сигнал на выходе рамки определяется выражением

$$e_p(t) = E_{pm} \sin \Theta \sin(\omega_0 t) \quad (3.1)$$

где $\omega_0 = 2\pi f_0$ - несущая частота сигнала радиостанции; E_{pm} - максимальная амплитуда ЭДС; Θ - угол между нормалью к плоскости рамки и направлением прихода радиоволн. На рисунке 3.3 \vec{E} и \vec{H} - векторы напряженности электрического и магнитного полей, \vec{P} - вектор Умова-Пойтинга, характеризующий направление распространения радиосигнала.

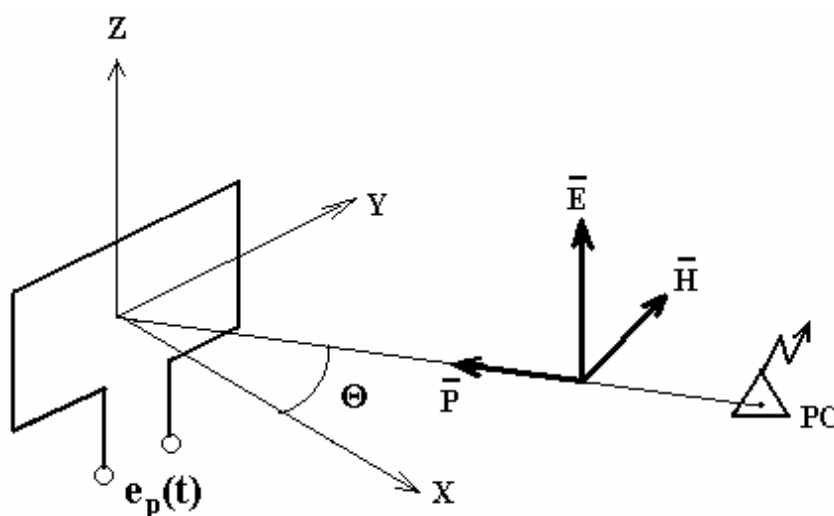


Рисунок 3.3

Максимальная амплитуда сигнала E_{pm} зависит от напряженности электромагнитного поля, от количества витков в рамке и от магнитных свойств сердечника, на который намотана рамка. В рамке наводится максимальная ЭДС, если плоскость рамки совпадает с направлением прихода сигнала, т.е. $\Theta = 90^\circ$ или $\Theta = 270^\circ$, и ЭДС равна 0, если $\Theta = 0$ или $\Theta = 180^\circ$. При переходе через направление нулевого приема фаза сигнала на выходе РА меняется на 180° . Используя направление нулевого приема, можно запеленговать работающую радиостанцию (рисунок 3.4), но при наличии шумов точность пеленгования будет невысокой. Кроме того, отсчет пеленга будет неоднозначным.

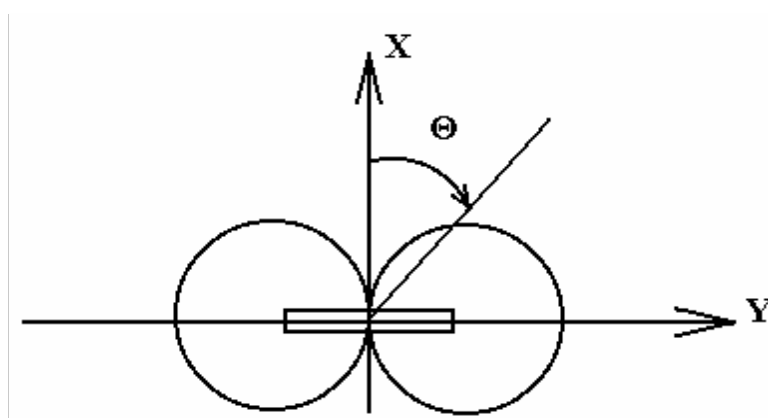


Рисунок 3.4

Для повышения точности пеленгования и устранения неоднозначности отсчета сигнал $e_p(t)$ необходимо сложить с сигналом ненаправленной антенны (ННА) $e_a(t)$, который имеет вид:

$$e_a(t) = E_a \cos(\omega_0 t). \quad (3.2)$$

Анализ сигналов по формулам (3.1) и (3.2) показывает, что сигнал РА $e_p(t)$ сдвинут по фазе относительно сигнала ННА $e_a(t)$ на 90° . Это объясняется тем, что РА является магнитной и работает на магнитную составляющую радиоволны, а ННА – это электрическая антенна, которая работает на электрическую составляющую радиоволны. Кроме того, максимальная амплитуда сигнала РА E_{pm} много меньше амплитуды сигнала ННА E_a из-за того, что действующая высота РА много меньше действующей высоты ННА. Поэтому указанные сигналы перед сложением необходимо сбалансировать по амплитуде и фазе. Для этого сигнал РА усиливается и сдвигается по

фазе в канале РА так, чтобы $E_{pm} = E_a = E$, а сигналы $e_p(t)$ и $e_a(t)$ были в фазе или в противофазе. После сложения суммарный сигнал будет иметь вид

$$e_{\Sigma}(t) = E(1 + \sin \Theta) \cos(\omega_0 t). \quad (3.3)$$

При этом можно предположить, что сигнал, описываемый выражением (3.3), получен на выходе некоторой суммарной антенной системы, имеющей ДН в виде кардиоиды. На рисунке 3.5 знаком "0" условно помечены зоны ДН, от которых сигнал имеет начальную фазу 0, а знаком " π " - начальную фазу 180° .

Если перед сложением сигнала РА $e_p(t)$ коммутировать, периодически меняя фазу высокочастотного заполнения на 180° (на рисунке 3.5 знаки "0" и " π " в скобках), то суммарная ДН будет перебрасываться относительно вертикальной оси (пунктирная кардиоида).

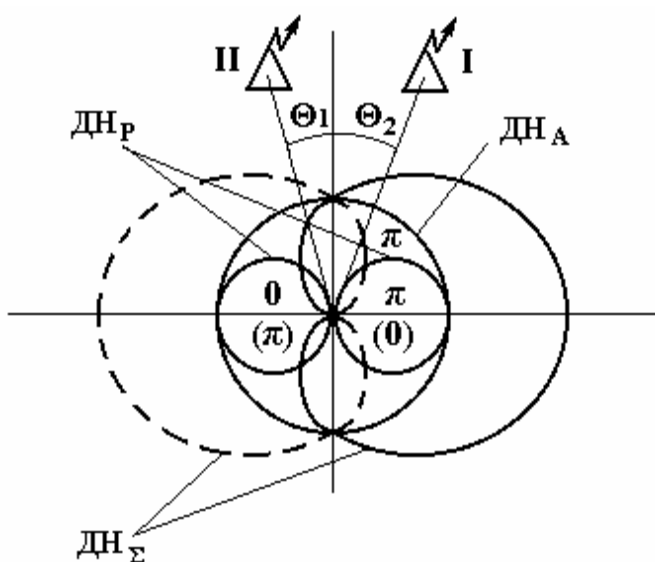


Рисунок 3.5

Таким образом, получается равносигнальное направление, которое и используется для пеленгования работающей радиостанции.

Сигнал (3.3) в этом случае приобретает вид

$$e_{\Sigma}(t) = E(1 \pm m) \cos(\omega_0 t). \quad (3.4)$$

Это амплитудно-модулированный сигнал, а $m = \sin \Theta$ - коэффициент амплитудной модуляции. Знаки "+" и "-" чередуются с частотой коммутации сигнала рамочной антенны. Коэффициент модуляции m , а следовательно, и глубина амплитудной модуляции сум-

марного сигнала зависит от угла Θ . Фаза амплитудной модуляции зависит от стороны отклонения угла Θ относительно равносигнального направления.

При невыполнении баланса фаз сигналов формул (3.1) и (3.2) в суммарном сигнале появляется паразитная фазовая модуляция и снижается коэффициент амплитудной модуляции. Если нарушается условие баланса амплитуд, то при $E_a > E_{pm}$ минимум кардиоиды притупляется (рисунок 3.6,а), коэффициент амплитудной модуляции уменьшается. При $E_a < E_{pm}$ кардиоида приобретает дополнительный минимум (рисунок 3.6,б), в суммарном сигнале наступит перемодуляция. Во всех случаях снижается чувствительность следящей системы АРК и увеличивается погрешность определения КУР.

Продетектировав сигнал (3.4), можно выделить напряжение огибающей амплитудной модуляции и использовать его для вращения РА. Для этого усиленное напряжение огибающей суммарного сигнала подается на двигатель вращения РА. В зависимости от фазы этого напряжения двигатель будет вращаться в ту или иную сторону. Когда одно из равносигнальных направлений совпадет с направлением прихода радиоволн, то $m = 0$, амплитудная модуляция будет отсутствовать, напряжение огибающей будет равно нулю и двигатель остановится. Рамочная антенна будет ориентирована на работающую радиостанцию.

Такая замкнутая система автоматического управления и положена в основу принципа работы АРК.

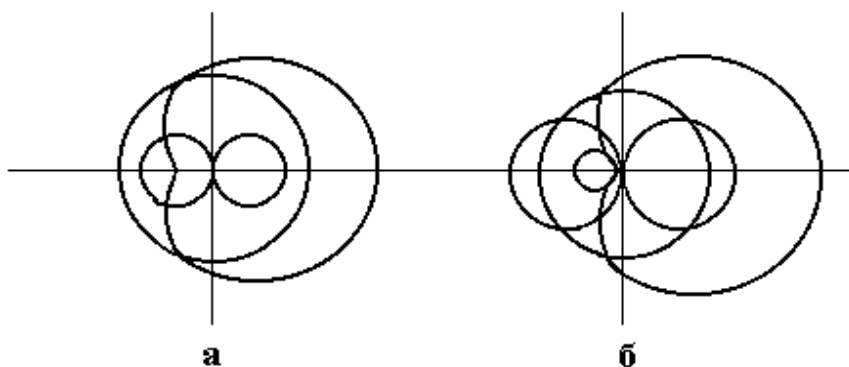


Рисунок 3.6

Обобщенная структурная схема АРК показана на рисунке 3.7. Сигнал с РА поступает в канал рамочной антенны (КРА), где усиливается и сдвигается по фазе для фазировки и балансировки с сигналом ННА. При этом необходимо учитывать набег фазы при про-

хождении сигнала по кабелю, соединяющему РА с КРА. Усиленное и сфазированное напряжение КРА коммутируется в балансном модуляторе (БМ) сигналом генератора низкой частоты (ГНЧ) и подается на контур сложения (КС), где складывается в фазе или противофазе с сигналом ННА. Напряжение суммарного сигнала обрабатывается супергетеродинным приемником АРК.

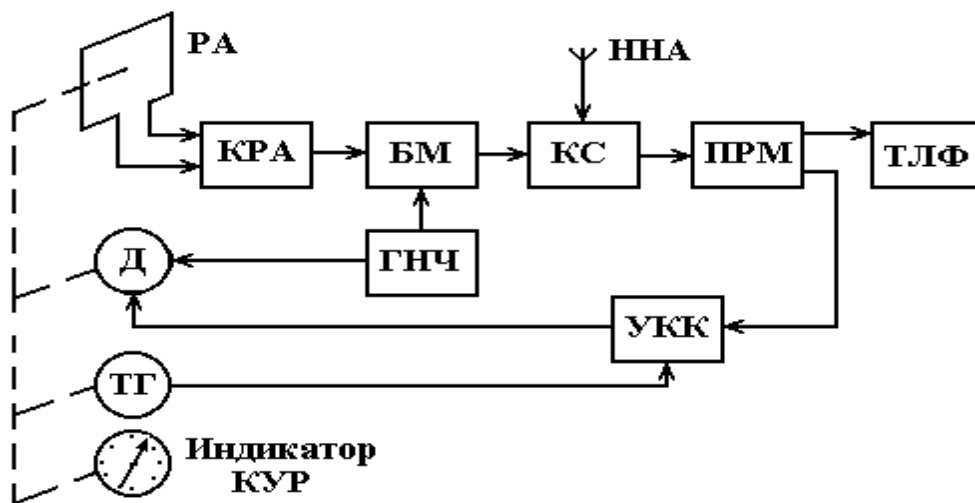


Рисунок 3.7

Приемник имеет два выхода. На один выводится сигнал управления вращения двигателя. Его частота равна частоте коммутации, фаза зависит от знака КУР, а амплитуда - от величины КУР. Этот сигнал выделяется амплитудным детектором, усиливается по мощности усилителем компасного канала (УКК) и поступает на управляющую обмотку двигателя отработки (Д). На обмотку возбуждения двигателя в качестве опорного поступает напряжение с ГНЧ. В зависимости от соотношения фаз этих напряжений двигатель вращает в ту или иную сторону РА, приводя одно из равносигнальных направлений к направлению прихода радиоволн.

Если принимаемый радиосигнал несет в себе какую-либо информацию, например позывной сигнал радиомаяка или команду управления, то после амплитудного детектора этот сигнал выделяется фильтром звуковых частот и поступает на телефонный выход приемника.

Для улучшения динамических свойств компасного канала АРК он обычно охвачен отрицательной обратной связью по скорости. Для этого на валу двигателя устанавливается тахогенератор (ТГ), напряжение с которого в противофазе складывается с напряжением компасного канала.

С помощью сельсин-трансформаторной связи двигатель связан с указателем КУР, установленным в кабине ВС.

По такой схеме были разработаны АРК -9, -10. Их основными недостатками является наличие массивной подвижной РА, требующей для своего вращения мощный двигатель отработки. Частота ГНЧ составляла 30 Гц, а двигатель работал на частоте 400 Гц. Поэтому требовались преобразователи управляющего напряжения частоты 30 Гц в управляющее напряжение 400 Гц.

Кроме того, механизм вращения РА вынужден работать в неблагоприятном температурном режиме из-за необходимости размещения РА вблизи обшивки самолета, которая может сильно нагреваться при больших скоростях ВС. Все это приводит к росту массы и габаритов и к снижению надежности АРК.

Свободны от этих недостатков АРК-15, АРК-19 и АРК-22. Вместо подвижной РА в них используется система «неподвижная рамочная антенна-гониометр» (рисунок 3.8).

На ферритовом сердечнике РА намотаны две взаимно перпендикулярные рамки - продольная и поперечная. Сигнал с РА поступает на гоноиметр, представляющий собой две полевые взаимно перпендикулярные полевые катушки, каждая из которых подключена к соответствующей обмотке РА. Под действием ЭДС, наводимых в рамках РА внешним электромагнитным полем, в полевых катушках протекают пропорциональные им токи, создавая внутри полевых катушек магнитное поле, вектор которого ориентирован так же, как магнитный вектор внешнего электромагнитного поля.

Внутри полевых катушек помещается миниатюрная подвижная рамка, играющая роль подвижной РА. В ней наводится ЭДС под действием магнитного поля полевых катушек. Эта ЭДС и используется в качестве выходного сигнала РА. Полевые катушки вместе с подвижной рамкой, называемой роторной или искательной катушкой, образуют гоноиметр.

Система, состоящая из неподвижной рамочной антенны и гоноиметра, полностью эквивалентна подвижной РА, используемой в АРК первого поколения.

Сигнал, снимаемый с выхода искательной катушки, полностью эквивалентен сигналу (3.1) на выходе подвижной РА.

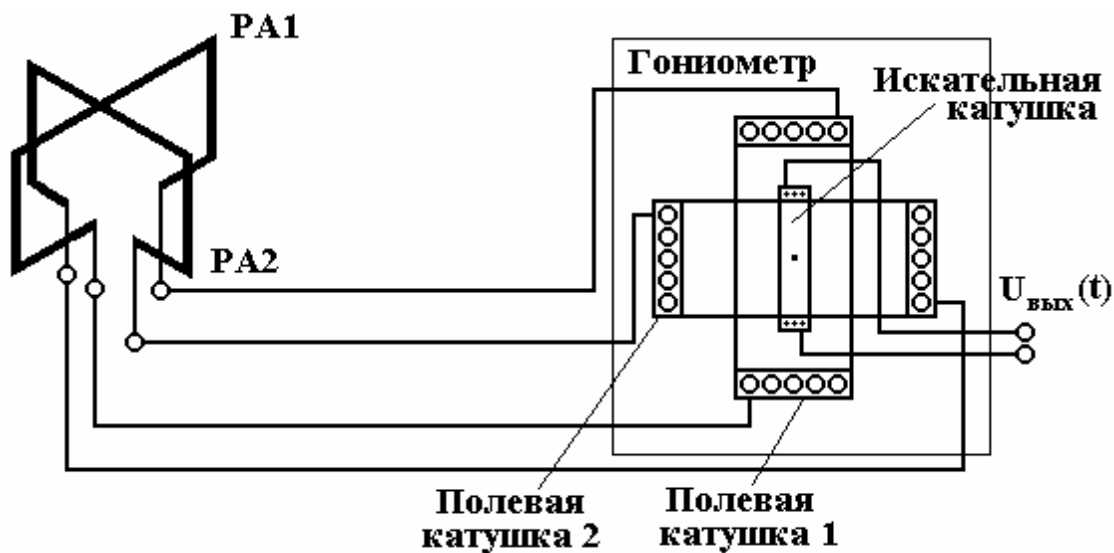


Рисунок 3.8

Преимущества такой системы в следующем. Массивная неподвижная РА может быть закреплена под радиопрозрачным колпаком вблизи обшивки ЛА, а гониометр - вмонтирован в корпус приемника АРК. Таким образом, механизм вращения работает в нормальных температурных условиях. Для вращения легкой роторной катушки используется микродвигатель. Кроме того, в АРК-15, АРК-19 и АРК-22 частота модуляции составляет 135 Гц. На этой же частоте работает микродвигатель отработки. Следовательно, отпадает необходимость в преобразователях напряжения. Вместе с электронной настройкой контуров это позволило снизить массу и габариты и повысить надежность и эксплуатационные характеристики АРК. Помимо этого АРК-19, АРК-22 имеют встроенный контроль, позволяющий оперативную проверку работоспособности АРК.

Однако эти изменения касаются больше конструкции и принципиальной схемы АРК, но не меняют принципа действия АРК.

3.2 Дальномерные системы

Дальномерные радионавигационные устройства и системы широко используются для целей самолетовождения и посадки летательных аппаратов. Они предназначены для измерения расстояний от ВС до радионавигационных точек. В качестве радионавигационных точек могут быть наземные станции, радиомаяки, другие ВС, земная поверхность и так далее.

По принципу измерения дальности радионавигационные дальномеры (РНД) делятся на РНД без ответчика и РНД с ответчиком.

В РНД без ответчика измеряется время распространения сигнала, излучаемого наземной станцией, до ВС, на борту которого установлено приемное устройство. Обобщенная структурная схема РНД без ответчика представлена на рисунке 3.9. В составе передатчика наземной станции и бортового приемника имеются высокостабильные эталонные генераторы, которые перед вылетом синхронизируются между собой специальным сигналом синхронизации, излучаемым наземной станцией.

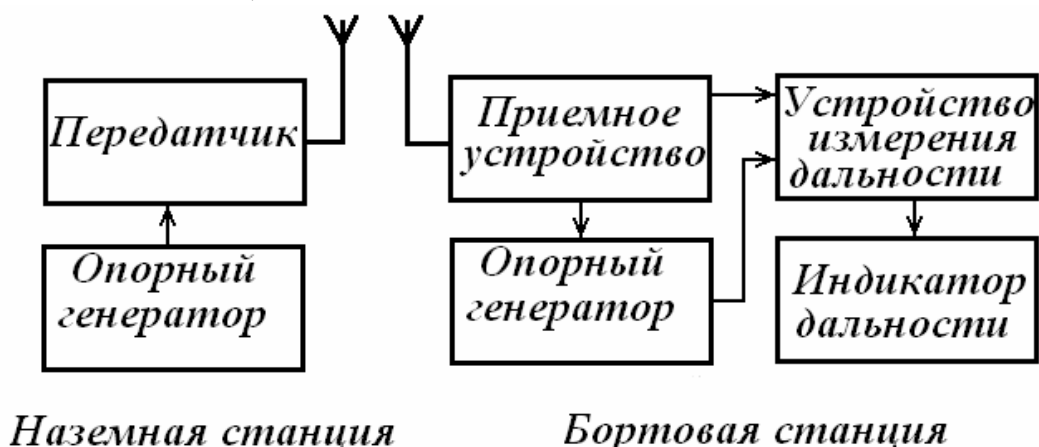


Рисунок 3.9

По принятому сигналу на борту ВС измеряются или интервал времени $\tau_d = D/c$ между опорным импульсом и импульсом на выходе приёмника (при импульсном характере излучения наземной станции), или разность фаз $\Delta\varphi$ между напряжением бортового опорного генератора и выходным напряжением приемника (при непрерывном или квазинепрерывном излучении наземной станции). Измеряемая дальность определяется соответственно выражениями:

$$D = c\tau_d, \quad (3.5)$$

$$D = c \frac{\Delta\varphi}{\omega_{cp}} = \frac{\lambda_{cp}}{2\pi} \Delta\varphi; \quad \Delta\varphi = \frac{2\pi D}{\lambda_{cp}}, \quad (3.6)$$

где c — скорость распространения радиоволн; ω_{cp} — частота сравнения, на которой осуществляется измерение разности фаз.

Как следует из выражений (3.5) и (3.6), погрешность измерения дальности равна: $\delta D = c\delta\tau_d$, или $\delta D = \frac{\lambda_{cp}}{2\pi}\delta\varphi_d$.

Величина $\delta\tau_d$ (или $\delta\varphi_d$) в основном зависит от нестабильности частоты опорного генератора и времени полета и может быть представлена в виде

$$\delta\tau_d = \frac{df_0}{f_0}t_{пол} + dt_1,$$

где $\frac{df_0}{f_0}$ — относительная нестабильность несущей частоты опорного генератора; $t_{пол}$ — время полета; $\delta\tau_1$ — ошибка измерения времени распространения, обусловленная нестабильностью скорости распространения радиоволн, неточностью синхронизации бортового генератора, действием помех и рядом других факторов.

Для удовлетворения современным требованиям, предъявляемым к точности измерения дальности ($\delta D = 1-3$ км при $t_{пол} \leq 10$ ч), эталонные генераторы должны иметь относительную нестабильность частоты $\delta f_0 / f_0 = 10^{-9} - 10^{-10}$. Такая высокая стабильность частоты может быть достигнута в атомных и молекулярных генераторах. Необходимость обеспечения высокой стабильности частоты эталонных генераторов является основным недостатком РНД без ответчика. Достоинства таких РНД состоят в следующем:

бортовое оборудование не работает на излучение, благодаря чему достигается высокая скрытность;

неограниченная пропускная способность;

сравнительно большая дальность действия, поскольку мощность наземной станции может быть выбрана достаточно большой.

Успехи, достигнутые к настоящему времени в создании молекулярных квантовых генераторов, делают РНД без ответчика весьма перспективными, тем более что одна наземная станция может обслуживать неограниченное число ВС, находящихся в зоне ее действия.

В РНД с ответчиком имеются два канала связи: запроса и ответа. Стабильный опорный генератор входит в состав только бортовой станции, называемой запросчиком. Станция, которая излучает

ответные импульсы, называется ответчиком. Ответчик может устанавливаться как на земле, так и на ВС. Обобщенная структурная схема РНД с ответчиком изображена на рисунке 3.10.

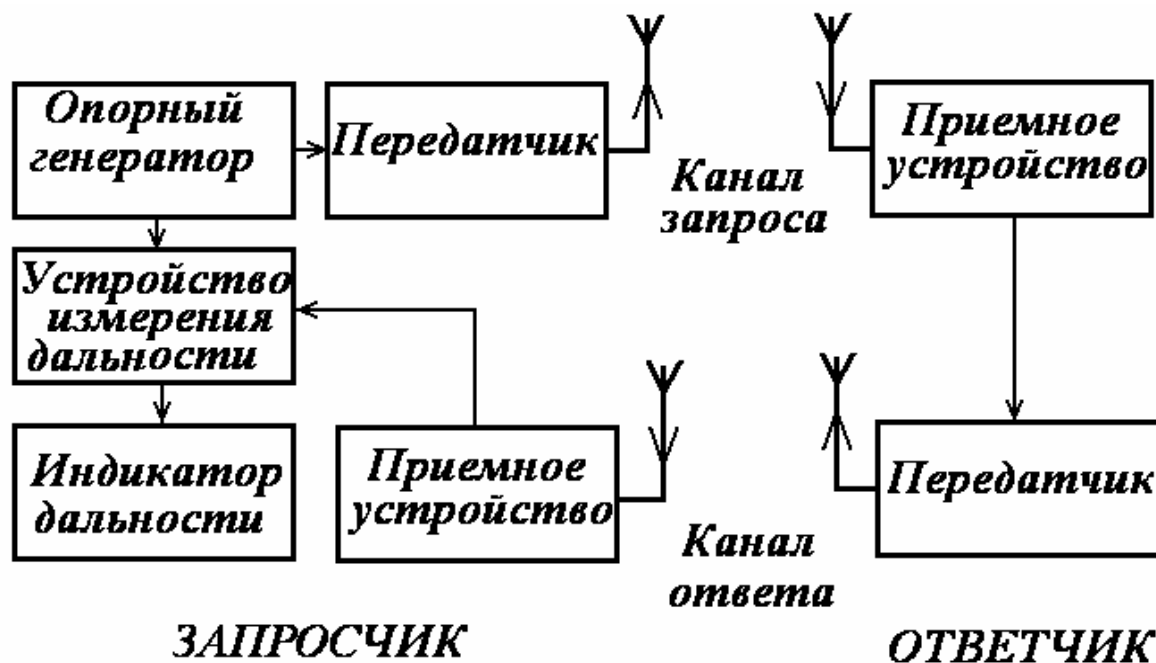


Рисунок 3.10

На борту ВС измеряется суммарное время распространения τ_D радиосигналов от запросчика к ответчику и обратно:

$$\tau_D = \frac{2D}{C} . \quad (3.7)$$

Шкала дальномера градуируется в соответствии с формулой (3.7), т.е. $D = c\tau_d / 2$. Погрешность измерения дальности равна: $\delta D = c\delta\tau_d / 2$. При этом в отличие от РНД без ответчика в РНД с ответчиком ошибка измерения $\delta\tau_d$ в основном определяется нестабильностью опорного генератора и не зависит от времени полета. В связи с этим требования к стабильности опорного генератора в РНД с ответчиком значительно ниже и имеют порядок $df_0 / f_0 = 10^{-5}$. Такая стабильность частоты обеспечивается обычным кварцевым генератором. Это является основным достоинством РНД с ответчиком, благодаря чему они в настоящее время находят широкое применение в радиосистемах ближней навигации.

К основным недостаткам РНД с ответчиком можно отнести следующие:

ограниченная пропускная способность (зависящая в основном от энергетических возможностей передатчика ответчика, кото-

рый должен с требуемым качеством обслуживать заданное количество запросчиков);

не обеспечивается скрытность работы бортового оборудования; дальность действия РНД ограничивается мощностью бортового передатчика;

более низкая по сравнению с РНД без ответчика помехоустойчивость из-за наличия двух каналов связи;

работа каналов запроса и ответа обычно производится на различных частотах, что приводит к расширению занимаемого диапазона частот.

Частным видом РНД с ответчиком являются радиовысотомеры. В качестве ответчика в данном случае используется земная поверхность.

При использовании дальномерных РНС для целей посадки наряду с измерением дальности до РНТ требуется непрерывное измерение истинной высоты полета ВС над земной поверхностью. Высота полета — один из основных параметров движения, и для обеспечения безопасности полета экипаж должен непрерывно располагать информацией о высоте заданной траектории движения и действительной высоте полета. Основным источником информации о высоте ВС при полетах на больших и средних высотах является барометрический высотомер, который обеспечивает измерение относительной высоты полета с точностью до нескольких десятков метров, достаточной для самолетовождения. Барометрический высотомер используется также для эшелонирования по высоте.

Для управления ВС при посадке необходимо располагать данными об истинной высоте полета над земной поверхностью с точностью до 1 м. Барометрические высотомеры не позволяют определять истинную высоту и не обладают требуемой для решения задач посадки точностью. Поэтому несмотря на их простоту и надежность они не могут использоваться в составе пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) в качестве основных измерителей высоты. В состав ПНК включают радиовысотомеры (РВ), обеспечивающие измерение истинной высоты полета с высокой точностью.

Радиовысотомеры представляют собой основные датчики информации о высоте ВС в системе автоматической посадки при отсутствии видимости. Они позволяют также контролировать момент прохода заданной высоты полета. При пересечении заданного уровня выдаются звуковой и световой сигналы, причем световой сигнал вы-

дается не только при проходе заданной высоты, но и в течение всего времени пребывания ВС на высоте, менее заданной. Наконец, радиовысотомер используют в качестве одного из датчиков информации о скорости снижения ВС в современных системах сигнализации об опасной скорости сближения с землей.

Визуальная индикация значений истинной высоты полета в зависимости от типа самолета осуществляется на указателе высоты, на прицельно-пилотажном индикаторе (ППИ) или на системе единой индикации (СЕИ).

При измерении дальности требуется измерить временную задержку Δt между излучаемым и принимаемым сигналами, которая пропорциональна текущей дальности D_T . При этом в дальномерных РНС используется непосредственное измерение временного интервала либо фазы и частоты, являющихся функциями времени и позволяющих моделировать время в соответствующем масштабе. В зависимости от этого различают временные, фазовые и частотные методы дальнометрии (п. 1.5). Использование информации об изменении амплитуды сигнала для оценки дальности хотя принципиально и возможно (по затуханию сигнала), но применения не нашло ввиду того, что амплитуда радиосигнала зависит от изменения условий распространения радиоволн, изменения мощности излучения и других параметров радиодальномера. Излучаемые сигналы, используемые для измерения дальности, могут быть модулированы и немодулированы, т. е. измерения могут выполняться на несущей частоте, частоте модуляции и частоте биений излучаемых и принимаемых сигналов.

В зависимости от способа построения схем оптимального (квазиоптимального) измерения дальности последние подразделяют на измерители неследающего и следающего типа. Наиболее широкое применение в современной радионавигации находят следающие измерители дальности (СИД). Схема СИД в общем случае состоит из кольца отслеживания дальности (временной дискриминатор, экстраполятор, синтезатор задержки), а также схемы поиска и захвата. СИД формирует следающие импульсы, временное положение которых отображает лишь плавное, закономерное изменение дальности и практически не изменяется под воздействием хаотических шумовых возмущений. В этом смысле СИД подобен сглаживающему фильтру для функции $H(t)$. При отсчете дальности по положению следающих импульсов с использованием СИД обеспечивается высокая точность измерения.

В зависимости от вида используемого радиосигнала оценка временного интервала производится на основе измерения частотного или временного сдвига принимаемого сигнала относительно опорного. Соответственно различают радиовысотомеры с частотной модуляцией (РВ с ЧМ) и импульсные РВ (ИРВ).

Современные *импульсные радиовысотомеры* (ИРВ) представляют собой импульсную радиолокационную станцию, работающую в диапазоне частот около 4300 МГц. Принцип действия ИРВ (рисунок 3.11) основан на точном измерении времени, требуемого для прохождения импульса электромагнитной энергии от ВС до земли и обратно, и преобразовании его в информацию о высоте в цифровой и аналоговой форме. Временной интервал между излученным и отраженным импульсами пропорционален измеряемой высоте $\tau = 2H / c$.

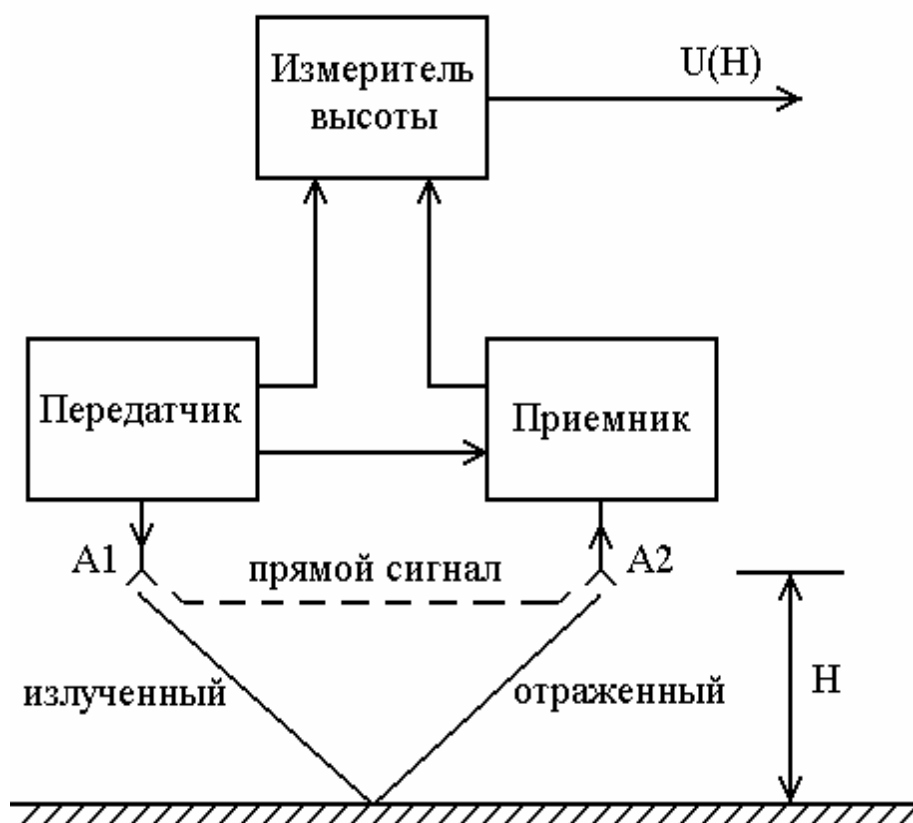


Рисунок 3.11 - Обобщенная структурная схема радиовысотомеров

Измерение временного интервала происходит путем счета двоичным счетчиком измерительных импульсов, заполняющих этот интервал. Для увеличения точности измерений используется кварцевая стабилизация генератора измерительных импульсов.

В недалеком прошлом ИРВ применялись для измерения больших высот от 300 до 30 000 м. Поэтому ИРВ называли радиовысотомерами больших высот. В настоящее время это название не соответствует действительности, поскольку ИРВ могут измерять весь диапазон используемых высот от 0 до 30 000 м и могут использоваться как для решения специальных задач (бомбометание, десантирование, аэрофотосъемки и т.д.), так и для решения задач посадки и рельефного полета.

ИРВ выдают звуковой и световой сигналы при достижении опасной высоты при снижении, которая предварительно устанавливается летчиком на указателе высоты. Кроме того, они выдают разовые сигналы в ПНК при достижении трех любых заранее заданных высот.

Импульсные РВ обладают рядом преимуществ. В частности, импульсный режим работы снимает проблемы развязки между приемным и передающим трактами на большой высоте, следовательно, нет принципиальных ограничений по высотности РВ. Они хорошо сопрягаются с БЦВМ. Поэтому ИРВ являются наиболее перспективными для использования их на ВС.

Недостатком ИРВ можно считать пока еще более низкую точность измерения малой высоты по сравнению с РВ с ЧМ.

Для повышения помехозащищенности в ИРВ применяется временное стробирование отраженного сигнала, то есть приемник открывается в момент прихода отраженного от земли импульса. В остальное время приемник закрыт, и случайные импульсные помехи не могут повлиять на работу измерителя высоты.

Чтобы обеспечить временное стробирование, ИРВ имеет два основных режима работы: поиск отраженного сигнала и измерение высоты (режим слежения). Предусмотрен режим встроенного контроля, обеспечивающий проверку общей работоспособности РВ на аэродроме, в полете и при проведении регламентных работ.

Функциональная схема ИРВ РВ-21 (А-035) показана на рисунке 3.12, а эпюры напряжений, поясняющие принцип работы,— на рисунке 3.13.

На рисунках 3.12 и 3.13 приняты следующие обозначения: ГБП- генератор быстрой пилы; ГМП – генератор медленной пилы; ВД – временной дискриминатор; СУ – схема управления; ГИ- генератор счетных импульсов; ГСИ – генератор селекторных импульсов; СЧ- счетчик.

Выделение информации о текущей высоте обеспечивается в блоке обработки информации (БОИ), который может работать в трех режимах: поиск, измерение (слежение) и контроль.

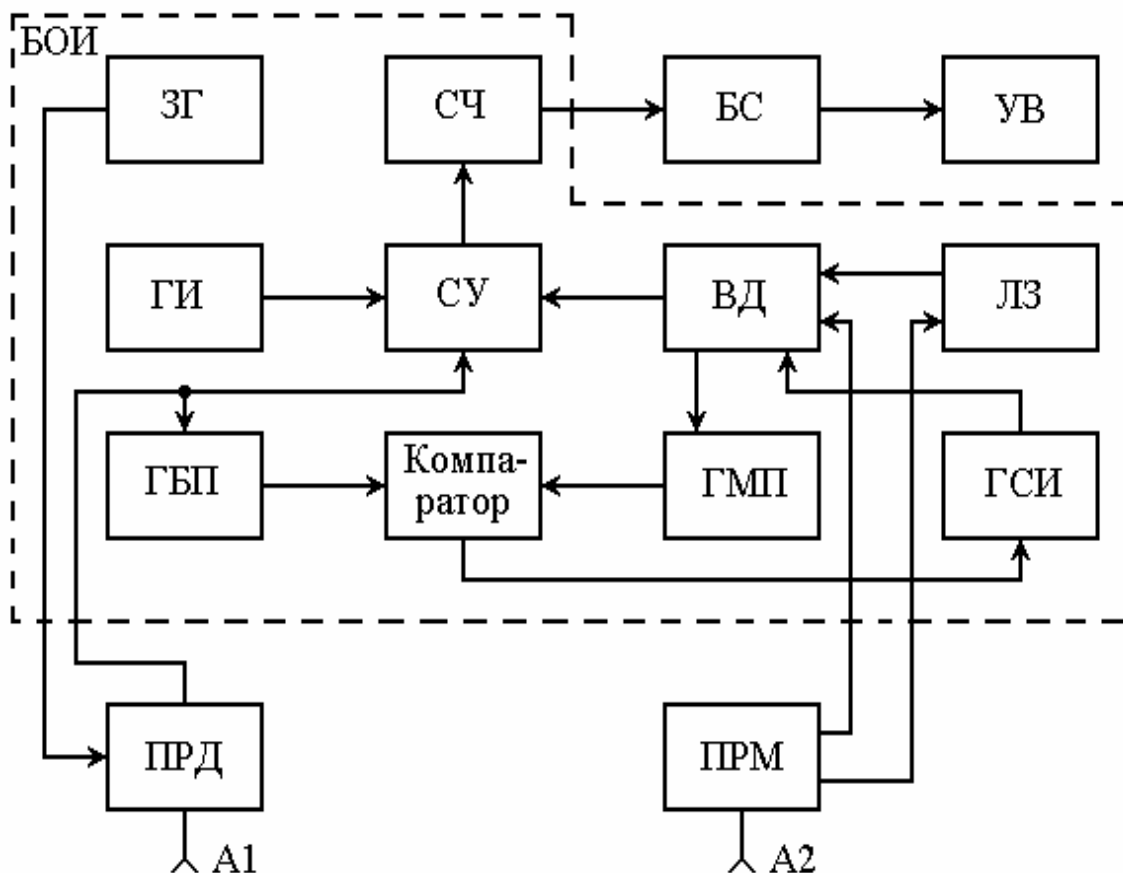


Рисунок 3.12 - Упрощенная функциональная схема импульсного радиовысотомера РВ-21

Режим поиска служит для поиска отраженного от земной поверхности импульса. Одновременно с излучением зондирующего импульса в БОИ запускается генератор быстрой пилы, формирующий импульсы пилообразной формы, мгновенное значение амплитуды которых пропорционально времени с момента излучения импульса передатчика (рисунок 3.13). Сигнал с выхода ГБП поступает на компаратор. На второй вход компаратора подается напряжение с генератора медленной пилы (ГМП).

Компаратор формирует импульс запуска генератора селекторных импульсов (ГСИ) в момент выполнения равенства напряжений $U_{ГБП} = U_{ГМП}$. Селекторный импульс (СИ) поступает на временной дискриминатор (ВД), на второй вход которого поступает импульс с выхода приемника.

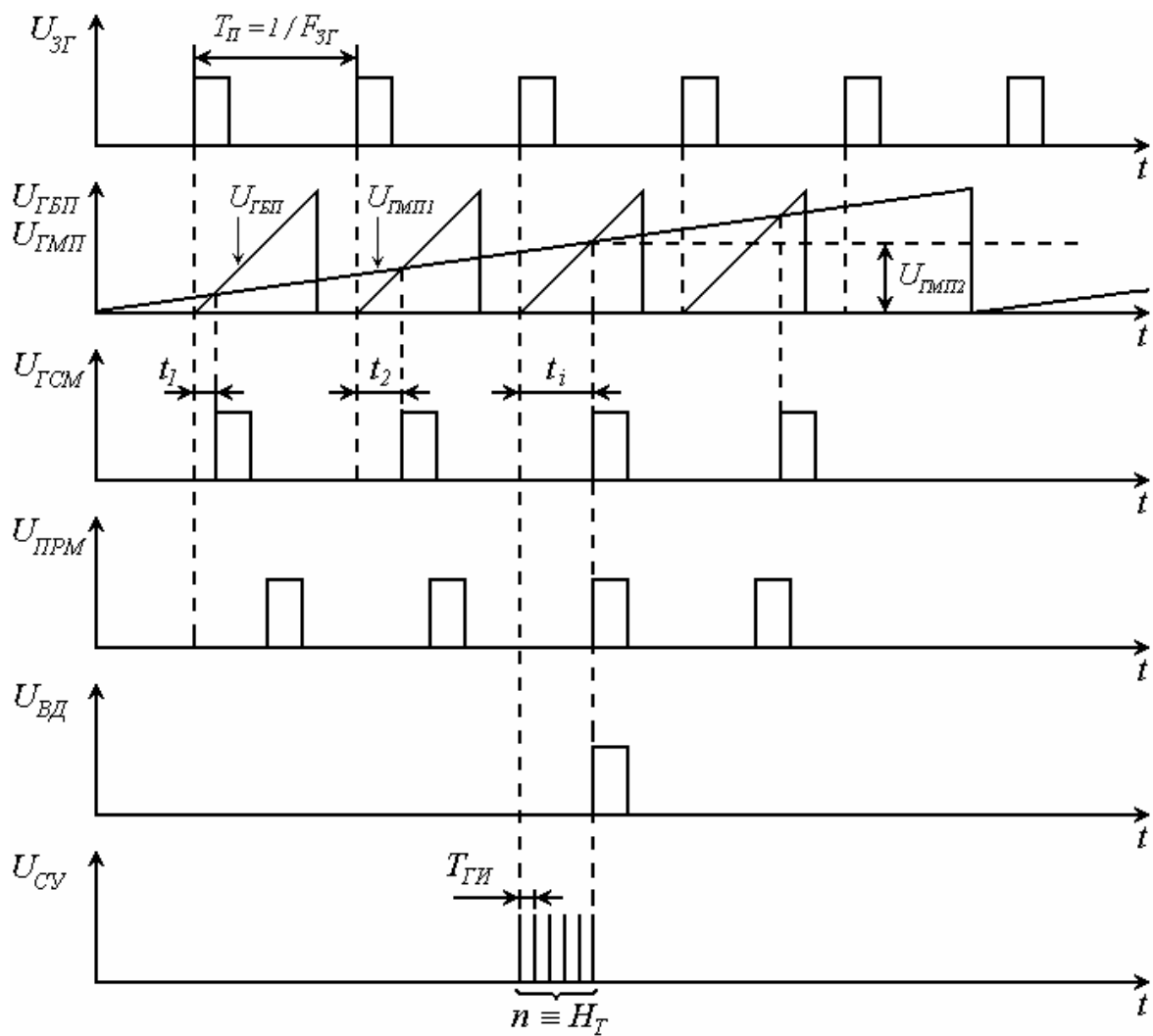


Рисунок 3.13 -Эпюры напряжений ИРВ

Если время прихода селекторного импульса с выхода приемника не совпадает, то происходит перемещение селекторного импульса на определенный временной интервал с периодичностью, равной периоду следования импульсов ГБП. Селекторный импульс перемещается в диапазоне времени, кратном диапазону измеряемых высот. При достижении селекторным импульсом конца диапазона поиска происходит возвращение ГМП в исходное состояние (ноль высоты).

Режим измерения (сопровождения) наступает в тот момент, когда во временном дискриминаторе происходит совпадение селекторного импульса с импульсом, отраженным от земной поверхности. Временной дискриминатор формирует импульс совпадения ($U_{ВД}$), который поступает на схему управления (СУ). Кроме этого, ВД подает сигнал на ГМП. ГМП переходит в режим «запоминания» напряжения соответствующего моменту формирования импульса совпадения.

В режиме измерения ВД формирует также управляющее напряжение, пропорциональное уходу времени перекрытия селекторного и отраженного от земной поверхности импульсов от заданного значения. За счет этого происходит увеличение либо уменьшение амплитуды постоянного напряжения на выходе ГМП, а, следовательно, и перемещение селекторного импульса на требуемый временной интервал.

В режиме измерения импульсом с выхода передатчика соответствующим по времени зондирующему импульсу запускается схема управления (СУ), через которую на вход счетчика (СЧ) начинают поступать измерительные импульсы с выхода генератора счетных импульсов (ГИ). Отсчет импульсов ГИ прекращается в момент формирования импульса совпадения во временном дискриминаторе.

Для повышения точности измерений информация о текущей высоте, полученная на счетчике, не считывается в каждом периоде следования импульсов передатчика, а усредняется за $n=1024$ измерений. В результате усреднений среднеквадратическая ошибка измерения временного интервала уменьшится в \sqrt{n} раз. Информация о текущей высоте поступает на указатель высоты и другим потребителям через блок связи (БС), обеспечивающий перекодирование выходной информации с учетом возможностей потребителей.

В БОИ предусмотрена память в течение времени 0,2 с. При пропадающих отраженных сигналов на время меньше 0,2 с, сохраняется неизменным положение селекторного импульса. Если в течение указанного времени появится отраженный от земной поверхности импульс, то сопровождение восстанавливается.

В импульсных РВ *минимальная высота* H_{\min} ограничена длительностью излучаемого импульса $t_{И}$, поскольку приемный тракт при работе передатчика, как правило, отключается:

$$H_{\min} = \frac{ct_u}{2} .$$

Это ограничение имеет существенное значение только в РВ малых высот, вынуждая применять импульсы длительностью несколько наносекунд.

Максимальная высота в импульсных РВ (в километрах) ограничивается только энергетическими возможностями РВ (зависит от импульсной мощности $P_{И}$, КНД антенн G_0 , длины волны λ , длительности импульса $t_{И}$, и т. д.).

Поскольку временной интервал измеряется дискретно, то дискретно будет измеряться и высота. Дискретность измерения определяется периодом следования счетных импульсов. Чтобы эта дискретность не вносила большой погрешности в измерение высоты, период следования счетных импульсов должен быть по меньшей мере на порядок меньше допустимой погрешности РВ. Так, при среднеквадратической погрешности $\sigma_H = 1,5 \text{ м}$ период следования счетных импульсов должен составлять $1 \cdot 10^{-9} \text{ с}$ (цена младшего разряда счетчика 0,15 м), а частота их следования — 1 ГГц. Такого быстродействия микро-схемы, допущенные для использования в авиации, пока не обеспечивают. Поэтому счетные импульсы следуют с частотой порядка 10 МГц. При этом дискретность измерения высоты (цена младшего разряда счетчика) составляет 15 м, т.е. на порядок больше допустимой погрешности РВ.

Чтобы снизить влияние этой дискретности на точность измерения высоты до приемлемой величины, используют усреднение результатов измерения высоты за несколько периодов работы ИРВ (в современных РВ — 1024 отсчета). Чтобы при стробировании приемника не исказить отраженный импульс, схема слежения запускается импульсом, вырабатываемым передатчиком немного раньше, чем импульс начала отсчета. Таким образом, схема слежения, отсчитав время, измеренное счетчиком на предыдущем периоде работы РВ, сформирует стробирующий импульс с некоторым опережением относительно отраженного. Это опережение должно учитывать также динамику изменения высоты при снижении ВС.

Схема слежения включается после того, как отраженный сигнал будет найден на временной оси схемой поиска. Если с выхода приемника пришел импульс случайной помехи, то в следующий период случайная помеха придет в другое время. Повторного совпадения не произойдет и поиск продолжится. Даже регулярная помеха не будет приходить в одно и то же время из-за вобуляции импульсов передатчика.

В случае пропадания отраженного сигнала в режиме слежения схема слежения переходит в режим памяти. Некоторое время (например, 0,2 с) схема выставляет стробирующий импульс в то же место. Если в течение этого времени отраженный сигнал не появится, ИРВ переходит в режим поиска. Для поддержания постоянства уровня выходного отраженного сигнала приемник РВ охвачен автоматической регулировкой усиления по сигналу (АРУС).

В качестве индикатора в ИРВ используется стрелочно-цифровой указатель высоты. Этот прибор обеспечивает индикацию высоты в диапазоне от 0 до 1500 м по стрелочному индикатору, а от 1024 до 30 000 м по цифровому индикатору.

Особенности работы импульсных радиовысотомеров на малых высотах. Весь диапазон измеряемых высот в ИРВ разбит на два поддиапазона — от 0 до 512 м и от 512 до 30 000 м. Для повышения точности измерения малых высот в первом поддиапазоне используются короткие радиоимпульсы длительностью 1,2 мкс. При измерении больших высот для увеличения энергетики РВ длительность радиоимпульсов увеличивается до 3 мкс.

На предельно малых высотах отраженный импульс может частично перекрываться по времени с прямым. При этом передающий тракт может оказывать влияние на приемный за счет недостаточной развязки между передающей и приемной антеннами. Чтобы просачивающийся прямой сигнал не влиял на нормальную работу приемника, помимо АРУС в приемнике используется автоматическая регулировка усиления по высоте (АРУВ).

На высотах от 0 до 60 м чувствительность приемника загроубляется так, чтоб прямой просачивающийся сигнал оказался ниже порога чувствительности. Отраженный сигнал имеет на этих высотах большую мощность и будет превышать этот порог. Таким образом, достигается развязка приемного и передающего трактов на малых высотах.

Боевые действия на малых высотах в настоящее время являются одним из основных способов боевого применения фронтовой авиации, поскольку полет на малых высотах в ряде случаев обеспечивает эффективное преодоление самолетами зон ПВО противника. Однако полеты на малых высотах сопряжены с большими трудностями. В первую очередь следует иметь в виду опасность столкновения самолета с наземными препятствиями. Усложняется также самолетовождение, так как уменьшаются поле наблюдения и время на обнаружение препятствий и осмотр района цели. Кроме того, ограничены возможности экипажа по визуальному наблюдению и опознаванию целей, имеются трудности, связанные с управлением самолета.

Получение информации, необходимой для выполнения облета препятствий в вертикальной плоскости (профильный полет), обеспечивается за счет совместного использования данных об истинной высоте полета $ВС H_u$ и упрежденной дальности $D_{упр}$ до препятствия.

Для контроля за упрежденной дальностью в таких системах используется радиодальномер (специальный радиолокатор), а за истинной высотой — РВ малых высот (рисунок 3.14).

Расчетная упрежденная дальность $D_{упр}$ находится как расстояние, пролетаемое самолетом с некоторой постоянной скоростью за определенное заданное время. На расстоянии $D_{упр}$ от ВС находится упрежденная точка В. Ось диаграммы направленности антенны радиодальномера поворачивается на расчетный угол φ_a для того, чтобы она была ориентирована в направлении на упрежденную точку В (при полете над равнинной местностью) или направлена на вершину препятствия (при облете возвышенности).

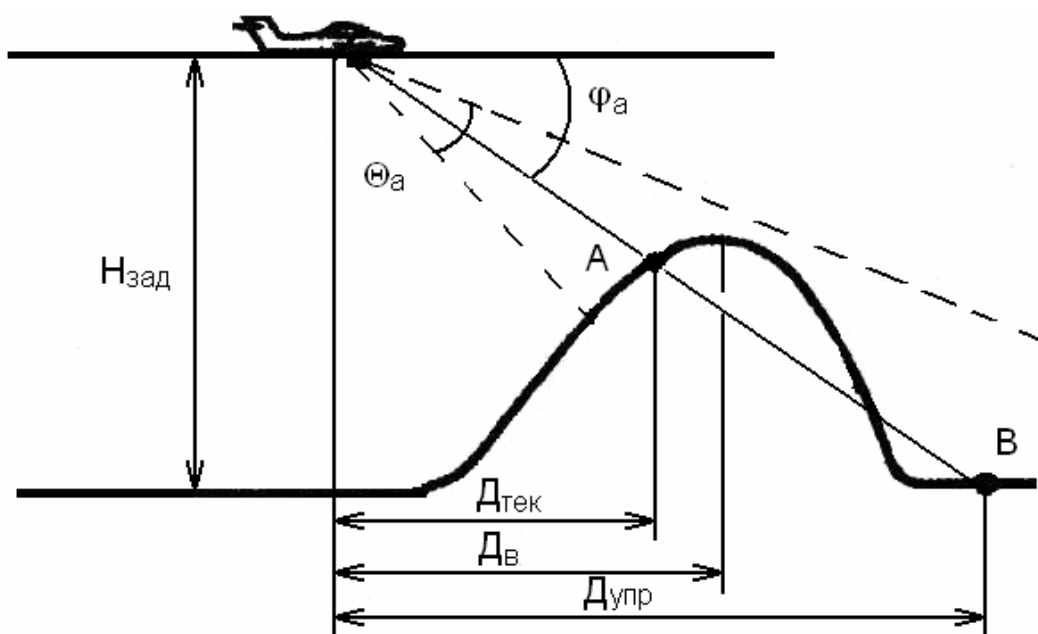


Рисунок 3.14 - Использование РВ на малой высоте полета

Благодаря облучению поверхности земли достаточно широким лучом имеется возможность определения дальности до вершины возвышенности $D_{в}$. Когда в зоне диаграммы направленности радиодальномера находится вершина возвышенности, передний фронт отраженного сигнала соответствует дальности до нее. Если текущее значение дальности $D_{тек} = D_{упр}$, то команда на управление самолетом по высоте формируется на основании сигнала РВ малых высот.

При $D_{тек} < D_{упр}$ (что говорит о приближении ВС к препятствию) команда на управление самолетом формируется по данным радиодальномера. При положительном значении управляющего сигнала осуществляется набор высоты. При пролете препятствия высота H_u

становится больше $H_{зад}$ и $D_{тек}$ больше $D_{упр}$. В этом случае вырабатывается команда на снижение самолета в соответствии с сигналом, формируемым по данным РВ малых высот.

Радиовысотомеры с частотной модуляцией представляют собой особую группу РНД без ответчика. В них использован частотный метод измерения дальности. РВ с ЧМ находят широкое применение в воздушной навигации для измерения малых высот, поэтому их называют радиовысотомерами малых высот.

Принцип работы РВ с ЧМ состоит в следующем. Высокочастотный непрерывный модулированный по частоте сигнал, генерируемый передатчиком РВ, излучается по направлению к земле. Часть падающей на земную поверхность высокочастотной энергии отражается от земли, принимается приемной антенной и поступает в приемник.

Из-за частотной модуляции за время распространения сигнала до земли и обратно частота прямого сигнала изменится и будет отличаться от частоты отраженного сигнала. В приемнике РВ выделяется напряжение, частота которого равна разности частот прямого и отраженного сигналов (сигнал разностной частоты).

При известном законе ЧМ частота этого сигнала (разностная частота) есть функция высоты и может служить ее мерой. Закон частотной модуляции не оказывает влияния на принцип действия РВ. На практике используется гармонический закон, закон симметричной и несимметричной пилы. В случае гармонического закона частотной модуляции мерой высоты служит средняя разностная частота. Рассмотрим в качестве примера случай ЧМ по закону симметричной пилы (рисунок 3.15). На рисунке 3.15 закон изменения частоты отраженного сигнала показан пунктирной линией.

Из очевидной пропорции

$$\frac{4\Delta f}{T_M} = \frac{F_p}{\tau},$$

где $\tau = 2H/c$ - время на распространение радиосигнала до земной поверхности и обратно, получим выражение для определения высоты полета через значение разностной частоты:

$$H = \frac{cT_M}{8\Delta f} F_p. \quad (3.8)$$

Таким образом, измерив разностную частоту, можно определить высоту ВС.

Равенство (3.8) не выполняется для промежутков времени между моментами смены направления изменения частоты прямого и отраженного сигналов. Однако, учитывая, что $\tau \ll T_M$, этим можно пренебречь и считать, что формула (3.8) достаточно точно описывает принцип работы РВ с ЧМ.

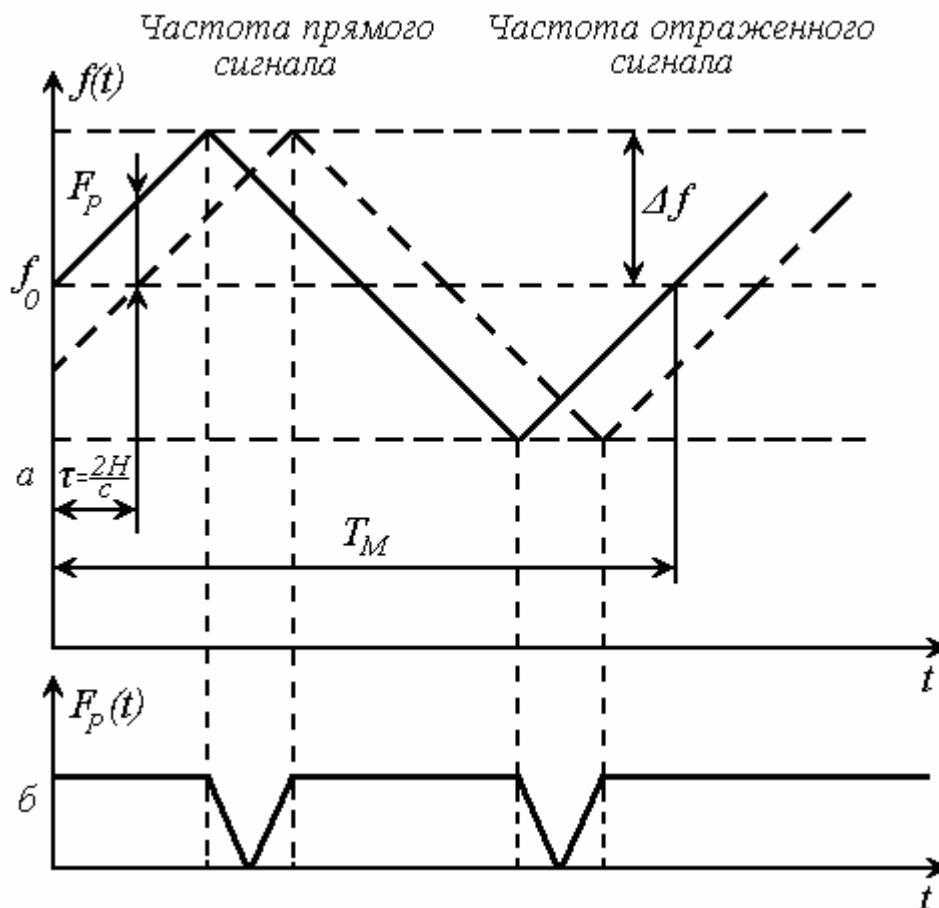


Рисунок 3.15 – Временные диаграммы, поясняющие принцип работы РВ с ЧМ

На рисунке 3.16 представлена упрощенная структурная схема РВ с ЧМ. Генератор СВЧ формирует непрерывные частотно-модулированные колебания (прямой сигнал), излучаемые передающей антенной в сторону земли. Отраженные от поверхности земли колебания (отраженный сигнал) принимаются приемной антенной РВ и поступают на один из входов балансного смесителя (БС).

На второй вход БС подается ослабленный прямой сигнал. На выходе БС выделяется сигнал разностной частоты (СРЧ), который

поступает на усилитель разностной частоты (УРЧ) со специально подобранной амплитудно-частотной характеристикой, а затем на устройство формирования импульсов (УФИ). С выхода УФИ снимается последовательность импульсов постоянной амплитуды и длительности, частота которых равна разностной частоте. В счетчике импульсов (СИ) эта последовательность преобразуется в постоянное напряжение, величина которого пропорциональна F_p , и, следовательно, измеряемой высоте.

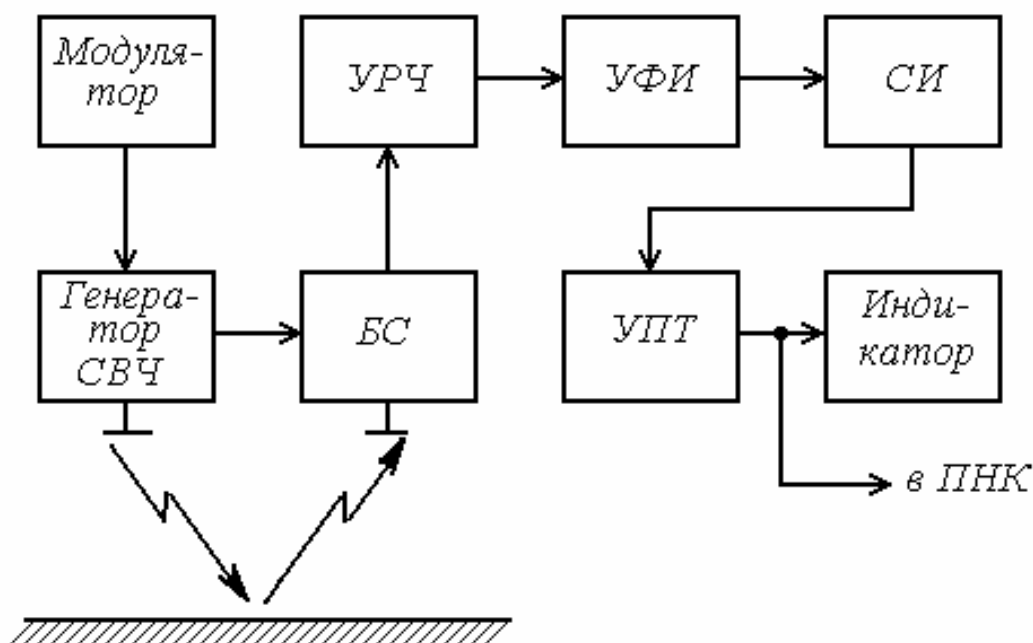


Рисунок 3.16 – Упрощенная структурная схема радиовысотомера с ЧМ

Это напряжение после усиления в усилителе постоянного тока (УПТ) поступает на индикатор, шкала которого проградуирована в единицах высоты, а также в ПНК.

Работа дальномерных систем, используемых для определения дальности до различных объектов, отличается от работы высотомеров лишь тем, что амплитуда отраженного сигнала значительно зависит от эффективной поверхности цели (объекта). Поэтому основные изменения вносятся на уровне высокочастотной части приемного устройства.

3.3 Угломерно-дальномерные системы

Угломерно-дальномерные радионавигационные системы работают в диапазонах метровых и дециметровых радиоволн и поэтому относятся к радиотехническим средствам ближней навигации. Угломерно-дальномерные радионавигационные системы (УД РНС) ближней навигации представляют собой комбинацию угломерной и дальномерной радионавигационных систем. Угломерно-дальномерная РНС, положенная в основу отечественных радиосистем ближней навигации (РСБН), состоит из наземных радиомаяков и бортовых радиоустройств. Наземное оборудование этих систем представляет собой комплекс радиомаяков, устанавливаемых на воздушных трассах и аэродромах, и предназначено для навигационного обеспечения полетов по воздушным трассам, привода ВС в район аэродрома и выхода в зону действия посадочных систем. Бортовые радиоустройства обеспечивают определение местоположения ЛА путем измерения его азимута и дальности относительно точки установки РМ и о расстоянии от ВС до этой точки (рисунок 3.17). Координаты радионавигационной точки (радиомаяка) известны.

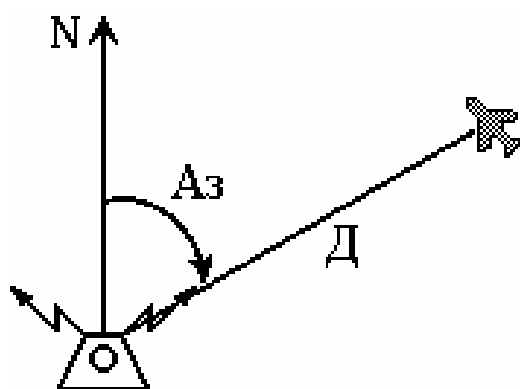


Рисунок 3.17 - Полярные координаты самолета относительно радиомаяка

Угломерно-дальномерные РНС обеспечивают непосредственное получение информации об азимуте ВС и дальности до радиомаяка. Поэтому такие системы часто называются азимутально-дальномерными. Новые поколения бортовой аппаратуры угломерно-дальномерных систем предоставляют возможность измерять не только азимут и дальность до одного РМ, но и дальности до двух РМ (режим 2D). Измерение двух дальностей при определенных условиях позволяет достигнуть более высокой точности определения местоположения ВС.

В гражданской авиации и ВВС применяются отечественные азимутально-дальномерные системы РСБН. За рубежом используются системы, в состав которых входят всенаправленные маяки семейства VOR и радиодальномеры DME. Эти же системы устанавливаются в отечественных международных аэропортах.

Радиотехнические системы ближней навигации предназначены для обеспечения самолетовождения в простых и сложных метеоусловиях и повышения безопасности полетов. Они позволяют определить на ВС две полярные координаты: направление (азимут) на аэродром или промежуточный пункт маршрута (ППМ) и наклонную дальность до аэродрома (ППМ).

РСБН состоит из наземного оборудования и бортового оборудования, установленного на самолете. В свою очередь, наземное оборудование состоит из азимутально-дальномерных радиомаяков (АДРМ) и посадочно-радиомаячных групп (ПРМГ).

Отличие азимутально-дальномерного радиомаяка от ПРМГ только в одном — АДРМ обеспечивает всенаправленное излучение своих сигналов, а ПРМГ обеспечивает излучение сигналов только в узком секторе, этим самым обеспечивая односторонний заход ЛА на посадку. Посадочная радиомаячная группа состоит из курсового радиомаяка, глиссадного радиомаяка и ретранслятора дальности. Более подробно организация системы посадки будет рассмотрена в одном из следующих пунктов.

Радионавигационная система РСБН предназначена для решения следующих задач навигации и посадки:

непрерывного автоматического определения местоположения ВС путем измерения его полярных координат (азимут, наклонная дальность) относительно наземного радиомаяка;

определения углового отклонения самолета от равносигнальных зон курса и глиссады относительно наземных посадочных радиомаяков и измерения дальности до посадочного ретранслятора дальности;

опознавания наземных РМ и определения на индикаторе кругового обзора (ИКО) место нахождения ВС (ИКО входит в комплект АДРМ, на рабочем месте руководителя полетов находится выносной ИКО);

полет по любому прямолинейному и ломаному маршруту как проходящему через точку расположения РМ, так и не проходящему через нее в режиме ручного, директорного или автоматического управления ВС;

коррекцию автономно счисленных координат систем воздушной навигации;

выдачу значений азимута, дальности, курса и глиссады в САУ для управления полетом самолета и индикации на приборе навигационном плановом (ПНП).

Система РСБН помимо решения основных задач воздушной навигации, предполагающих определение координат ВС на борту, также обеспечивает получение на земле информации о динамической воздушной обстановке в районе установки РМ, то есть создает информационную базу для управления воздушным движением.

Принцип работы РСБН рассмотрим на примере бортовой аппаратуры А-312-10, упрощенная структурная схема самолетного и наземного оборудования РСБН представлена на рисунке 3.18.

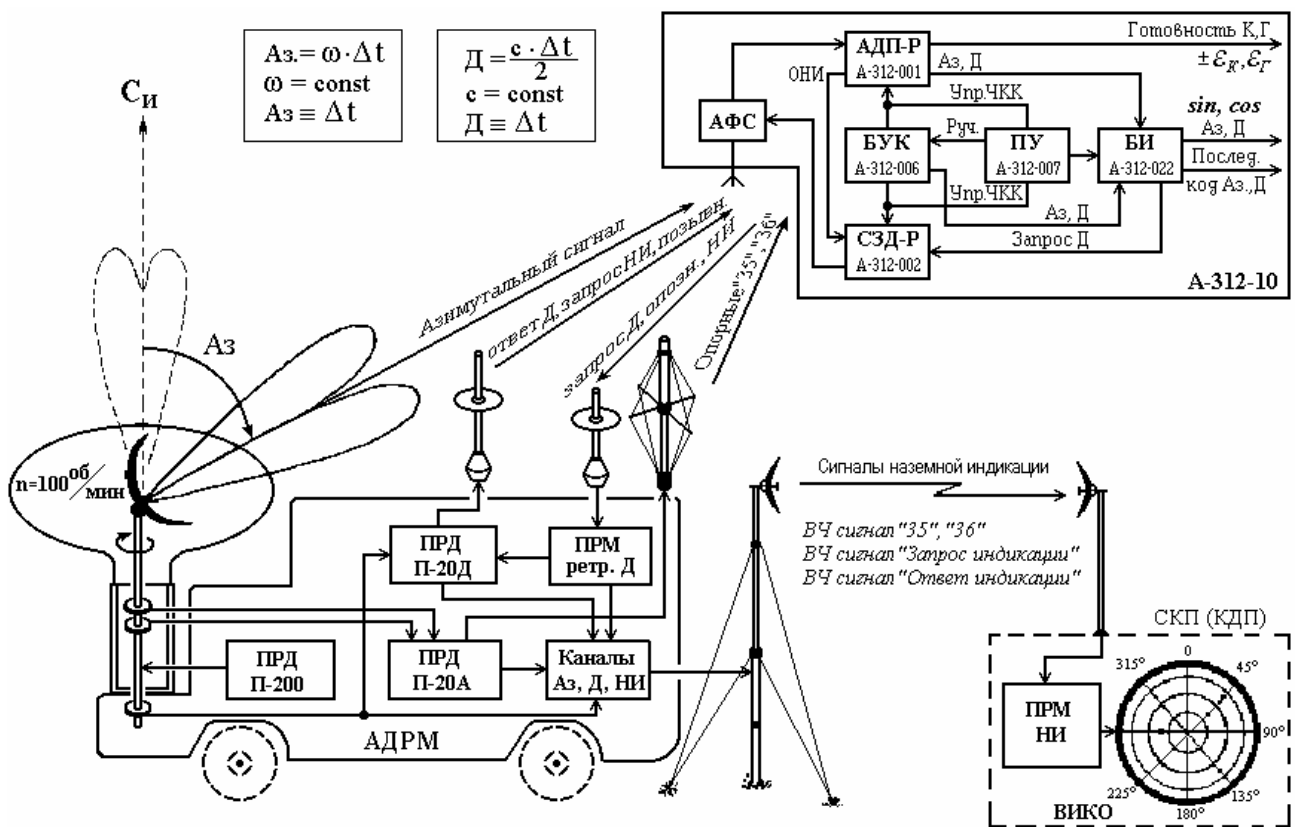


Рисунок 3.18 - Упрощенная структурная схема системы РСБН

В системе РСБН выделяют три функциональных канала: канал измерения дальности на борту, называемый дальномерным;

канал измерения азимута на борту, называемый азимутальным;

канал измерения и отображения азимутальной и дальномерной информации на земле, получивший название индикаторного.

Измерение дальности до наземного радиомаяка на ВС. Измерение дальности до наземного радиомаяка осуществляется импульсным методом на основе запроса с ВС и переизлучения запросных сигналов наземным радиомаяком. В составе радиомаяка имеются приемное устройство, импульсная навигационная аппаратура азимутального и дальномерного каналов, два передатчика, работающих на всенаправленные антенны (один для опорных сигналов "35", "36" - передатчик П-20А, другой для дальномерных и двухградусных сигналов - передатчик П-20Д) и один передатчик П-200, работающий на двухлепестковую направленную антенну.

Самолетный передатчик аппаратуры РСБН СЗД-Р посылает кодированные импульсы запроса дальности до наземного радиомаяка (называемые «Запрос Д») через АФС. Принятые наземным приемником радиомаяка кодированные запросные сигналы декодируются и если их частотно-кодовые посылки совпадают с частотно-кодовыми посылками, установленными в данном радиомаяке, то на наземном радиомаяке формируется ответный сигнал, называемый «Ответ Д». Сигнал «Ответ Д» кодируется шифратором. Закодированный сигнал запускает передатчик П-20Д, который излучает в эфир сигнал «Ответ Д» всенаправленной антенной. Принятые АФС ВС сигналы наземного радиомаяка поступают на вход азимутально-дальномерного приемника АДП-Р бортовой аппаратуры РСБН, где преобразуются, декодируются и поступают в блок измерения (БИ) на измерительную схему, в которой производится автоматическое измерение временного сдвига между запросным и ответным сигналами (измеренное время пропорционально наклонной дальности до наземного радиомаяка).

Таким образом, в процессе переизлучения излучаемых сигналов осуществляется декодирование принятых сигналов и повторное кодирование. В процессе декодирования осуществляется кодовая селекция сигналов, дополняющая селекцию по несущей частоте, частоте повторения и временную селекцию. Использование нескольких видов селекции сигналов позволяет предотвращать возникновение взаимных помех и обеспечивает высокую надежность функционирования системы. В ответчике наземного радиомаяка также предусматривается защита передатчика от перегрузки (возникающая при одновременном запросе дальности от большого количества самолетов, работающих с данным радиомаяком) и задержка сигнала на фиксированное время, равное 186 мкс, обеспечивающая возможность измерения малых дальностей до наземного радиомаяка.

Измерение азимута на ВС. Измерение азимута осуществляется с помощью принимаемых бортовой аппаратурой РСБН опорных импульсных сигналов "35" и "36" и непрерывного азимутального сигнала, излучаемых соответственно передатчиками П-20А и П-200. Частотные каналы передатчика П-20А и П-200 совпадают. Азимутальный сигнал (гладкий непрерывный ВЧ сигнал) формируется вращающейся антенной, которая обладает высокой направленностью в горизонтальной плоскости и вращается вокруг вертикальной оси с постоянной угловой скоростью 100 об/мин. Измерение азимута самолета сводится к измерению временного интервала между моментом, когда ось азимутальной антенны проходит северное направление, и моментом, когда она проходит направление на ВС.

Диаграмма направленности азимутальной антенны в горизонтальной плоскости имеет вид двух соприкасающихся лепестков (рисунок 3.19). Антенна приводится во вращение вокруг вертикальной оси с постоянной угловой скоростью Ω . Через антенну излучаются немодулированные гармонические колебания передатчика П-200. Так как антенна вращается, сигнал, принятый на борту, имеет форму двух примыкающих друг к другу импульсов I_1 и I_2 . На борту из них формируется так называемый азимутальный импульс I_A , передний фронт которого совпадает с задней точкой заднего фронта первого импульса пары). Кроме передатчика П-200 и направленной антенны, в состав всенаправленного наземного радиомаяка входит также передатчик П-20А и ненаправленная антенна. Они предназначены для передачи на самолеты специальных опорных импульсных сигналов «35» и «36», из которых на борту формируется северный опорный сигнал I_0 , ось симметрии которого совпадает по времени с моментом, когда ось симметрии направленной антенны проходит через направление на север. Очевидно, что временной интервал между опорным и азимутальными импульсами будет пропорционален азимуту самолета. Этот временной интервал измеряется на борту, причем шкала измерителя градуируется непосредственно в угловых величинах, отображающих определяемый азимут ВС.

Такова общая идея работы азимутального канала системы РСБН (или измерения азимута на борту самолета). Реализация этой идеи имеет некоторые особенности. Основная из них состоит в том, что для повышения точности измерения азимута передача северного опорного сигнала производится не одиночным импульсом, а двумя сериями импульсов.

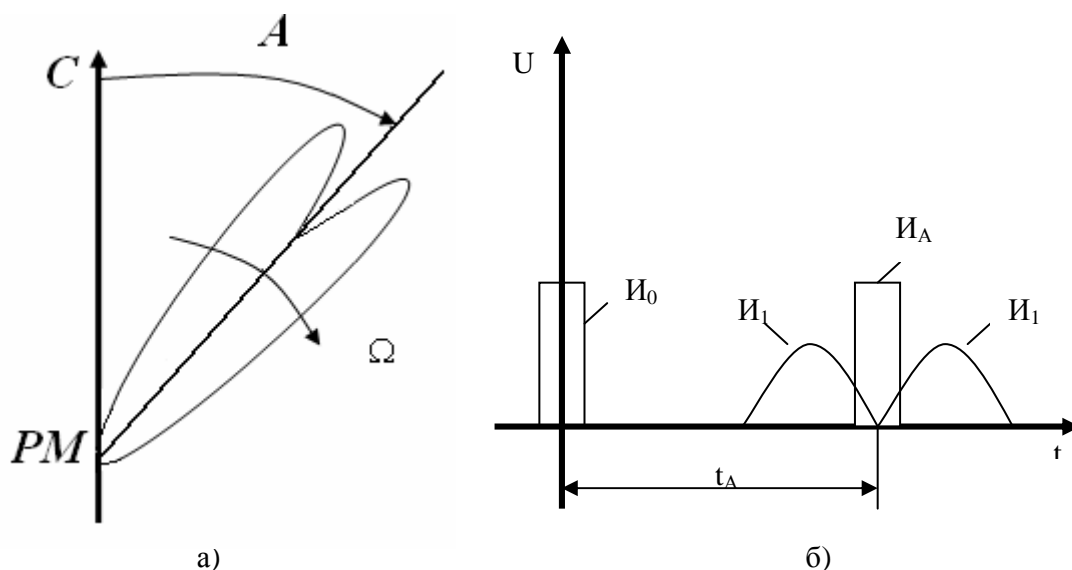


Рисунок 3.19 - Диаграмма направленности азимутальной антенны в горизонтальной плоскости (а), сигналы в азимутальном канале (б)

Первая серия включает 36 импульсов, а вторая — 35 импульсов за один оборот направленной антенны. Импульсы первой серии следуют через 10° угла поворота антенны и используются для грубого определения азимута. Импульсы второй серии совместно с импульсами первой серии позволяют сформировать на борту северный опорный импульс I_0 . С этой целью импульсы обеих серий совмещаются друг с другом только один раз за период обращения антенны в момент, когда ось симметрии направленной антенны устремлена на север. Поэтому формирование северного опорного сигнала на борту осуществляется путем определения момента совпадения импульсов серий 35 и 36. Импульсные последовательности И35 и И36 (рисунок 3.20) формируются на земле с помощью дисков Д35 и Д36 с магнитными вставками, закрепляемых на оси вращения направленной антенны, и индукционных катушек, устанавливаемых на неподвижном основании. При вращении антенны магнитные вставки возбуждают в катушках импульсы, из которых формируются двухимпульсные кодовые последовательности, подводимые к передатчику П-20А и излучаемые ненаправленной антенной. Датчики опорных сигналов «35» и «36» установлены таким образом, что при направлении равносигнальной зоны двухлепестковой диаграммы направленности на географический север происходит совпадение сигналов серии «35» и «36». Это совпадение («северное совпадение») служит началом от-

счета азимута для всех самолетов, находящихся в зоне уверенного приема сигналов радиомаяка и на которых установленные частотно-кодовые каналы совпадают с установленными частотно-кодовыми каналами на наземном радиомаяке.

Сигналы передатчиков наземного радиомаяка П-200 и П-20А принимаются АФС самолета, находящегося в зоне уверенного приема сигналов радиомаяка, поступают на вход бортового приемника АДП-Р, преобразуются и при совпадении частотно-кодового канала бортовой аппаратуры РСБН с частотно-кодовым каналом радиомаяка поступают в блок измерения.

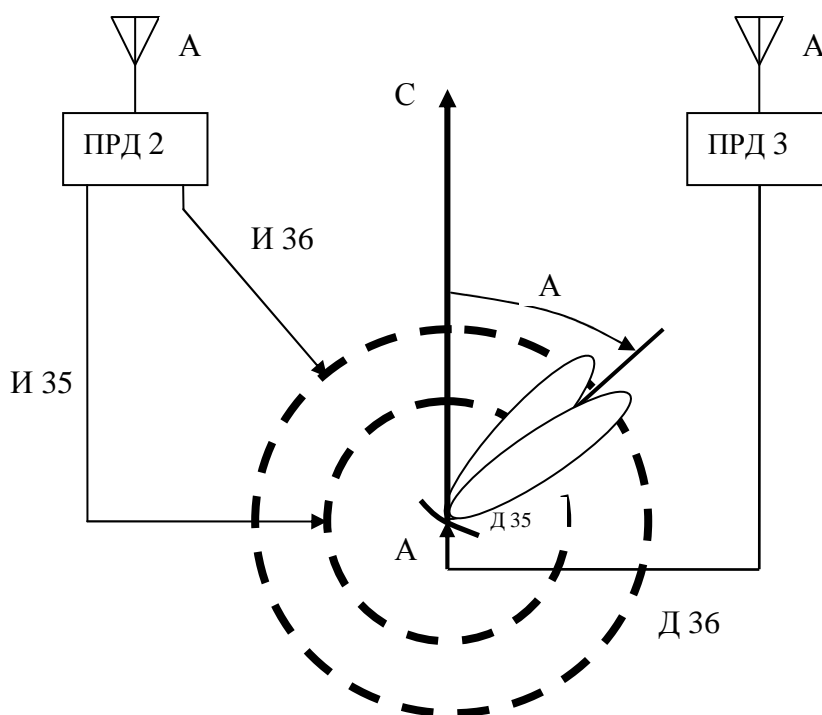


Рисунок 3.20 - Схема азимутального канала РСБН

В блоке измерения происходит измерение временного интервала между моментом совпадения опорных импульсов "35" и "36" и моментом поступления на самолет непрерывного колоколообразного сигнала, излучаемого вращающейся азимутальной антенной (рисунок 3.21). Данный временной интервал t_a характеризует собой угловое положение самолета относительно географического меридиана, то есть его азимут.

Измерение азимута и дальности до самолета на земле. Наземное оборудование системы позволяет получить на земле индикацию (дальность и азимут до самолета) и производить индивидуальное

опознавание самолета в группе своих самолетов, работающих с наземным радиомаяком. Этот канал измерений иногда называют индикаторным каналом. С этой целью используется наземный выносной индикатор кругового обзора (ВИКО на рисунке 3.18). Измерения производится методом вторичной радиолокации путем использования основных элементов азимутального радиомаяка, ретранслятора дальности и бортового оборудования самолета.

Общая идея измерений состоит в излучении передатчиком П-20Д наземного радиомаяка зондирующих импульсов (называемых импульсами запроса наземной индикации), ретрансляции этих импульсов бортовым оборудованием РСБН (бортовой запросчик при этом исполняет роль ответчика и сигналы называются ответными сигналами наземной индикации) и приеме их на земле.

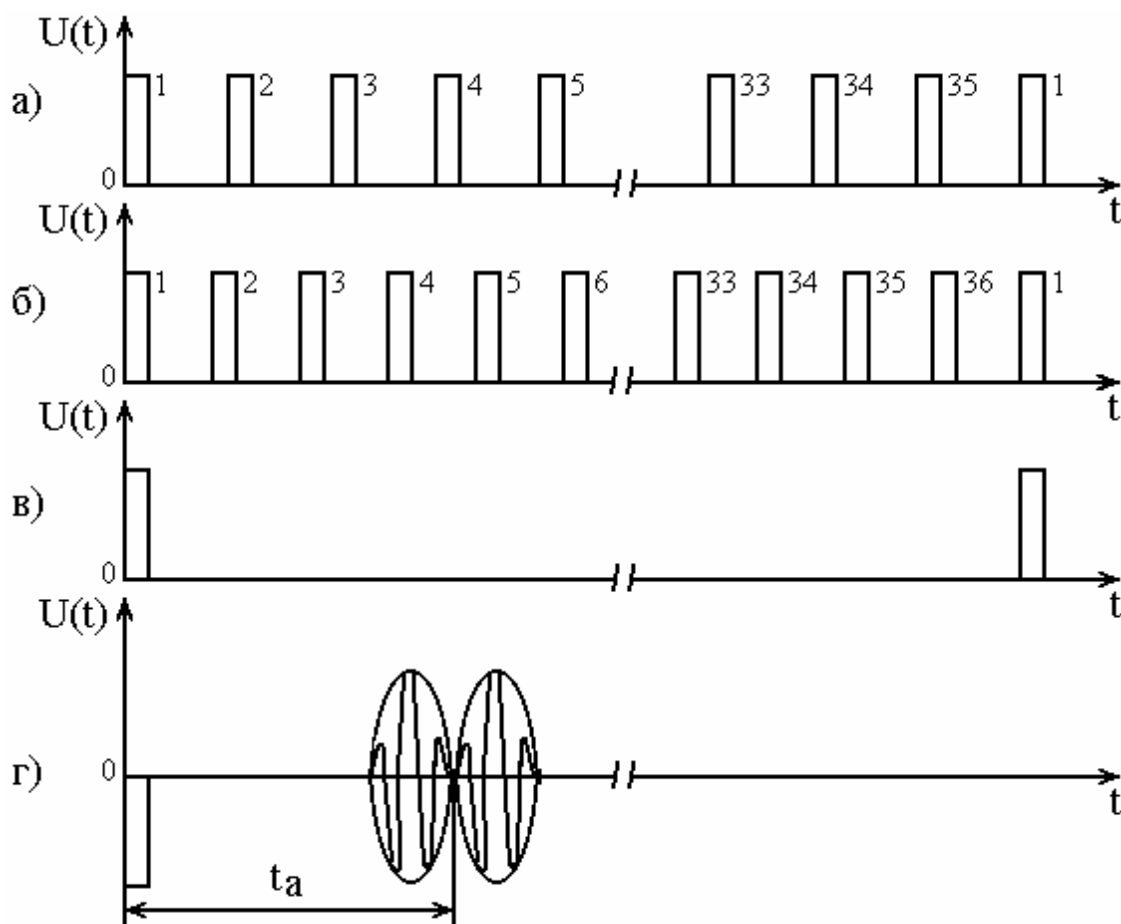


Рисунок 3.21 – Временные диаграммы, поясняющие работу РСБН:
 а) серия «35»; б) серия «36»; в) импульсы северного совпадения;
 г) азимутальный сигнал

Измеряя время задержки принятого сигнала, определяют расстояние от наземного радиомаяка до самолета, а фиксируя угловое

положение оси ДН в момент прихода ответного сигнала, находят азимут самолета. Индикаторный канал системы РСБН работает независимо от азимутального и дальномерного каналов, обеспечивающих измерение азимута самолета и дальности до наземного радиомаяка на борту самолета. Независимость работы индикаторного канала обеспечивается использованием в этом канале трехимпульсных кодовых посылок (для измерения на борту используются двухимпульсные сигналы). Отличительная особенность индикаторного канала заключается также в том, что датчиками импульсов запроса являются магнитные вставки, закрепленные на диске, установленном на оси вращения направленной антенны через каждые 2° угла поворота (рисунок 3.20). Обычно датчиком таких импульсов служит хронизатор, задающим элементом которого является автогенератор импульсной последовательности. С помощью этих же датчиков осуществляется запуск схемы формирования напряжения развертки, управляющей радиальным движением линии развертки на экране индикаторов кругового обзора.

Принятый с самолета ответный сигнал в декодирующем устройстве (ДУ) преобразуется в одиночный импульс, который отображается на линии развертки в виде яркостной отметки. Расстояние этой отметки от центра экрана пропорционально дальности до самолета, а угловое положение линии развертки с соответствующей яркостной отметкой характеризует его азимут. Функциональная схема канала индикации системы РСБН приведена на рисунке 3.22. Индукционный датчик, управляемый магнитными вставками 180, формирует запускающие импульсы, из которых в передатчике П-20А с помощью кодирующего устройства (КУ) формируются трехимпульсные сигналы запроса наземной индикации. Они ретранслируются самолетным приемником сигналов азимута и дальности АДП-Р и передатчиком дальномера СЗД-Р. В процессе ретрансляции производится декодирование принятых и кодирование излучаемых сигналов декодером ДУ и кодером КУ. Запросные сигналы излучаются с земли ненаправленно через каждые 2° угла поворота направленной антенны.

Из всей совокупности принятых на борту за один цикл вращения направленной антенны 180 импульсов с помощью блока измерений выделяется один импульс, принимаемый в тот момент, когда направленная антенна устремлена на самолет. Выделение этого импульса осуществляется схемой совпадения, к которой проводятся импульсы запроса наземной индикации и азимутальный импульс.

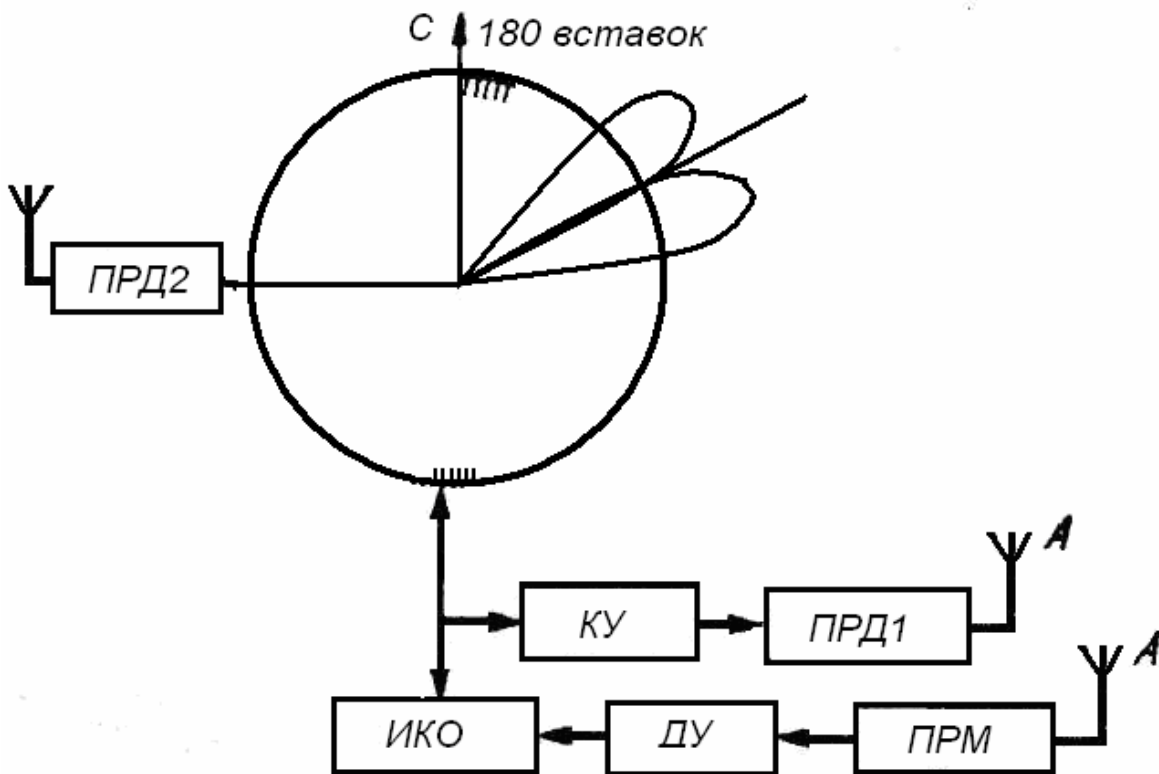


Рисунок 3.22 - Схема индикаторного канала РСБН

Выделяемый таким образом импульс преобразуется в трехимпульсную посылку, излучается на землю и после декодирования отображается на ИКО. Таким образом, производится определение на земле азимута и дальности на взаимодействующий с радиомаяком самолет по выносному индикатору кругового обзора.

Предусмотрена возможность индивидуального опознавания отметок на экране ИКО. Для опознавания руководитель полетов (офицер боевого управления) с помощью командной радиостанции дает указание экипажу о нажатии на время нескольких секунд кнопки «Опознавание» на пульте управления РСБН. В результате нажатия кнопки на самолете к бортовому передатчику РСБН СЗД-Р подключается линия задержки на 64 мкс и СЗД-Р излучает две кодовые посылки — основную и задержанную на указанное время. На линии развертки ИКО отображаются две отметки, смещенные друг относительно друга примерно на 10 км по шкале дальности индикатора, которые и позволяют руководителю полетов выделить отметку от отвечающего самолета из всей совокупности отметок, то есть индивидуально опознать самолет.

Дальность действия навигационного радиоканала (НРК), с учетом используемого диапазона волн, определяется условиями прямой видимости и энергетическим потенциалом радиолинии. Можно счи-

тать, что при взаимодействии с типовым РМ РСБН она составляет величину порядка $D = 3,55\sqrt{H}$, где H — высота полета, м (величина D , км). На высотах, равных 250—500 м и 20 000 м, дальность действия ограничена величиной порядка $D = 3,16\sqrt{H}$. Над РМ РСБН имеется конусообразная нерабочая область, радиус ее горизонтального сечения равен высоте (для азимутального канала РМ) или $0,27H$ (для дальномерного канала).

Бортовая аппаратура РСБН может содержать канал межсамолетной навигации (МСН), обеспечивающий измерение взаимных координат взаимодействующих самолетов (это объясняет часто используемое название этого режима — режим ОВК («Определение взаимных координат»). В режиме МСН определяется пеленг на взаимодействующий самолет θ_c и дальность до него D_c . Угловой параметр определяется с помощью амплитудного метода (метод сравнений). С этой целью бортовая АФС формирует разнообразные диаграммы направленности. Возможности канала МСН определяются количеством и формой диаграмм. Дальность до самолетов группы определяется по аналогии с другими радиотехническими измерителями дальности. В канале МСН обеспечивается измерение нулевого пеленга взаимодействующего ВС с погрешностью 3° и дальности до него с погрешностью 300 м с целью, например, встречи этих ВС.

Для осуществления автоматической или ручной посадки самолета бортовая аппаратура РСБН при совместной работе с наземными посадочными радиомаяками ПРМГ определяет отклонение самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях относительно равносигнальных зон курса и глиссады, задающих траекторию выполнения посадочного маневра. При этом производится измерение наклонной дальности до точки приземления.

3.4 Разностно-дальномерные системы

Разностно-дальномерный принцип функционирования РНС реализован в радиотехнических системах дальней навигации (РСДН).

РСДН предназначены для определения местоположения ВС на расстояниях порядка нескольких тысяч километров или в пределах всего земного шара (глобальные РСДН). РСДН могут работать и как дальномерные системы, в этом случае принцип их работы не отличается от ранее рассмотренных дальномерных систем. Существующие разностно-дальномерные РСДН работают в диапазонах километро-

вых и метраметровых (длинных и сверхдлинных) волн, где требуемая дальность действия обеспечивается с помощью сигналов поверхностных волн.

Разностно-дальномерные РСДН создают сетку линий положения (ЛП), представляющих собой гиперболы с фокусами в точках расположения пары опорных станций (рисунок 1.24). Разность дальностей D_P определяется по интервалу времени t_P между приемом сигналов от соответствующей пары опорных станций:

$$D_P = t_P c ,$$

и записывается в виде:

$$D_P = \sqrt{(X_i - x)^2 + (Y_i - y)^2 + (Z_i - z)^2} - \sqrt{(X_j - x)^2 + (Y_j - y)^2 + (Z_j - z)^2} ,$$

где X_i, Y_i, Z_i и X_j, Y_j, Z_j – известные координаты i -й и j -й опорных станций (ОС), а x, y, z – искомые координаты ВС.

Значение D_P не зависит от погрешности эталона времени ВС, что является основным преимуществом разностно-дальномерных РСДН. Недостатки таких систем – большое число ОС (минимум три), необходимых для определения места ВС, и ухудшение точности с удалением от базы ОС.

Отмеченные недостатки, а также сложность пересчета гиперболических координат в обычно используемые для самолетовождения приводят к тому, что разностно-дальномерные РСДН вытесняются дальномерными системами.

Основным классификационным признаком разностно-дальномерной РСДН является информативный параметр сигнала, т.е. параметр принимаемого сигнала (амплитуда, частота, фаза, время запаздывания), функционально связанный с определением в данной системе навигационным параметром.

По виду информативного параметра различают фазовые, частотные и временные (импульсные) РСДН. В *импульсных* РСДН, измеряется разность времени прохождения радиоимпульсов станций А и Б до ВС. Если передатчики работают синхронно, то временной интервал Δt между импульсами на выходе приемника бортового приемоиндикатора будет пропорционален разности расстояний от точки М (места ВС) до наземных радиостанции (А и Б).

В частности, для случая, приведенного на рисунке 3.23, на вход приемника, находящегося в точке М, через время $t_A = R_A / c$, где R_A расстояние от точки М до пункта А, поступит импульс, излученный передатчиком пункта А. Через время $t_B = R_B / c$, где R_B расстояние от точки М до пункта Б, поступит импульс передатчика опорной станции Б. Импульс передатчика пункта А с выхода приемника подается на схему измерения и используется в ней в качестве опорного.

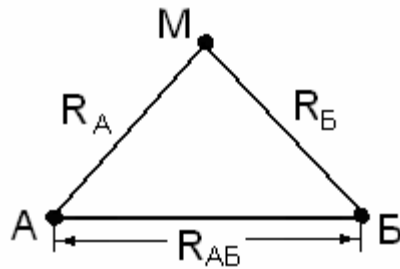


Рисунок 3.23

Тогда момент поступления на схему измерения импульса передатчика пункта Б определяет текущее значение разности расстояний, так как

$$\Delta t = t_B - t_A = \frac{R_B}{c} - \frac{R_A}{c} = \frac{1}{c}(R_B - R_A) = \frac{\Delta R}{c}.$$

При одновременном излучении передатчиков станций А и Б возникает неоднозначность определения временного интервала Δt , а следовательно, и расположения линии положения ВС (рисунок 3.24).

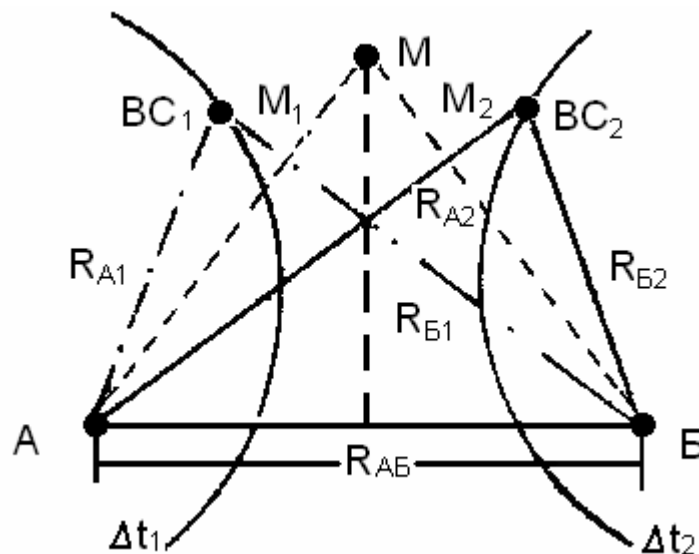


Рисунок 3.24

Предположим, что воздушные суда BC_1 и BC_2 находятся соответственно в точках M_1 и M_2 , расположенных симметрично точке M , лежащей на перпендикуляре, восстановленном к середине базы AB . Тогда $R_{A1} = R_{B2}$ и $R_{A2} = R_{B1}$. Временные интервалы Δt_1 и Δt_2 будут определены следующим образом:

$$\Delta t_1 = t_{B1} - t_{A1} = \frac{1}{c}(R_{B1} - R_{A1}),$$

$$\Delta t_2 = t_{B2} - t_{A2} = \frac{1}{c}(R_{B2} - R_{A2}),$$

и оказываются равными по абсолютной величине $|\Delta t_1| = |\Delta t_2|$. Так как $R_{B1} > R_{A1}$, а $R_{B2} < R_{A2}$, то $\Delta t_1 > 0$ и $\Delta t_2 < 0$.

Поскольку индикатор не реагирует на знак временного интервала Δt , то возникает неоднозначность результатов измерений. Очевидно, что $\Delta t = \Delta t_{max}$ тогда, когда ВС находится за пределами базы $d = R_{AB}$ на линии, совпадающей с направлением базы, но за станцией А, то есть $\Delta t_{max} = \frac{R_{AB}}{c} > 0$ (так как $R_A < R_B$). Если же ВС находится на линии базы $d = R_{AB}$ но за станцией Б, то $\Delta t_{max} = \frac{R_{AB}}{c} < 0$

(так как $R_A > R_B$).

Для устранения неоднозначности отсчета (т. е. определения Δt) необходимо, чтобы всегда выполнялось условие $\Delta t > 0$, независимо от того, в какой точке рабочей зоны РНС находится ВС с установленным на его борту навигационным оборудованием.

Очевидно, что если момент излучения радиоимпульсов станцией Б задержать относительно момента излучения радиоимпульса станцией А на время $\Delta t_{AB} = \frac{R_{AB}}{c}$, то условие $\Delta t > 0$ будет всегда выполняться.

Задержка, равная Δt_{AB} , будет наблюдаться в том случае, если станцию Б запускать импульсами, излучаемыми станцией А. Данный принцип работы реализован в существующих импульсных разностно-дальномерных системах. Поэтому станция А называется ведущей, а станция Б – ведомой (синхронизируемой). Импульсы, излучаемые ведущей станцией А, достигнут точки М через $t_A = R_A / c$ после момента их излучения станцией А. Импульсы же станции Б достигнут той же точки М через

$$t_{AB} + t_B = \frac{R_{AB}}{c} + \frac{R_B}{c} = \frac{1}{c}(R_{AB} + R_B).$$

Из треугольника АМБ (рисунок 3.23) видно, что где бы ни находилась точка М (вершина треугольника), величина одной его стороны |АМ| будет всегда меньше суммы двух других его сторон |АБ| + |БМ|, то есть время прохождения радиоимпульсом расстояния $R_{AB} + R_A$ всегда будет больше времени прохождения радиоимпульсом расстояния R_A :

$$\Delta t = (t_{AB} + t_B) - t_A > 0.$$

Помимо задержки сигнала, излучаемого ведущей станцией А, на время Δt_{AB} предусматривается дополнительная задержка на время t_{K3} , называемое временем кодовой задержки. Значение t_{K3} можно периодически изменять и этим затруднить использование РНС противником.

С учетом использования задержки радиоимпульсов во времени, временной интервал Δt для произвольной точки М может быть записан в виде

$$\Delta t = t_{AB} + t_{K3} + \frac{1}{c}(R_B - R_A) > 0.$$

На практике применяют специальные полетные карты с нанесенными на них линиями положения, соответствующими определенному значению Δt (рисунок 3.25). Линии положения наносятся типографским способом через каждые $50 \div 100 \cdot 10^{-6}$ с. При необходимости найти промежуточные линии положения, не обозначенные на карте, прибегают к интерполяции между соседними оцифрованными линиями положения, ($\Delta t_1 = 50$ мкс; $\Delta t_2 = 100$ мкс и т.д.)

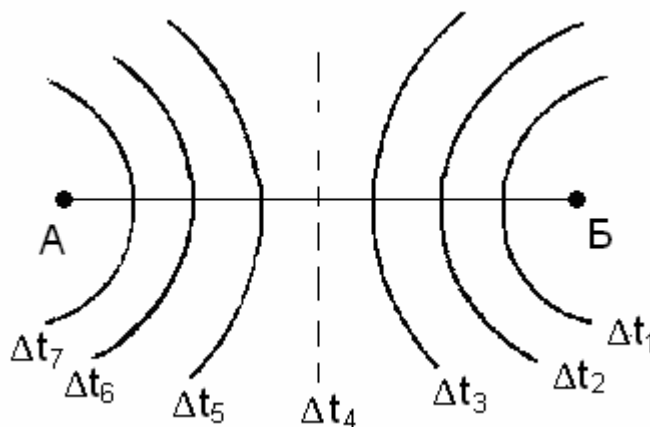


Рисунок 3.25

Максимальное количество линий положения, задаваемых системой, можно определить, зная погрешность измерения временного интервала Δt бортовым приемоиндикатором. Если предположить, что абсолютная погрешность измерения Δt составляет $\Delta_{\Delta t}$, то количество линий положения $N_{ЛП}$ определяется соотношением

$$N_{ЛП} = \frac{\Delta t_{\max} - \Delta t_{\min}}{2\Delta_{\Delta t}} = \frac{(2\Delta t_{AB} + t_{K3}) - t_{K3}}{2\Delta_{\Delta t}} = \frac{2\Delta t_{AB}}{2\Delta_{\Delta t}} = \frac{R_{AB}}{c\Delta_{\Delta t}}.$$

В основу работы *фазовых разностно-дальномерных* РНС положена зависимость $\Delta\varphi = f(\Delta R)$. В таких РНС осуществляется измерение разности фаз двух когерентных колебаний, создаваемых в точке приема двумя наземными радионавигационными станциями, расположенными в пунктах с известными координатами. Измеренная разность фаз находится в определенной связи с разностью расстояний от подвижного объекта до наземных станций, что позволяет по измеренной разности фаз определить линию положения ВС.

По одной линии положения можно вести ориентировку и осуществлять полет по маршруту, совпадающему с линией положения. Семейство линий положений (гипербол) создается двумя наземными станциями, образующими базу системы. Для определения места ВС необходимо минимум две пары станций, создающих линии положения. Место ВС определяется как точка пересечения двух линий положения, создаваемых разными парами станций.

Все рассуждения относительно импульсных разностно-дальномерных РНС справедливы и для фазовых разностно-дальномерных РНС, за исключением метода, положенного в основу измерения разности расстояний, то есть измерения разности фаз двух колебаний в точке приема (на борту ВС).

Измерение разности фаз двух колебаний может осуществляться:

- либо на высокой (несущей) частоте;
- либо на частоте биений.

Сетки линий положений могут определяться частотой, отличающейся от частоты, на которой производятся измерения.

Соответственно различают фазовые разностно-дальномерные РНС с заданием сеток линий положения:

на несущей частоте;
 на приведенной частоте сравнения;
 на частоте биении;
 на комбинационных частотах.

Рассмотрим принцип действия фазовой разностно-дальномерной РНС с измерением разности фаз на несущей частоте.

Система состоит из двух наземных станций А и Б и бортового приемоиндикатора, расположенного в точке М (рисунок 3.26).

Для простоты рассуждений будем считать, что обе станции излучают колебания одной и той же частоты ω_0 и что работа этих станций согласована так, что разность начальных фаз $\Delta\varphi_0$ излучаемых колебаний остается неизменной и поэтому может быть принята равной нулю. Тогда текущие фазы φ_A и φ_B колебания, излучаемых обеими станциями, запишутся в виде

$$\varphi_A = \varphi_B = \omega_0 t + \varphi_0,$$

где φ_0 - начальная фаза колебаний.

Колебания станции А в точке М принимаются с фазой

$$\varphi_{AM} = \omega_0 t + \varphi_0 - \frac{\omega_0}{c} R_A,$$

а колебания станции Б - с фазой

$$\varphi_{MB} = \omega_0 t + \varphi_0 - \frac{\omega_0}{c} R_B.$$

В этих формулах R_A и R_B - расстояния от ВС до станций А и Б, соответственно. Считаем, что колебания обеих станций могут быть отдельно приняты на борту ВС приемоиндикатором, усилены и поданы на фазовый дискриминатор, измеряющий разность фаз:

$$\begin{aligned} \Delta\varphi &= \varphi_{BM} - \varphi_{AM} = \omega_0 t + \varphi_0 - \frac{\omega_0}{c} R_B - (\omega_0 t + \varphi_0 - \frac{\omega_0}{c} R_A) = \\ &= \frac{\omega_0}{c} (R_A - R_B) = \frac{\omega_0}{c} \Delta R. \end{aligned}$$

Измеренная разность фаз соответствует разности расстояний

$$\Delta R = R_A - R_B = \frac{c}{\omega_0} \Delta\varphi = \frac{\lambda_0}{2\pi} \Delta\varphi,$$

где $\Delta\varphi = \frac{\omega_0}{c} \Delta R,$ $\lambda_0 = \frac{2\pi c}{\omega_0}.$

Линии положения заранее наносятся на полетную карту и оцифровываются от 0 до 360°. Штурман, получив разность фаз $\Delta\varphi$ по индикатору, отыскивает на карте соответствующую линию положения. При необходимости прибегает к интерполяции.

Место положения ВС определяется как точка пересечения линий положения, образованных двумя парами наземных станций.

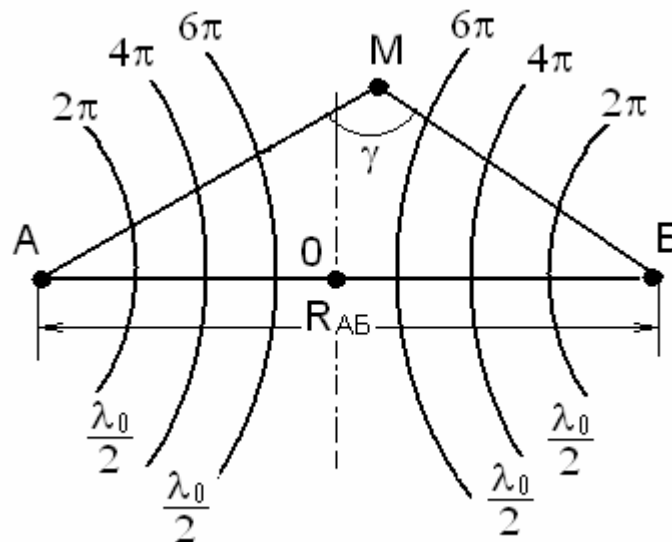


Рисунок 3.26

Фазовые разностно-дальномерные РНС обладают высокой точностью измерения ΔR . Ошибке измерения разности фаз $\Delta\varphi$ соответствует ошибка в измерении разности расстояния (ΔR):

$$\delta(\Delta R) = \frac{\lambda_0}{2\pi} \delta(\Delta\varphi)$$

В свою очередь, линейная ошибка в определении линии положения может быть найдена по формуле

$$\Delta_L = \frac{\delta(\Delta R)}{2 \sin \frac{\gamma}{2}} = \frac{\lambda_0}{720 \sin \frac{\gamma}{2}} \delta(\Delta\varphi),$$

где γ - угол базы (угол, под которым из точки М «видна» база системы).

Минимальные ошибки наблюдаются на базе системы (при $\gamma=180^\circ$):

$$\Delta_{L \min} = \frac{\lambda_0}{720} \delta(\Delta\varphi)$$

При ошибках измерения разности фаз в 1° линейная ошибка определения линии положения в РНС, работающих в длинноволновом диапазоне, не будет превышать (без учета влияния условий распространения радиоволн) величин порядка нескольких сот метров.

Фазовым разностно-дальномерным РНС присуща неоднозначность отсчета. Это объясняется тем, что фазовый дискриминатор способен измерять разность фаз лишь в пределах полного фазового цикла от 0 до 2π . Подставив в формулу

$$\Delta R = \frac{\lambda_0}{2\pi} \Delta \varphi$$

разность фаз $\Delta \varphi = 2\pi$, получим, что максимальное значение однозначно измеряемой разности расстояний ΔR равно:

$$\Delta R_{одн} = \frac{\lambda_0}{2\pi} 2\pi = \lambda_0$$

Показания фазового дискриминатора каждый раз после достижения разности расстояний, кратной $\Delta R_{одн}$, будут повторяться. Линии положения, для которых разность фаз между сигналами двух наземных станций кратна величине 2π (или, иначе говоря, равна нулю), разграничивают рабочую область системы на зоны однозначного отсчета, так называемые дорожки. По мере удаления от базы системы ширина дорожки увеличивается. На базе она имеет минимальную ширину.

В пределах одной дорожки фазовые измерения оказываются однозначными.

Если в центре базы 0 разность фаз между колебаниями станций А и Б равна нулю, то нетрудно убедиться, что точки на базе, в которых разность фаз $\Delta \varphi = 2\pi n$ (n - целое число), отстоят друг от друга на расстояниях, равных $\lambda_0/2$. Следовательно, на базе ширина дорожки равна $\lambda_0/2$. Число дорожек n_D равно числу полуволн $\lambda_0/2$, укладываемых на базе системы:

$$n_D = \frac{2R_{AB}}{\lambda_0}$$

Устранение неоднозначности отсчета в фазовых разностно-дальномерных РНС осуществляется либо путем счета полных циклов приращения разности фаз принимаемых колебаний, либо за счет

создания дополнительных сеток линий положения при использовании вспомогательных частот сравнения.

Практически станции работают на различных частотах, а измерение разности фаз производится на приведенной частоте сравнения. Это вызвано тем, что при работе РНС на одной частоте в пространстве происходит интерференция полей, создающая в точке приема искаженный суммарный сигнал.

Примером фазовых разностно-дальномерных РНС являются РСДН «Омега» и отечественная РСДН Е-712. Обе РСДН работают в СДВ диапазоне. Они предназначены для определения местоположения самолета (или любого подвижного объекта) практически в любой точке земного шара в любое время суток. Это достигается за счет достоинств СДВ диапазона, который характеризуется удовлетворительной для целей навигации стабильностью фазы и малым затуханием сигналов при распространении на большие расстояния.

Наземные станции системы синхронизированы по частоте и фазе по сигналам системы точного времени. Нестабильность излучаемых частот примерно 10^{-12} . Восемь наземных станций обеспечивают навигацию в пределах всего земного шара. Среднеквадратическая ошибка определения места ВС с условием поправок на условия распространения радиоволн составляет днем около 1,8 км, ночью – порядка 3,4 км.

Работа в СДВ диапазоне позволяет получить значительную протяженность базовых линий. При базах, больших радиуса земли, обеспечивается высокая точность системы в пределах всей рабочей зоны, поскольку дорожки, даже на больших удалениях от базы, расширяются незначительно, что обуславливается кривизной земной поверхности.

Восемь станций системы «Омега» (таблица 3.1) поочередно излучают синхронизированные по фазе незатухающие колебания в соответствии с временной диаграммой работы, приведенной на рисунке 3.27.

Станции принято обозначать буквами латинского алфавита от А до Н. Длительность излучения сигнала каждой станцией составляет от 0,9 до 1,2 с. Длительность паузы между сигналами станций составляет $T_n = 0,2$ с. Цикл работы, т.е. периодичность, с которой каждая станция излучает сигнал на одной частоте, равен 10 с. Передающие станции излучают поочередно сигналы на частотах 10,2 кГц, $11 \frac{1}{3}$ кГц и 13,6 кГц, обеспечивающие определение радионавигационного параметра и устранение многозначности. Частота $f_T = 10,2$ кГц используется для точного определения местоположения. При этом ширина дорожки вдоль линии базы равна приблизительно 14,7 км.

Таблица 3.1 – Опорные станции РНС «Омега»

Обозначение	Место установки
А	Норвегия
В	о. Тринидад
С	Гавайи
Д	США (Северная Дакота)
Е	Франция (о. Реюньон в Индийском океане)
F	Аргентина (побережье южной Атлантики, 960 км к югу от Буэнос-Айреса)
Г	Австралия (северо-восточная часть континента)
Н	Япония (о. Цусима)

Для получения первой шкалы устранения многозначности используются частоты 10,2 и 13,6 кГц. Первая разностная частота $f_{P1} = 3,4$ кГц. Дорожки первой шкалы устранения многозначности в три раза шире точных и составляют примерно 44 км вдоль линии базы. Для создания второй шкалы устранения многозначности используются частоты 10,2 и $11 \frac{1}{3}$ кГц. Вторая разностная частота $f_{P2} = 1133 \frac{1}{3}$ Гц. Дорожки второй шкалы устранения многозначности в девять раз шире точных и составляют 132 км вдоль линии базы.

Отечественная РСДН Е-712 построена по тому же принципу, что и система «Омега». Временные диаграммы работы РНС Е-712 представлены на рисунке 3.28.

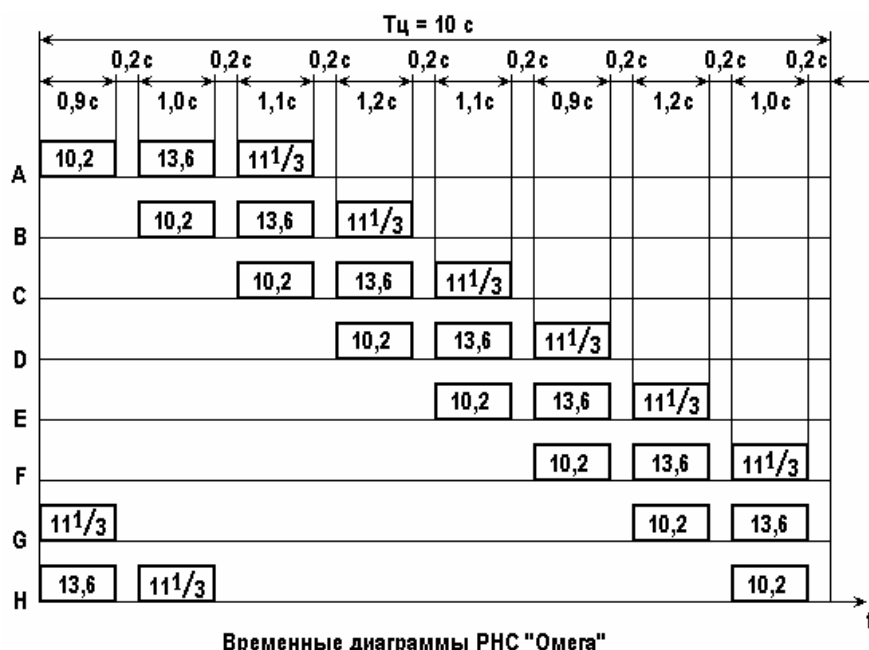


Рисунок 3.27

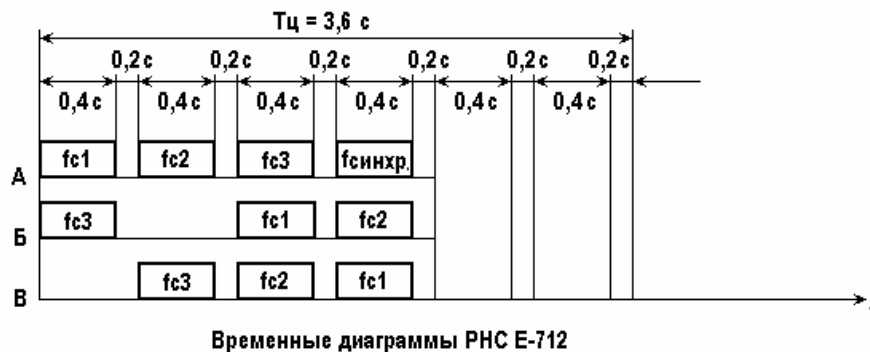


Рисунок 3.28

В настоящее время в авиации наибольшее применение нашли *импульсно-фазовые разностно-дальномерные РНС (ИФ РСДН)*. В составе пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) они применяются для эффективной радиокоррекции численных по автономным датчикам (ИНС и ДИСС и т.д.) координат ВС в соответствии с алгоритмами БЦВМ. При наличии пульта управления с индикацией гиперболических линий положения и специальных карт с сетками гипербола они могут использоваться автономно для определения местоположения ВС (с пониженной точностью).

В состав ИФ РСДН входят: система наземных опорных станций (Т-2 «Тропик-2», Т-2П «Тропик-2П» или «Лоран-С»); бортовые приемоиндикаторы (ПИ) А-711, А-720 или А-723, имеющий режим работы по сигналам ИФ РСДН.

В импульсно-фазовых системах относительное запаздывание радиосигналов определяется на основании данных об одновременно измеренных навигационных параметрах $\Delta\tau$ и $\Delta\varphi$. Наземные станции любых РСДН образуют цепочки, состоящие из 4...8 станций, географическое положение которых определяется геометрическим фактором оценки точности местоположения объекта.

Опорные станции ИФ РСДН работают в ДВ диапазоне волн. Излучаемые наземными опорными станциями радиосигналы в точку приема (ВС) могут приходить как поверхностными, так и пространственными (отраженными от ионосферы) радиоволнами. Поверхностные сигналы имеют высокую фазовую стабильность и используются для определения линий положения с высокой точностью. На больших расстояниях поверхностные сигналы имеют малую напряженность поля. В этом случае линии положения можно определять по сигналам пространственных радиоволн, однако с более низкой точностью.

При использовании пространственных сигналов необходимо вводить поправки в измеренные временные интервалы, так как сигналы пространственных волн проходят большее расстояние между точкой излучения и точкой приема по сравнению с сигналом поверхностных волн. Величина поправки, соответствующая времени запаздывания пространственных сигналов относительно поверхностных сигналов, зависит от расстояния между самолетом и наземными станциями и от высоты отражающего слоя ионосферы, которая изменяется в течение суток.

С увеличением расстояния запаздывание пространственных сигналов уменьшается. Однако даже на весьма больших расстояниях запаздывание пространственных сигналов составляет величину не менее 40 мкс. При длительности сигналов около 120 мкс пространственные сигналы в точке приема могут частично накладываться на поверхностные сигналы и исказить их форму и фазу. Поэтому в приемоиндикаторах импульсно-фазовых разностно-дальномерных систем при измерении временных интервалов по разностям фаз используется только неискаженная ионосферными отражениями часть сигналов (передний фронт) поверхностных радиоволн. В этом случае для повышения точности измерений необходимо увеличивать энергию принимаемых радиосигналов и отношение сигнал-шум. Для этого в ИФ РСДН наземные станции излучают сигналы в виде пачек радиоимпульсов, что позволяет уменьшить пиковую мощность сигнала.

На рисунке 3.29 показано взаимное временное расположение сигналов, принимаемых от наземных станций.

Ведущая станция *A* излучает сигналы, состоящие из девяти импульсов — восемь рабочих импульсов, предназначенных для измерения временных интервалов, и один дополнительный импульс, который используется для синхронизации ведомых наземных станций. Ведомые станции излучают пачки сигналов, состоящие из восьми рабочих импульсов. Длительность каждого импульса составляет около 120 мкс (для РСДН-10 длительность радиоимпульса на уровне 0,5 составляет (50 ± 10) мкс). Рабочие импульсы в пачках излучаются с интервалом 1000 мкс. Дополнительные импульсы сигналов ведущей станции излучаются с интервалом 2000 мкс (1890 мкс для РСДН-10).

Радиосигналы наземных опорных станций излучаются в строго определенной последовательности, определяемой известными кодовыми задержками τ_{Kzi} , с целью их временного разделения в бортовом приемоиндикаторе.

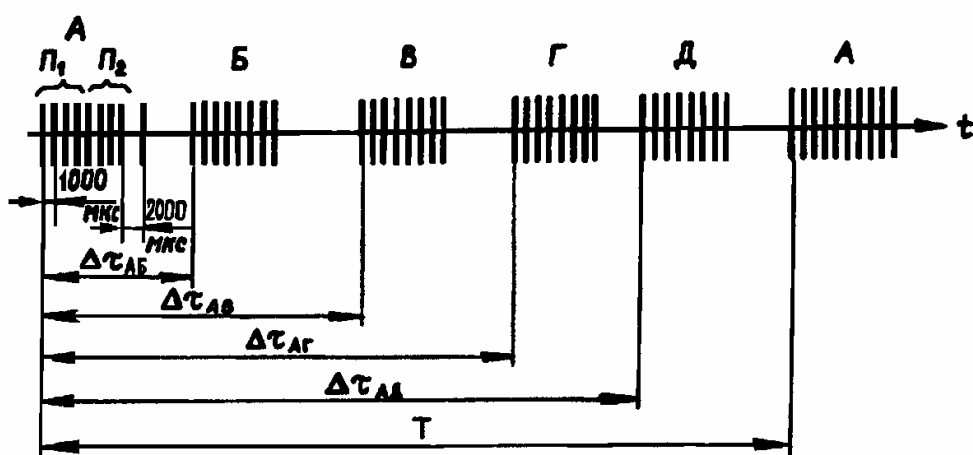


Рисунок 3.29 -Сигналы ИФ РСДН

Для сигналов каждой ведомой станции отводится вполне определенный интервал времени в периоде следования сигналов ведущей станции. В течение отведенного временного интервала могут поступать сигналы только этой ведомой станции. Известные постоянные кодовые задержки сигналов ведомых станций далее могут быть исключены из отсчета введением соответствующих задержек в бортовом приемоиндикаторе. Необходимо помнить, что изменение кодовых задержек приводит к изменению оцифровки линий положения, следовательно, их необходимо знать.

Для повышения помехоустойчивости приема в импульсно-фазовых РСДН применяется фазовое кодирование (манипуляция) радиоимпульсов в пачках, излучаемых наземными станциями. В таблице 3.2 приведены фазовые коды сигналов цепи наземных станций ИФ РСДН.

Таблица 3.2

Наименование параметра	Станция	
	Ведущая	Ведомая
№ рабочего импульса	1 2 3 4 5 6 7 8	1 2 3 4 5 6 7 8
Нечетная последовательность импульсов	+ + - - + - + -	+ + + + + - - +
Четная последовательность импульсов	+ - - + + + + +	+ - + - + + - -

Фаза высокочастотных колебаний в радиоимпульсах, обозначенных знаками «+» и «-», отличается на 180° и определяется кодом фазовой манипуляции. Код сигналов всех ведомых станций одинаковый и отличается от кода ведущей станции, что позволяет решать задачу опознавания сигналов ведущей и ведомых станций.

Коды сигналов нечетной и четной пачек импульсов различны. Поэтому период фазового кодирования равен двум периодам повторения сигналов наземных станций ($T_{ФК} = 2T$). Изменение фазы высокочастотных колебаний на 180° в четных радиоимпульсах четной последовательности сигналов по сравнению с теми же радиоимпульсами в нечетной последовательности применяется для уменьшения возможного влияния многократно отраженного от ионосферы предыдущего импульса пачки на поверхностные сигналы последующих импульсов пачки.

Рассмотрим, по каким признакам в бортовом приемоиндикаторе ИФ РСДН различаются: одна цепочка наземных станций от другой, ведущая станция от ведомых, ведомые станции между собой.

Различные цепочки одинаковых систем РСДН отличаются периодом следования сигналов T (выбирается с пульта управления бортового приемоиндикатора). В пределах цепочки ведущая станция отличается от ведомых кодом фазовой манипуляции. Ведомые станции различаются в бортовой аппаратуре РСДН с учетом их временного разделения (за счет введения кодовых задержек $\tau_{КЗi}$ для сигналов каждой из них отводится определенный временной интервал в периоде повторения сигналов ведущей станции).

Указанное различие опорных станций позволяет определить моменты приема их сигналов на борту, а следовательно, и разности между ними $\Delta\tau_1$ и $\Delta\tau_2$ (гиперболические линии положения). Точные измерения временного интервала производятся по разности фаз высокочастотного заполнения радиоимпульсов, а более грубые измерения временных интервалов — с учетом информации о положении огибающих передних фронтов радиоимпульсов. Это позволяет устранить многозначность фазовых измерений.

Многочастотные РСДН в настоящее время представлены наземными станциями, оборудованными комплексом технических средств МАРС-75 и бортовым приемоиндикатором А-723. РСДН МАРС-75 предназначена для определения местоположения подвижных объектов, удаленных от наземных станций на расстояние до 1000км, при среднеквадратической погрешности определения место-

положения подвижного объекта в пределах рабочей зоны РНС не более 350 м. РНС МАРС-75 относится к гиперболическим радионавигационным системам и имеет три или четыре наземные станции.

Каждая наземная станция многочастотной разностно-дальномерной системы «Марс-75» в пределах отведенного для ее такта излучения $\tau=1,5$ с излучает радионавигационный сигнал, состоящий из серии 23 частотных компонент в диапазоне 64-92 кГц. Длительность излучения каждой частотной компоненты 40 мс, пауза 20мс. Интервал между соседними по порядковому номеру компонентами сигнала около 1,2 кГц. Порядок чередования частотных компонент определяется кодовыми каналами. Всего в РНС МАРС-75 предусмотрено 18 кодовых каналов и 9 частотных каналов, т.е. число частотно-кодовых каналов составляет 162. В зависимости от номера частотного канала изменяются несущие частоты всех 23 частотных компонент сигнала, а огибающая частотных посылок (длительность тактов, циклов, посылок и пауз) остается неизменной. Излучаемые наземными станциями частотные компоненты сигнала нормированы по фазе и амплитуде.

При использовании трех опорных станций МАРС-75 каждая из станций излучает сигнал (такт) в отведенное время один раз за цикл излучения (рисунок 3.30). При четырех опорных станциях третья ведомая станция ВДМ3 излучает сигнал в тактах первой или второй ведомых станций, но с другим кодом, что обеспечивает возможность разделения сигналов одновременно излучаемых станциями

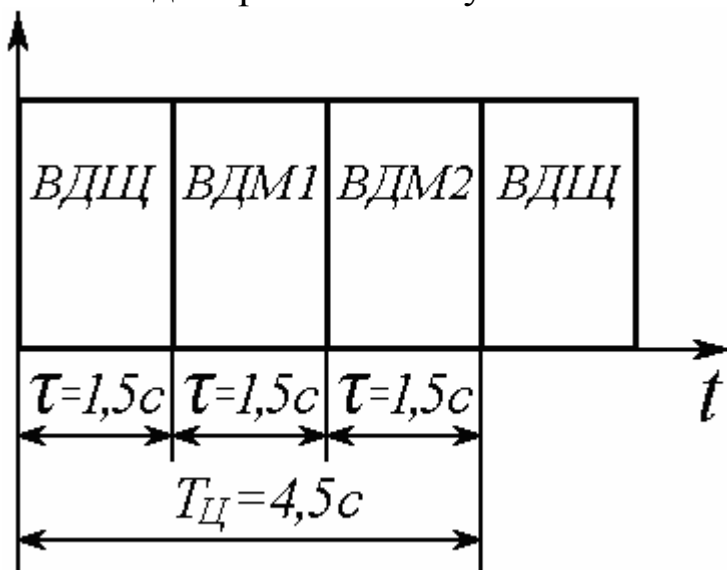


Рисунок 3.30

Эти частотные компоненты являются гармоническими спектральными составляющими последовательности радиоимпульсов. Данный сигнал обрабатывается по методу «сжатия во времени». Путем умножения частотных компонент сигнала на соответствующие коэффициенты спектра и их суммирования образуется сигнал, представляющий последовательность видеосигналов. Дальнейшая обработка сигнала по определению радионавигационного параметра производится уже по суммарному сигналу (по сжатым во времени синтезированным импульсам).

Принципы разностно-дальномерной РСДН реализованы в бортовой аппаратуре дальней навигации А-723. Бортовая аппаратура А-723 предназначена для определения местоположения ВС в любое время года и суток при работе в зонах действия импульсно-фазовых (Т-2, Т-2П, «Лоран-С»), фазовых («Омега», Е-712) и многочастотных («Марс-75») радионавигационных систем дальней навигации. Для работы аппаратуры А-723 используется три блока датчиков. В таблице 3.3 приведены типы опорных станций и точностные характеристики каждого датчика.

Таблица 3.3 – Тактико-технические характеристики РСДН А-723

ТИП ДАТЧИКА		ТТХ					Масса, кг
		Система наземных опорных станций			Погрешность измерения σ , м		
		Тип	f_0 , кГц	D_{max} , км	без помех	с помехами	
А-723	А-723-3	Т-2, Т-2П, «Лоран-С»	100	1500	23	110	24,5
	А-723-4	Е-712, «Омега»	10	10000	300	1500	
	А-723-5	«Марс-75»	64-92	1000	24	64	

3.5 Радиомаячные системы посадки

Обеспечение посадки самолетов в сложных метеорологических условиях днем и ночью при отсутствии визуальной видимости является одной из важнейших задач, от успешного решения которой во многом зависит эффективное применение авиации.

Для посадки и взлета групп самолетов необходимо решать целый комплекс задач, важнейшими из которых являются следующие: обеспечение непосредственно самой посадки и взлета самолетов;

организация четкого управления движением самолетов в районе аэродрома;

привод самолетов в район аэродрома посадки.

Решение этих задач может быть выполнено только при широком использовании разнообразных технических средств.

Применяемые в настоящее время системы посадки (СП) по принципу действия делятся на упрощенные, радиомаячные и радиолокационные.

Упрощенные системы посадки являются простейшими системами, которые включают следующие технические средства:

самолетные и наземные радиопеленгаторы;

радиовысотомеры малых высот;

маркерные радиомаяки и радиоприемники;

приводные и связные радиостанции;

наземное светотехническое оборудование.

С помощью этих средств осуществляются:

привод самолетов в район аэродрома;

расчет на посадку, обеспечивающий выход самолета на курс посадки;

снижение и приземление самолета на взлетно-посадочную полосу (ВПП).

Привод самолета в район аэродрома обычно осуществляется с помощью самолетного радиокompаса и приводных аэродромных радиостанций (ПАР).

Расчет на посадку заключается в выполнении такого маневра самолета, в результате которого он точно выходит на курс посадки с любого направления, на заданной высоте и с определенного расстояния от начала ВПП начинает снижение.

Расчет на посадку осуществляется с помощью самолетного автоматического радиокompаса, двух приводных радиостанций, а также с помощью простейших самолетных пилотажно-навигационных приборов (гирополукомпаса, магнитного компаса, авиагоризонта, вариометра, часов и др.).

В процессе снижения положение самолета в вертикальной плоскости контролируется с помощью радиовысотомера малых высот, ко-

торым измеряется высота полета в нескольких точках, расположенных на определенных расстояниях до начала ВПП. Местоположение этих точек на продолжении оси ВПП отмечается специальными маркерными радиомаяками (МРМ). Моменты пролета самолета над МРМ регистрируются с помощью самолетного маркерного радиоприемника, на выходе которого включен звонок и световой индикатор. С помощью этой аппаратуры производится снижение самолета до высоты 50-60 м. Дальнейшее снижение и приземление осуществляется с помощью визуальной ориентировки по наземному светотехническому оборудованию системы.

Применение данной системы посадки самолетов возможно только при наличии надежной двухсторонней радиосвязи руководителя полетами, который находится на аэродроме, с экипажами самолетов.

Наземное оборудование упрощенной системы посадки выполняется в стационарном или в подвижном вариантах. В подвижном варианте наземное оборудование размещается на автомашинах, что позволяет быстро перебазировать его с одного аэродрома на другой. Типовая схема размещения наземного радиотехнического оборудования упрощенной системы посадки представлена на рисунке 3.31.

Наземное радиотехническое оборудование системы включает:
две приводные аэродромные радиостанции (ПАР);
два маркерных радиомаяка (МРМ);
командно-стартовые радиостанции связи (КСРС);
коротковолновый или ультракоротковолновый радиопеленгатор.

На расстояниях 4000 и 1000 м от начала ВПП находятся соответственно дальний и ближний маркерные пункты (ДПРМ и БПРМ), на каждом из которых размещены одна приводная радиостанция (ПАР) и один маркерный радиомаяк (МРМ). Приводные радиостанции (дальняя и ближняя) расположены по оси ВПП таким образом, что их створ совпадает с курсом посадки. Наземный радиопеленгатор обычно размещается на оси ВПП на расстоянии 500 м от дальнего маркерного пункта.

Для обеспечения надежной двухсторонней радиосвязи самолета с аэродромом служат КСРС, одна из которых размещается около выносного командно-стартового пункта (КСП). Управление работой СП осуществляется с командно-диспетчерского пункта (КДП), расположенного в стационарном варианте системы в специальном здании на

расстоянии 500-800 м от ВПП. С КДП осуществляется включение и выключение всех объектов наземного оборудования СП.

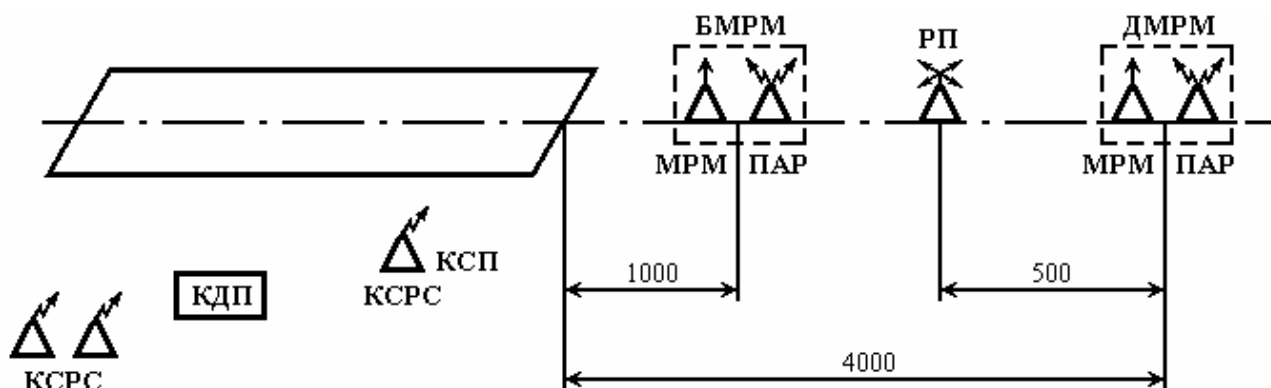


Рисунок 3.31 – Упрощенная система посадки самолетов

Руководство посадкой может осуществляться с КДП или КСП по желанию руководителя полетами.

Упрощенные СП обеспечивают невысокую точность захода самолетов на посадочное направление. Их можно использовать при наличии горизонтальной видимости порядка 500-1000 м и высоте нижней кромки облаков не менее 60-80 м. Их пропускная способность равна примерно 15-20 самолетов в час.

Преимуществом упрощенных СП является простота наземного и самолетного оборудования, что позволяет применять их на полевых аэродромах и использовать для посадки практически любых типов самолетов.

Существенный недостаток упрощенных систем посадки состоит в том, что он не позволяет осуществлять управление, опознавание и контроль за движением самолетов во внешней зоне и непосредственно в районе аэродрома, а также не обеспечивают непрерывного контроля за положением самолетов в вертикальной плоскости при их движении в облаках по линии снижения. Вследствие этого в сложных метеорологических условиях они не могут полностью обеспечить безопасность полетов в районе аэродрома. Эти недостатки частично можно устранить, если в состав наземного оборудования упрощенных систем включить радиолокационные станции.

Радиомаячные СП предназначены для посадки как одиночных, так и групп самолетов ночью и днем в сложных метеорологических условиях. В радиомаячные СП, помимо радиотехнических и светотехнических средств, входящих в состав упрощенной системы посад-

ки, включены технические средства аэродромного управления (диспетчерское оборудование) и радиомаячное оборудование, предназначенное для указания самолетам линии планирования при производстве самой посадки.

Радиотехнические средства упрощенной СП используются для привода самолетов в район аэродрома, обеспечения расчета и маневра при заходе на посадку, дополнительного контроля за правильностью снижения самолетов на линии планирования и обеспечения расчета и захода на посадку самолетов, оборудованных только аппаратурой для посадки по упрощенной схеме, а также как резервное посадочное средство.

В состав диспетчерского оборудования, как правило, входят обзорный и диспетчерский радиолокаторы (ОРЛ и ДРЛ), автоматический ультракоротковолновый радиопеленгатор (АРП), импульсный радионавигационный дальномер, электронные вычислительные машины, средства командной радиосвязи. С помощью этого оборудования оперативная группа, находящаяся на КДП, осуществляет наблюдение за воздушной обстановкой, управление и контроль за движением самолетов в районе аэродрома.

Обзорный радиолокатор используется для непрерывного наблюдения за общей воздушной обстановкой в районе аэродрома в радиусе до 70-80 км и управления движением самолетов на подходах к аэродрому и в процессе их захода в зоны ожидания. С этой целью его выносной индикатор кругового обзора (ИКО) устанавливается на КДП.

Обзорный радиолокатор обычно работает в метровом диапазоне волн, что позволяет его использовать для наблюдения за самолетами при любых метеорологических условиях.

Диспетчерский радиолокатор работает в сантиметровом диапазоне волн. Поэтому разрешающая способность у него значительно выше, чем у обзорного радиолокатора. Диспетчерский радиолокатор используется за наблюдением за воздушной обстановкой в радиусе 30-50 км от аэродрома и для контроля за летным полем. С его помощью осуществляется оперативное управление движением самолетов, находящихся в зоне ожидания, осуществляющих заход на посадку и снижение по линии планирования, осуществляющих приземление и передвигающихся по ВПП и рулежным дорожкам. Обычно несколько его ИКО с различными масштабами разверток устанавливаются на КДП.

Автоматический ультракоротковолновый радиопеленгатор используется для опознавания групп и отдельных самолетов, прибывающих в район аэродрома, и для определения их азимутов с точностью порядка 2^0 в радиусе 80-100 км. Надежное опознавание самолетов и надежность определения их азимутов являются необходимыми условиями при организации четкого управления движением самолетов в районе аэродрома.

Расстояние до самолетов в принципе может определяться с помощью радиолокаторов и затем передаваться на самолеты по радио. Но более удобно для этой цели использовать импульсный радионавигационный дальномер радиосистемы ближней навигации. Такой радиодальномер позволяет экипажу самолета определять расстояние до аэродрома с точностью порядка 10-100 м в радиусе 80-100 км и осуществлять опознавание аэродрома по виду ответных сигналов наземного ответчика.

ЭВМ различного назначения находят все большее применение в системах управления воздушным движением в районе аэродрома. В настоящее время ЭВМ используются для предварительной обработки данных о самолетах, приближающихся к району аэродрома, определения времени их прибытия и задержки в воздухе, расчета радиусов зон ожидания различных самолетов и т.п.

Средства командной радиосвязи являются одной из основ всей системы управления движением самолетов в районе аэродрома. Управление связными радиостанциями осуществляется дистанционно с КДП непосредственно с рабочих мест руководителя полетами и операторов радиотехнического оборудования.

Радиомаячное оборудование, служащее для указания самолетам линии планирования при посадке, состоит из глиссадного и курсового радиомаяков и соответствующих самолетных радиоприемников.

Курсовой радиомаяк (КРМ) устанавливается на некотором расстоянии за ВПП (рисунок 3.32). Глиссадный радиомаяк (ГРМ) располагается сбоку от ВПП примерно на траверзе оптимальной точки приземления.

Планирование самолета при посадке по заданной линии планирования летчик производит путем выдерживания посадочного направления и снижения в плоскости планирования, пользуясь показаниями, например, КПП. Вертикальная стрелка этого прибора отклоняется под действием выходного сигнала курсового радиоприемника, а горизонтальная – глиссадного радиоприемника. При правильном

заходе на посадку и снижении самолета по заданной линии планирования вертикальная и горизонтальная стрелки прибора пересекаются в центре шкалы. При отклонении самолета от оси ВПП вертикальная стрелка прибора отклоняется вправо или влево, в зависимости от того, в какую сторону сместился самолет. Точно так же при смещении самолета вверх или вниз относительно заданной плоскости планирования горизонтальная стрелка прибора перемещается вниз или вверх от центра, указывая, где находится по отношению к самолету заданная плоскость планирования.

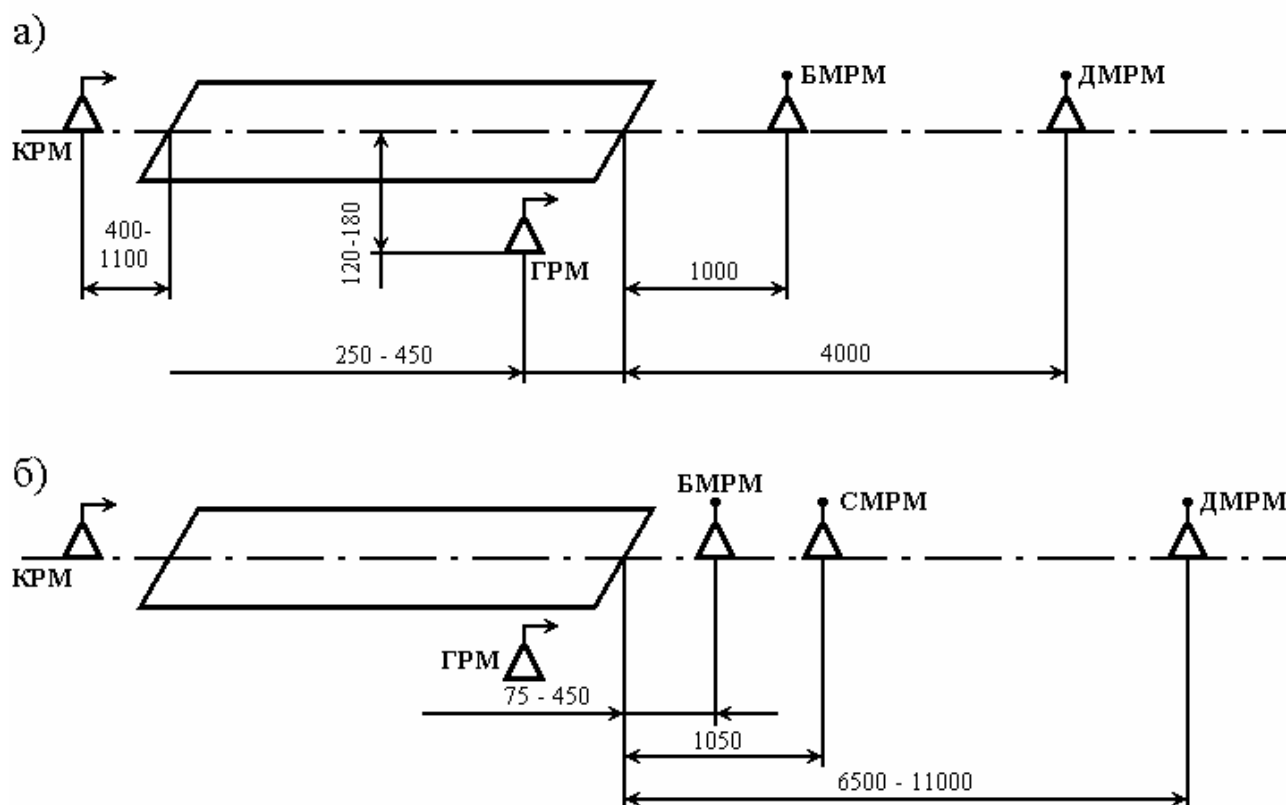


Рисунок 3.32 – Состав и размещение радиомаяков радиомаячной системы посадки при двухмаркерной (а) и трехмаркерной (б) комплектациях (расстояния указаны в метрах)

Снижение по линии планирования с помощью глиссидной и курсовой радиомаячной аппаратуры при отсутствии видимости земли может производиться до высоты порядка 30 м. Дальнейшее снижение самолетов и их приземление осуществляется на основании визуальных наблюдений с использованием светотехнического оборудования, состав и назначение которого такое же, как в оборудовании упрощенных систем посадки. Выходные сигналы курсового и глиссидного радиоприемников пропорциональны угловым отклонениям самолета от

линии планирования в плоскости курса и в плоскости планирования. Эти сигналы могут быть использованы в качестве сигналов рассогласования в автоматизированной системе управления самолетом. Система может обеспечить посадку примерно 30 самолетов в час.

Радиолокационные системы посадки разделяют на два вида:

а) СП с наземными РЛС, с помощью которых определяются координаты местоположения ЛА и по командам диспетчера осуществляется управление посадкой. Примерами таких СП могут служить ПРЛ-7;

б) СП с бортовыми РЛС, в которых координаты ЛА определяются на борту.

Радиолокационные системы посадки самолетов предназначены для обеспечения посадки как одиночных, так и групп самолетов, не имеющих специального посадочного оборудования, а снабженных только обычными пилотажно-навигационными приборами и связными радиостанциями. При использовании таких систем положение самолета относительно ВПП и линии планирования определяется с помощью специального наземного посадочного радиолокатора и его посадка осуществляется по командам с земли, которые передаются экипажу по радиотелефонному каналу.

Радиолокационные системы посадки включают в свой состав диспетчерское оборудование и посадочный радиолокатор. Радиотехнические средства упрощенной СП используются для привода самолетов в район аэродрома, облегчения расчета и маневра при заходе на посадку и дополнительного контроля за правильностью его выполнения, а также как резервное посадочное средство.

Маркерный канал входит в состав как упрощенной, так и радиомаячной систем посадки и предназначен для определения момента пролета фиксированных точек и состоит из маркерных радиомаяков (МРМ) и маркерных радиоприемников (МРП).

Радиомаяки предназначены для обозначения определенных точек земной поверхности и вырабатывают сигналы, позволяющие на борту самолета определить момент их пролета над местом установки.

В настоящее время эксплуатируются радиомаяки МРМ-48, МРМ-70, МРМ-В, Е-615.

Все радиомаяки работают на одной несущей частоте 75 МГц, которая модулируется по амплитуде напряжениями частотой 400 Гц, 1300 Гц и 3000 Гц для трехмаркерного варианта и частотами 400 Гц и

3000 Гц – для двухмаркерного варианта, с коэффициентом глубины модуляции 95%.

Антенны МРМ формируют диаграмму направленности в вертикальной плоскости “факельной” формы, а в горизонтальной плоскости диаграмма направленности имеет такую ширину, чтобы при отклонении самолета от линии курса в пределах зоны действия курсового радиомаяка (КРМ) самолет не вышел за пределы действия МРМ (рисунок 3.33). Сечение ДНА горизонтальной плоскостью в направлении оси ВПП сжато, что повышает точность определения места расположения МРМ, а перпендикулярно оси ВПП выпукло, что предотвращает возможность пролета самолета мимо зоны облучения маяка в том случае, когда самолет имеет небольшое отклонение от посадочного курса. Размеры осей эллипсоидных сечений диаграммы излучения:

на высоте 200 м (1200 и 800 м);

на высоте 50 м (800 и 600 м).

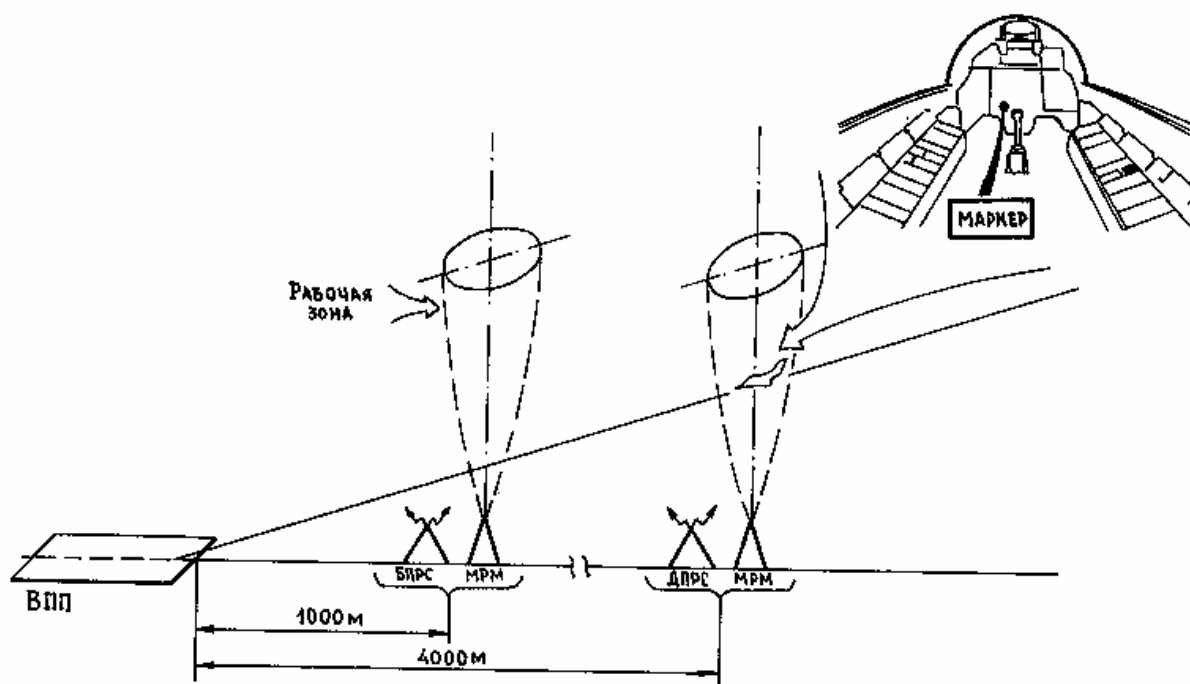


Рисунок 3.33

Для опознавания радиомаяков применяется различная манипуляция напряжений. Так, при двухмаркерном варианте, ближний радиомаяк манипулируется последовательностью 6 точек в секунду, дальний – 2 тире в секунду.

При трехмаркерном варианте параметры маркерного канала приведены в таблице 3.4.

Таблица 3.4

Маркерный радиомаяк	Расстояние от торца ВПП, м	Максимальное отклонение от оси ВПП, м	Частота модуляции, Гц	Код манипуляции
Дальний	7400 ± 300	75	400	2 тире/с
Средний	1050 ± 150	75	1300	2 тире/с 6 точек/с
Ближний	75 ± 8	30	3000	6 точек/с

Структурная схема МРМ, диаграммы напряжений и диаграмма направленности антенны МРМ приведены на рисунке 3.34.

В состав МРМ входят: передатчик (ПРД); антенна; сетка-отражатель; индикатор излучения с антенной.

В ВЧ блоке ПРД генерируются стабилизированные колебания частотой 75 МГц. Стабилизация частоты позволяет получить устойчивую диаграмму направленности антенны и обеспечивает бесподстроечное вхождение в связь самолетного маркерного радиоприемника (МРП).

Напряжение несущей частоты модулируется по амплитуде напряжением звуковой частоты 3000 Гц, вырабатываемым звуковым генератором передатчика (рисунок 3.34, б). Модулированные колебания перед поступлением в антенну манипулируются (прерываются) манипулятором, который представляет собой генератор прямоугольных импульсов.

МРМ может работать в режиме непрерывного излучения модулированных колебаний, при этом манипулятор выключается.

Антенна МРМ представляет собой полуволновый вибратор, расположенный над сеткой-отражателем на продолжении оси ВПП. Сетка-отражатель устанавливается горизонтально над земной поверхностью и позволяет исключить зависимость ДНА от состояния и характера почвы.

Индикатор излучения служит для контроля за мощностью излучения МРМ. Он представляет собой милливольтметр, с помощью которого измеряется выпрямленное напряжение высокой частоты (ВЧ), снимаемое с антенны индикатора.

Правильность работы манипулятора контролируется по загоранию и погасанию (с частотой манипуляции) сигнальных лампочек на КДП и МРМ.

Маркерный приемник (например, А-611) размещается на самолете. В полете МРП используется при заходе на посадку. В момент пролета ДПРС должна загореться сигнальная лампа МАРКЕР, а в телефонах прослушиваться сигнал тона 400 (3000) Гц с частотой прерывания два тире в секунду.

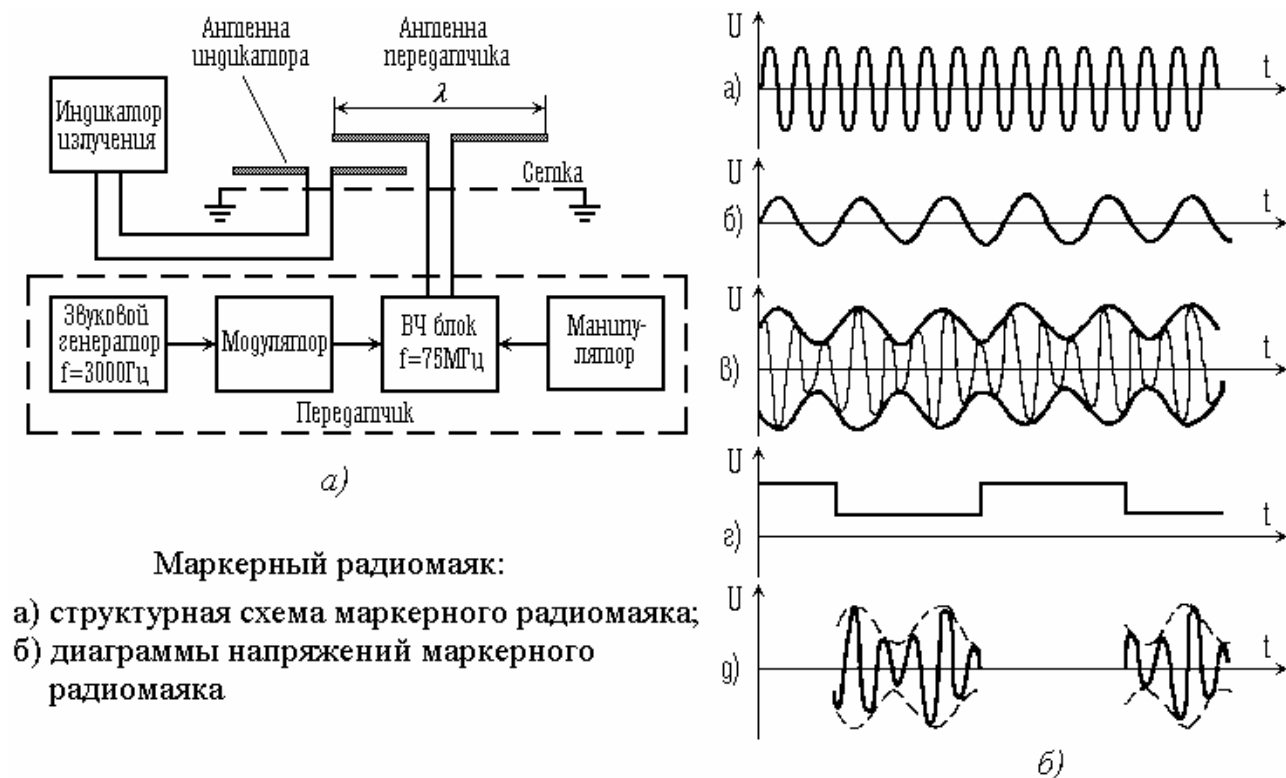


Рисунок 3.34

В момент пролета БПРС должна загореться сигнальная лампа МАРКЕР, а в телефонах прослушиваться звуковой сигнал тона 400 (3000) Гц с частотой прерывания шесть точек в секунду.

Выдача световой и звуковой индикации осуществляется в течение всего времени полета в зоне действия наземного маркерного радиомаяка (МРМ).

3.6 Измерители путевой скорости

Путевая скорость (скорость ВС относительно поверхности земли) является одним из наиболее важных навигационных параметров, используемых для определения местоположения воздушного судна методом счисления координат.

Определение составляющих скорости движения ВС по отношению к земной поверхности особенно важно при решении задач бом-

бометания, применения управляемого оружия по наземным целям, при выполнении задач картографирования, аэрофотосъемки, ведения радиоразведки, выброски десанта и грузов. Поэтому устройства определения составляющих скорости движения ВС по отношению к земной поверхности используются на самолетах и вертолетах бомбардировочной, истребительно-бомбардировочной, армейской, разведывательной и военно-транспортной авиации.

Скорость ВС по отношению к земной поверхности (вектор земной или полной скорости \bar{V}_K) определяется векторной суммой скоростей (рисунок 3.35)

$$\bar{V}_K = \bar{V}_B + \bar{W},$$

где \bar{V}_B — вектор суммарной воздушной скорости ВС (перемещения ВС относительно воздушных масс); \bar{W} — вектор скорости ветра (скорости переноса воздушных масс), под ней обычно понимают скорость горизонтального перемещения воздушных масс.

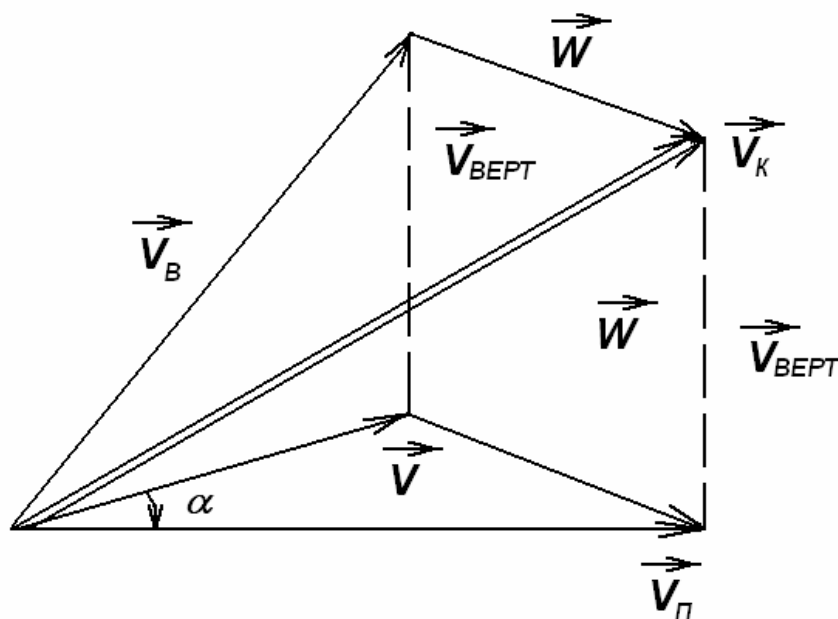


Рисунок 3.35 - Составляющие скорости ЛА по отношению к земной поверхности

Проекция треугольника векторной суммы скоростей на горизонтальную плоскость называется навигационным треугольником скоростей (рисунок 3.35), который часто используют на практике:

$$\bar{V}_\Pi = \bar{V} + \bar{W},$$

где горизонтальная составляющая вектора земной скорости \bar{V}_K называется вектором путевой скорости \bar{V}_Π , а горизонтальная состав-

ляющая вектора \vec{V}_B называется вектором воздушной скорости \vec{V} . При горизонтальном направлении вектора ветра \vec{W} вертикальная составляющая (вертикальная скорость) $\vec{V}_{вер}$ вектора \vec{V}_B определяет значение вертикальной составляющей вектора \vec{V}_K .

Угол между направлениями векторов воздушной скорости \vec{V} и путевой скорости $\vec{V}_П$ называется углом сноса α (здесь и далее считается, что угол между направлениями горизонтальных проекций вектора суммарной воздушной скорости и продольной оси ВС, называемый углом скольжения, равен нулю).

Доплеровские измерители скорости и сноса (ДИСС) предназначены для определения составляющих скорости движения ВС по отношению к земной поверхности и определения углов сноса ВС.

Для определения путевой скорости $\vec{V}_П$ и угла сноса α используется эффект Доплера, заключающийся в появлении дополнительного приращения частоты F_D при наличии радиальной скорости V_r относительно земной поверхности

$$F_D = \frac{2V_r}{\lambda},$$

где λ - длина волны.

Предположим, что передатчик и приемник доплеровского измерителя находятся на борту самолета, который совершает горизонтальный полет. Передатчик вырабатывает колебания, которые поступают в антенну. Антенна формирует узкий луч электромагнитной энергии в направлении земной поверхности под некоторым углом γ к продольной оси самолета. Отразившись от земной поверхности в некоторой точке А, колебания принимаются той же антенной и поступают в приемник (рисунок 3.36).

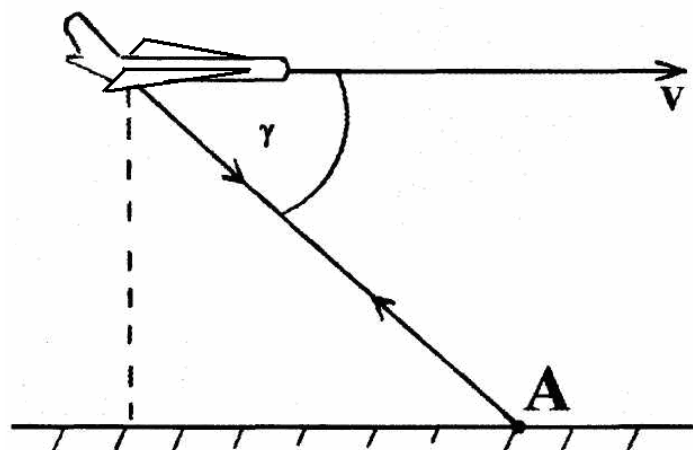


Рисунок 3.36 - Работа ДИСС

Относительная скорость сближения самолета с точкой А на земной поверхности в этом случае будет $V_r = V_{\Pi} \cos \gamma$. Поскольку как передатчик, так и приемник перемещаются относительно земли, то выражение доплеровской частоты имеет вид:

$$F_{Д} = \frac{2V_{\Pi} \cos \gamma}{\lambda}.$$

Так как λ и γ известны, то прибор, измеряющий частоту (частотомер), дает сведения о путевой скорости V_{Π} . Шкала прибора, включенного на выходе частотомера, градуируется непосредственно в единицах скорости.

Все рассуждения при нахождении доплеровской частоты были справедливы для идеального случая, когда антенна имела бесконечно узкий луч. Практически антенна облучает некоторую поверхность, размеры которой зависят от высоты полета самолета, ширины диаграммы направленности антенны и от угла наклона луча. Поскольку углы ($\gamma_1, \gamma_0, \gamma_2$), под которыми облучается каждая точка земной поверхности (точки A_1, A_0, A_2), в пределах ширины диаграммы направленности антенны различны, то суммарный доплеровский сигнал будет состоять из большого количества колебаний различных частот (рисунок 3.37,а).

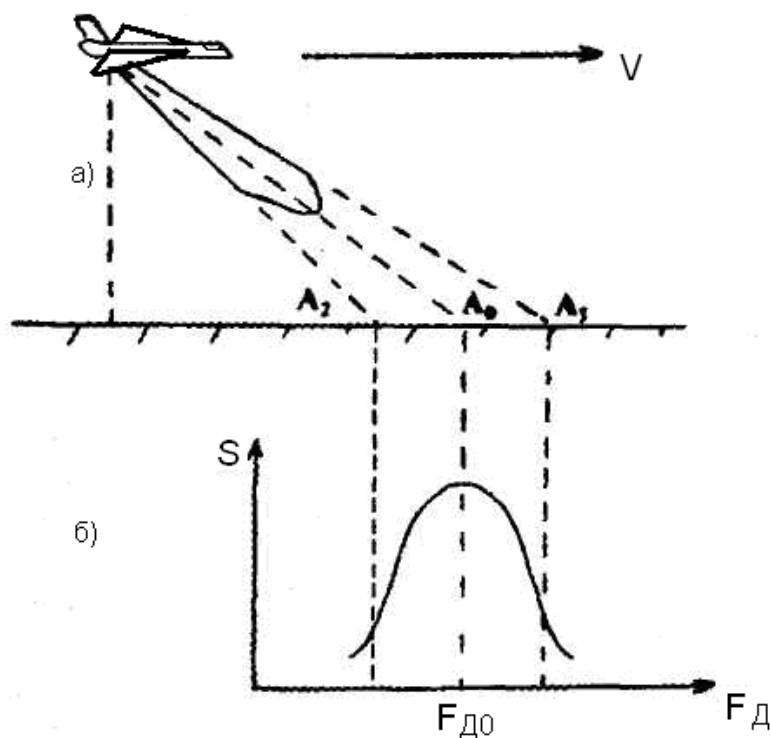


Рисунок 3.37 - Спектр доплеровских частот

Распределение амплитуд составляющих спектра доплеровского сигнала зависит от формы и размеров диаграммы направленности антенны, характера отражающей поверхности и ряда других факторов. На рисунке 3.37,б изображен примерный вид спектра частот доплеровского сигнала: спектральная плотность по мощности S выражена как функция текущей доплеровской частоты F_D . Скорость самолета определяется по среднему значению частоты спектра F_{D0} .

Рассмотрим, как с помощью однолучевого доплеровского измерителя определяется путевая скорость и угол сноса ВС.

Предположим, что ВС совершает горизонтальный полет. Пусть в начальный момент луч антенны развернут в горизонтальной плоскости относительно продольной оси самолета на угол β и, кроме того, луч наклонен по направлению к земной поверхности на угол γ (рисунок 3.38). Составляющую вектора путевой скорости в направлении излучения ОВ можно определить следующим образом:

$$V_2 = V_1 \cos \gamma;$$

$$V_1 = V \cos(\beta - \alpha);$$

$$V_2 = V \cos(\beta - \alpha) \cos \gamma.$$

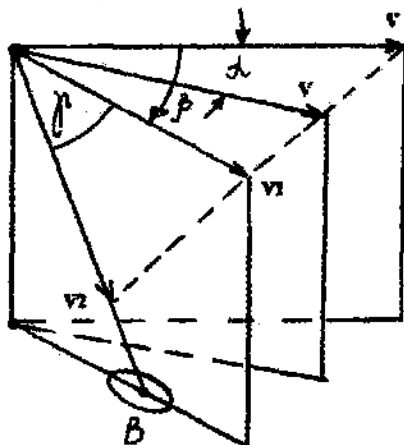


Рисунок 3.38-Определение угла сноса

Поворачивая луч антенны в горизонтальной плоскости можно найти такое положение антенны, при котором величина напряжения на выходе измерительной схемы, а следовательно, и значение доплеровской частоты F_D станет максимальным. Это будет в том случае, когда луч антенны в горизонтальной плоскости будет совмещен с вектором путевой скорости, то есть $\beta = \alpha$. В этом случае

$F_{Дmax} = 2V_{П} \cos \gamma / \lambda_0$. Зная величину γ , по значению $F_{Дmax}$ можно определить путевую скорость, а по углу разворота антенны β относительно продольной оси ВС, при котором доплеровская частота достигает максимума, можно определить величину угла сноса α .

Таким образом, работа ДИСС основывается на измерении доплеровских сдвигов частот сигналов, отраженных от земной поверхности. Типовая структурная схема ДИСС изображена на рисунке 3.39.

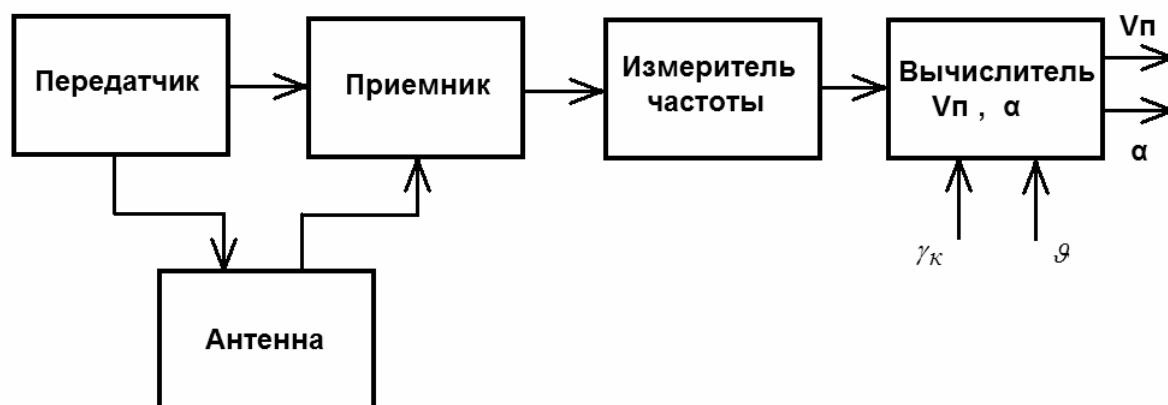


Рисунок 3.39 - Типовая структурная схема ДИСС

Передатчик генерирует непрерывные колебания высокой частоты f_0 , которые через направленный разветвитель поступают в антенну, ориентированную в направлении к земной поверхности под углом γ , и излучаются по направлению к земле. Отраженные от земной поверхности колебания, имеющие доплеровский сдвиг ($f_0 + F_{Д}$), принимаются антенной и через направленный разветвитель поступают на смеситель приемника. Кроме отраженных колебаний с частотой $f_0 + F_{Д}$ на смеситель поступают колебания передатчика с частотой f_0 . В результате взаимодействия этих колебаний на выходе смесителя образуется напряжение разностной частоты $f_0 + F_{Д} - f_0 = F_{Д}$. Это напряжение усиливается и поступает на измерительную схему, которая выдает напряжение, пропорциональное доплеровской частоте, а следовательно, скорости полета ВС относительно земной поверхности.

Углы крена γ_k и тангажа ϑ поступают в ДИСС для контроля достоверности измеряемых параметров. При углах крена и тангажа, превышающих допустимые, формируется сигнал, переводящий

ДИСС в режим «ПАМЯТЬ». В этом режиме в течение некоторого времени в пилотажно-навигационном комплексе используются ранее полученные V_{II} и α .

Однолучевые ДИСС практического применения не нашли ввиду низкой точности измерения навигационных параметров V_{II} и α . При измерении параметров по максимуму показаний прибора неизбежно возникают большие по величине ошибки, так как при β близким к углу α , нельзя точно зафиксировать момент достижения максимума.

Для повышения точности измерений путевой скорости и угла сноса используют измерители, антенная система которых формирует не один, а два, три или четыре луча. Таким образом, схема измерителя в этом случае является двух-, трех- или четырехканальной и величины доплеровских частот от всех каналов подаются на измерительную схему для их совместной обработки и последующей индикации на приборы.

По назначению и способу построения доплеровские измерители вектора скорости ВС могут быть разделены на два типа: самолетные ДИСС и вертолетные ДИСС.

Вектор скорости самолета всегда направлен вперед и отклонен от продольной оси самолета на угол не более нескольких десятков градусов. Диапазон скоростей, измеряемых самолетными ДИСС, обычно лежит в пределах от 100—200 км/ч до 1000 — 4000 км/ч; диапазон рабочих высот — от десятков метров до десятков километров. В связи с этими особенностями в самолетных ДИСС можно выбрать такое расположение антенных лучей, при котором знак доплеровской частоты был бы известен заранее, а величина минимальной доплеровской частоты всегда была бы больше нуля.

Перемещение вертолета в пространстве может быть произвольным. При этом вектор земной скорости вертолета может быть равен нулю и изменять свое направление. Поэтому основные отличия вертолетных ДИСС от самолетных определяются необходимостью измерения доплеровских частот вплоть до значений, близких к нулю, а также необходимостью определения знаков доплеровских смещений частоты. В вертолетных ДИСС всегда необходимо определение трех составляющих вектора земной скорости, принимаемых не менее чем по трем некопланарным лучам. Диапазон рабочих высот вертолетных ДИСС, как правило, лежит в пределах от нуля до нескольких километров. Доплеровские измерители по характеру излучения делятся на ДИСС с непрерывным излучением и с импульсным излучением.

В свою очередь, доплеровские измерители с непрерывным излучением подразделяются на ДИСС, использующие непрерывные немодулированные колебания, и ДИСС, в которых применяются непрерывные частотно-модулированные колебания.

По способу выделения доплеровской частоты из отраженного сигнала ДИСС делятся на когерентные и некогерентные. При когерентном приеме сигналов частота (фаза) отраженного сигнала сравнивается с частотой (фазой) опорного сигнала передатчика.

При некогерентном приеме сигналов выделение доплеровской частоты основано на сравнении частот (фаз) колебаний двух одновременно приходящих отраженных сигналов, например, по переднему и заднему лучам.

Доплеровские измерители с импульсным режимом работы делятся на импульсные когерентные измерители (измерители с внутренней когерентностью) и импульсные некогерентные измерители (автокогерентные или измерители с внешней когерентностью).

В настоящее время находят применение самолетные ДИСС с трех- и четырехлучевыми антеннами. Чаще всего лучи ДИСС направляются как ребра правильной пирамиды с основанием, расположенным в горизонтальной плоскости. Антенны ДИСС могут быть как жестко связанные, так и не связанные с корпусом ВС. В последнем случае они могут быть поворотными, неповоротными стабилизированными по крену и тангажу, либо поворотными стабилизированными.

Чаще всего в настоящее время используются ДИСС с антенной, жестко связанной с корпусом самолета. Рассмотрим работу такого ДИСС более подробно. Доплеровский измеритель совместно с вычислителем на борту самолета определяет проекции вектора земной скорости в системе координат, жестко связанной с антенным устройством и называемой антенной системой координат. Для решения многих навигационных задач необходимо знание составляющих вектора земной скорости самолета в горизонтальной прямоугольной системе координат $O_0X_0Y_0Z_0$, связанной с Землей (рисунок 3.40). В рассматриваемом случае для простоты считаем, что антенная система координат совпадает с самолетной связанной системой координат $OXYZ$.

Определим связь между измеренными значениями доплеровских частот и проекциями вектора земной скорости самолета в горизонтальной земной системе координат для четырехлучевой антенной системы ДИСС.

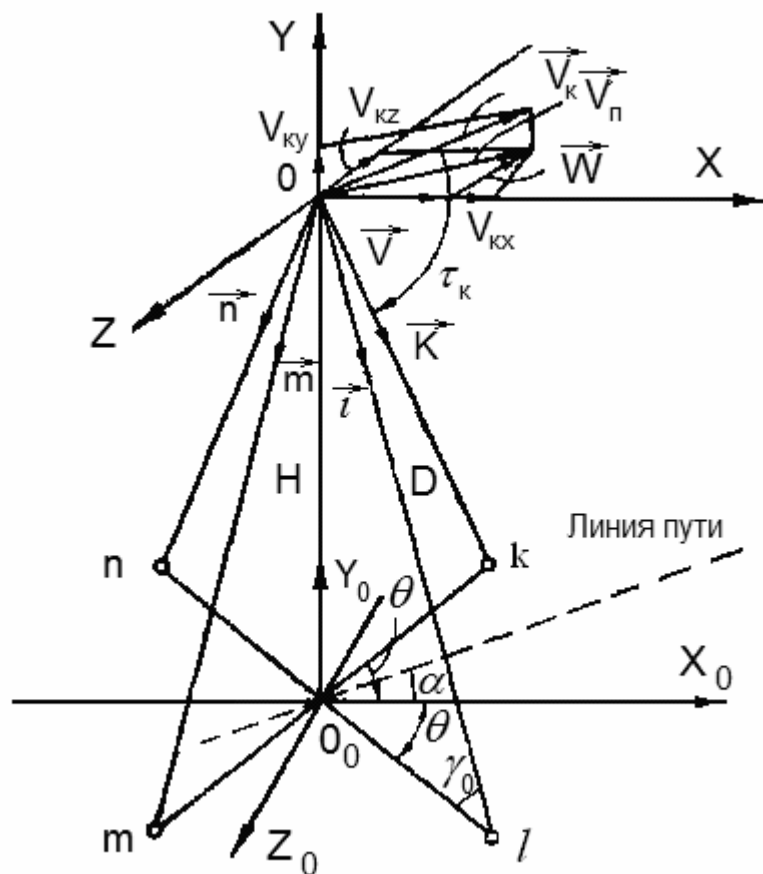


Рисунок 3.40

Примем для упрощения, что $OX \parallel O_0X_0$, $OZ \parallel O_0Z_0$, $OY \parallel O_0Y_0$, а вектор воздушной скорости \bar{V} направлен вдоль оси OX . Обозначим через V_{Kx} , V_{Ky} и V_{Kz} проекции вектора земной скорости $BC = \bar{V}_K$, на оси OX , OY и OZ , соответственно, а через \bar{k} , \bar{l} , \bar{m} , \bar{n} — единичные векторы вдоль одноименных лучей. Положительные направления на рисунке 3.40 отмечены стрелками. Значения доплеровских частот по направлениям лучей антенны могут быть представлены как скалярное произведение вектора земной скорости \bar{V}_K и соответствующего единичного вектора. Так, для луча \bar{k} можно записать

$$F_{Дк} = \frac{2}{\lambda_0} V_k \cos \eta_k = \frac{2}{\lambda_0} \bar{V}_k \bar{k}.$$

Выразим это скалярное произведение через проекции векторов \bar{V}_K и \bar{k} на оси системы координат $OXYZ$:

$$F_{Дк} = \frac{2}{\lambda_0} (V_{Kx} k_x + V_{Kz} k_z + V_{Ky} k_y),$$

где k_x , k_y и k_z — проекции вектора \bar{k} , не соответствующие оси.

Аналогичным образом запишем доплеровские частоты по направлениям лучей $\bar{l}, \bar{m}, \bar{n}$:

$$F_{Дл} = \frac{2}{\lambda_0} V_k \cos \eta_l = \frac{2}{\lambda_0} \bar{V}_k \bar{l} = \frac{2}{\lambda_0} (V_{kx} l_x + V_{kz} l_z + V_{ky} l_y),$$

$$F_{Дл} = \frac{2}{\lambda_0} V_k \cos \eta_m = \frac{2}{\lambda_0} \bar{V}_k \bar{m} = \frac{2}{\lambda_0} (V_{kx} m_x + V_{kz} m_z + V_{ky} m_y),$$

$$F_{Дл} = \frac{2}{\lambda_0} V_k \cos \eta_n = \frac{2}{\lambda_0} \bar{V}_k \bar{n} = \frac{2}{\lambda_0} (V_{kx} n_x + V_{kz} n_z + V_{ky} n_y).$$

Найдем, для примера, значения проекций k_x, k_y, k_z для единичного вектора \bar{k} . Так как k_x — это проекция единичного вектора \bar{k} на ось ОХ, то для ее определения необходимо вектор \bar{k} повернуть в вертикальной плоскости до совпадения с горизонтальной плоскостью, т. е. на угол установки луча антенны γ_a , а затем повернуть его в горизонтальной плоскости на угол θ до совпадения с положительным направлением оси ОХ. Таким образом, $k_x = \cos \gamma_a \cos \theta$. Для определения проекции единичного вектора \bar{k} на ось ОZ необходимо повернуть его в вертикальной плоскости на угол γ_a , а затем в горизонтальной плоскости до совмещения с отрицательным направлением оси ОZ на угол $(90 - \theta)$, т. е.

$$k_z = -\cos \gamma_a \sin \theta.$$

Для нахождения проекции k_y единичного вектора \bar{k} на ось ОУ необходимо повернуть вектор \bar{k} до совпадения его с отрицательным направлением оси ОУ на угол $(90 - \gamma_a)$, т. е. $k_y = -\sin \gamma_a$.

Аналогичным образом находятся проекции единичных векторов $\bar{l}, \bar{m}, \bar{n}$. Тогда для симметричного расположения лучей получим:

$$\left. \begin{aligned} F_{Дк} &= \frac{2}{\lambda_0} (V_{kx} \cos \Theta \cos \gamma_a - V_{kz} \sin \Theta \cos \gamma_a - V_{ky} \sin \gamma_a) \\ F_{Дл} &= -\frac{2}{\lambda_0} (V_{kx} \cos \Theta \cos \gamma_a + V_{kz} \sin \Theta \cos \gamma_a + V_{ky} \sin \gamma_a) \\ F_{Дм} &= -\frac{2}{\lambda_0} (V_{kx} \cos \Theta \cos \gamma_a - V_{kz} \sin \Theta \cos \gamma_a + V_{ky} \sin \gamma_a) \\ F_{Дн} &= -\frac{2}{\lambda_0} (V_{kx} \cos \Theta \cos \gamma_a + V_{kz} \sin \Theta \cos \gamma_a - V_{ky} \sin \gamma_a). \end{aligned} \right\} (3.9)$$

Система уравнений (3.9) позволяет определить вектор земной скорости летательного аппарата. Для этого в современных многолучевых ДИСС с неподвижной относительно корпуса самолета антенной применяют методы попарной и отдельной обработки сигналов.

При попарной обработке в четырехлучевой системе (рисунок 3.40) излучение и прием сигналов производятся поочередно одновременно по двум лучам, например \bar{k} и \bar{m} или \bar{l} и \bar{n} . Поскольку прием сигналов по каждой паре лучей производится поочередно, то имеется возможность использовать один приемный канал. Частота коммутации пар лучей определяет дискретность поступления информации о скорости ВС и может составлять 5 Гц.

При попарной обработке сигналов лучей утрачивается информация о вертикальной составляющей вектора \bar{V}_K .

В современных ДИСС все чаще переходят к устройствам с отдельной обработкой сигналов по каждому лучу. Это дает возможность измерения всех трех составляющих вектора \bar{V}_K . ДИСС с отдельной обработкой сигналов не менее чем по трем лучам находят применение на высокоманевренных самолетах, на вертолетах и космических аппаратах при осуществлении мягкой посадки. В самолетных ДИСС четвертый луч часто используется для автоматической перекалибровки измерителя при изменении характера отражающей поверхности или в качестве резервного.

Известно, что в четырехлучевых системах каждая из доплеровских частот может быть выражена через три остальные, так как

$$F_{Дк} + F_{Дm} = F_{Дl} + F_{Дn}.$$

В рассматриваемом случае (рисунок 3.40) для измерения \bar{V}_K используются сигналы лучей $\bar{k}, \bar{l}, \bar{m}$.

Выполним последовательно следующие преобразования системы (3.9):

- 1) вычтем из первого уравнения второе;
- 2) вычтем из третьего уравнение второе;
- 3) выполним сложение первого уравнения с третьим.

В результате данных преобразований получим:

$$\left. \begin{aligned}
 V_{kx} &= \frac{(F_{Дк} - F_{Дл})\lambda_0}{4 \cos \Theta \cos \gamma_a} = \frac{(F_{Дк} + |F_{Дл}|)\lambda_0}{4 \cos \Theta \cos \gamma_a} \\
 V_{kz} &= -\frac{(F_{Дм} - F_{Дл})\lambda_0}{4 \cos \Theta \cos \gamma_a} = \frac{(|F_{Дл}| - |F_{Дм}|)\lambda_0}{4 \cos \Theta \cos \gamma_a}, \\
 V_{ky} &= -\frac{(F_{Дк} + F_{Дм})\lambda_0}{4 \sin \gamma_a} = \frac{(|F_{Дм}| - F_{Дк})\lambda_0}{4 \sin \gamma_a}.
 \end{aligned} \right\} \quad (3.10)$$

Соотношения (3.10) представляют собой основные алгоритмы, согласно которым в бортовой ЭВМ или специализированном вычислителе определяются составляющие V_{kx}, V_{ky}, V_{kz} и, если необходимо, по формулам:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{F_{Длн} - F_{Дкм}}{F_{Длк} + F_{Дкм}} \operatorname{ctg} \Theta, \quad (3.11)$$

$$V_{\Pi} = \frac{(F_{Дкм} + F_{Длн})\lambda_0}{4 \cos \Theta \cos \gamma_a \cos \alpha} \quad (3.12)$$

вычисляются значения путевой скорости V_{Π} и угла сноса α .

Помимо ДИСС с неподвижными относительно корпуса летательного аппарата антеннами достаточно широкое применение находят ДИСС с поворотными антеннами. В ряде ДИСС с поворотными антеннами осуществляется их стабилизация в горизонтальной плоскости. В ДИСС с поворотной антенной разностный сигнал, пропорциональный углу сноса α , используется для выработки напряжения, управляющего вращением антенны в горизонтальной плоскости. Антенна поворачивается до тех пор, пока лучи не расположатся симметрично относительно линии пути, т. е. антенна повернется на угол α . При этом частоты пар лучей равны. Угол сноса α отсчитывается по индикатору, фиксирующему смещение оси антенны относительно продольной оси самолета.

Измерение вектора земной скорости ВС в многолучевых ДИСС можно совместить с измерением высоты полета ВС. При этом используют модуляцию излучаемого сигнала по частоте или амплитуде для определения дальности от ВС до отражающей поверхности по направлениям лучей неподвижной антенны.

Для бесконечно узких лучей при их симметричном расположении относительно оси O_0X_0 и ровной горизонтальной отражающей

поверхности расстояние D для l -того антенного луча определяется следующим образом (рисунок 3.40):

$$D = \frac{H}{\sin \gamma_a}, \quad (3.13)$$

где H — высота полета ВС; γ_a — угол места луча в вертикальной плоскости.

Из формулы (3.13) видно, что высота полета ВС может быть определена, если известна дальность по одному из антенных лучей. В отличие от обычных радиовысотометров, которые имеют один широкий луч, лучи ДИСС относительно узкие, поэтому для точного измерения высоты полета ВС необходимо знать углы крена и тангажа.

В доплеровских измерителях с непрерывным излучением немодулированных колебаний используются для излучения и приема сигналов отдельные неподвижные относительно корпуса самолета антенны. Наличие отдельных антенн необходимо для того, чтобы на работу приемника не влиял проникающий сигнал передатчика, поскольку излучение и прием происходят одновременно. В ДИСС с непрерывным излучением используются когерентные способы выделения доплеровских частот. Непрерывный режим излучения применяется как в самолетных, так и в вертолетных ДИСС.

Помимо рассмотренной схемы ДИСС (рисунок 3.39) широкое применение находят схемы ДИСС с двойным преобразованием частоты в приемнике. В этой схеме преобразование отраженных сигналов в приемнике производится дважды: вначале на промежуточную частоту f_{Π} , а затем на доплеровскую частоту F_D .

Преимуществом схемы приемника с двойным преобразованием частоты по сравнению со схемой с нулевой промежуточной частотой является более высокая чувствительность. Это объясняется тем, что кристаллические смесители имеют большой уровень шумов в области низких доплеровских частот. В ДИСС с нулевой промежуточной частотой шумы непосредственно сказываются на результатах измерения F_{D0} . В ДИСС с двойным преобразованием частоты эти шумы отфильтровываются с помощью первого усилителя промежуточной частоты.

Отметим основные преимущества ДИСС с непрерывным излучением немодулированных колебаний:

1. Сравнительно легко реализуется когерентный прием, осуще-

ствление которого в импульсных ДИСС встречает технические трудности. Известно, что когерентный режим работы обеспечивает значительное повышение чувствительности по сравнению с некогерентным.

2. Коэффициент использования энергии отраженного сигнала равен практически 100%, так как энергия отраженного сигнала сконцентрирована в относительно узком диапазоне частот.

3. Отсутствуют «слепые» высоты, в пределах которых невозможно измерение путевой скорости и угла сноса.

4. Мощность отраженного сигнала уменьшается обратно пропорционально квадрату высоты полета, что является наиболее выгодной высотной зависимостью, которую можно реализовать.

5. Упрощается передатчик, так как не требуется модулятор, что уменьшает массу и габариты устройства, и, кроме того, как правило, не требуются высоковольтные источники питания.

К недостаткам ДИСС с непрерывным получением немодулированных колебаний относятся:

1. Наличие двух антенн.

2. Трудность изоляции приемника от просочившегося сигнала передатчика, модулированного низкочастотными шумами, что ограничивает сверху высотность ДИСС, так как энергия просачивающегося (паразитного) сигнала от высоты не зависит, а энергия полезного сигнала с увеличением высоты уменьшается. В современных ДИСС степень развязки приемника и передатчика составляет 75–80 дБ. Увеличение степени развязки обеспечивается за счет введения частотной модуляции излучаемого сигнала.

3. Высокие требования к стабильности частоты передатчика.

Доплеровские измерители с непрерывным излучением частотно-модулированных сигналов. Применение ДИСС с частотной модуляцией непрерывно излучаемых колебаний позволяет уменьшить влияние просочившегося сигнала передатчика на чувствительность приемника и снизить требования к величине развязки между датчиком и приемником.

Возможность выделения доплеровской частоты при частотной модуляции по линейному закону иллюстрируется рисунком 3.41. На этом рисунке представлено изменение частоты излучаемого сигнала от времени по следующему закону:

$$\omega_{изл} = \omega_0 \left[1 + \frac{K_\omega \tau_3}{\omega_0} \right], \quad (3.14)$$

где $K_\omega = \frac{d\omega}{dt}$ — скорость изменения частоты.

Отраженный сигнал запаздывает на время τ_3 , необходимое для распространения радиоволн до отражающей поверхности и обратно. Частота его $\omega_{отр}$. Поскольку ВС с ДИСС движется, то отраженный сигнал сдвинут по частоте относительно излучаемого (пунктирная линия на рисунке 3.41) еще и на доплеровскую частоту F_D .

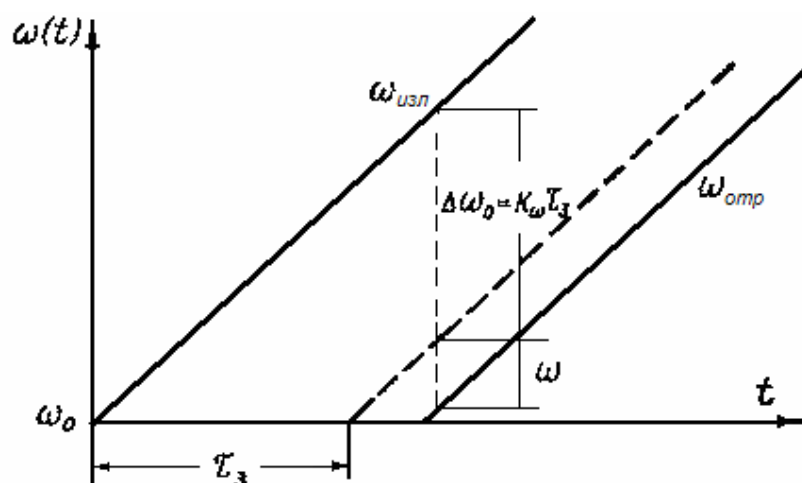


Рисунок 3.41

Частота биений ω_p излучаемого и отраженного сигналов равна:

$$\omega_p = K_\omega \tau_3 + \omega_D. \quad (3.15)$$

Если известна величина K_ω , то, зная частоту ω_p , можно определить значение ω_D .

Сигнал передатчика, просочившийся на вход приемника, практически совпадает по фазе и частоте с излучаемым сигналом, поскольку время его запаздывания пренебрежимо мало по сравнению с τ_3 . Шумовые составляющие за счет вибрации, изменения питающего напряжения генератора СВЧ и т. д. расположены в основном в области низких частот. Полезный же сигнал на частоте ω_p соответствующим выбором K_ω может быть отнесен достаточно далеко от этой области. На практике модуляция по частоте не может быть обеспечена достаточно линейной на большом участке и часто используется час-

тотная модуляция по гармоническому закону. При этом в качестве частоты, которая используется для выделения доплеровского смещения в преобразованном сигнале, применяется одна из гармоник модулирующей частоты (чаще всего третья), чем и обеспечивается необходимая степень подавления просочившегося паразитного сигнала.

Преимущество ДИСС с частотной модуляцией непрерывно излучаемых колебаний состоит в том, что в них удастся уменьшить влияние прямого просочившегося сигнала передатчика в приемник. Это позволяет снизить необходимый уровень развязки приемного и передающего трактов.

К недостаткам ДИСС с частотной модуляцией непрерывно излучаемых колебаний относится то, что:

1. С точки зрения энергетики данные ДИСС уступают ДИСС с непрерывным излучением немодулированных колебаний, так как в них используются не все составляющие спектра отраженного сигнала, а только те, которые попадают в полосовой фильтр УПЧ.

2. Применение периодического закона изменения частотной модуляции приводит к появлению «слепых» высот. Исключение их влияния требует введения wobulation (изменения) частоты модуляции, что приводит к усложнению аппаратуры.

Импульсные когерентные доплеровские измерители. Применяемые импульсные когерентные измерители можно рассматривать как измерители непрерывного излучения с «вырезками» сигнала. Такой режим работы соответствует режиму квазинепрерывного излучения сигналов. Основной особенностью этого режима является малая скважность импульсов. Его применение, как и режима непрерывного излучения, позволяет эффективно использовать мощность и одновременно обеспечить возможность работы на одну антенну.

Преимущества рассматриваемого типа ДИСС состоят в том, что в них:

1. Обеспечивается лучшая развязка приемника от прямых просочившихся сигналов передатчика за счет возможности запираания приемника на время излучения сигнала.

2. Обеспечивается излучение и прием сигналов с помощью одной антенны.

3. Квазинепрерывные ДИСС работают обычно с малой скважностью $Q = 2 \div 4$. Спектр принимаемых сигналов сосредоточен в узком диапазоне частот около несущей частоты. Поэтому, несмотря на неполное использование мощности отраженного сигнала в таких из-

мерителях, они по своим энергетическим характеристикам приближаются к измерителям с непрерывным излучением, так как мощность других составляющих спектра быстро убывает.

Недостатками квазинепрерывных ДИСС являются:

1. Возможность неоднозначного измерения F_D , а следовательно, и путевой скорости ВС. При определенных значениях скоростей составляющие спектров могут совместиться, что приведет к неоднозначности измерений.

2. Возможность появления «слепых» высот, на которых измерения невозможны. На этих высотах моменты приема отраженных сигналов совпадают с моментами излучения импульсов. «Слепыми» будут те высоты, для которых время распространения импульсов от самолета до земли и обратно кратно периоду повторения импульсов. Со «слепыми» высотами борются путем соответствующего изменения частоты следования импульсов F_{II} .

3. Высокие требования к стабильности частоты передатчика.

4. Плохая работа измерителя на малых высотах. Для обеспечения работы на очень малых высотах требуется уменьшать длительность импульсов и увеличивать частоту их повторения. В этом случае работа измерителя ведется по фронту отраженного импульсного сигнала, пока время запаздывания больше времени нормализации приемника и обеспечивается необходимое отношение сигнал/шум.

Импульсные некогерентные (автокогерентные) доплеровские измерители. В импульсных некогерентных ДИСС фаза колебаний несущей частоты от импульса к импульсу меняется случайным образом, поэтому в них для выделения доплеровской частоты используется одновременный прием и детектирование сигналов от двух лучей: переднего и заднего. Сигналы, принимаемые по двум лучам, «когерентны» в том смысле, что они получены от одного и того же, пусть и недостаточно стабильного, источника высокочастотных колебаний. По этой причине импульсные некогерентные ДИСС называют автокогерентными или измерителями с внешней когерентностью.

Импульсные доплеровские измерители были первыми измерителями, нашедшими вначале широкое применение на самолетах. Они имели относительно большие габариты и массу. Преимущества импульсных некогерентных ДИСС состоят в том, что:

1. Излучение и прием сигналов обеспечиваются с помощью одной антенны.

2. Не требуется высокой стабильности частоты излучаемых

колебаний, так как излучение и прием сигналов по переднему и заднему лучам производятся практически одновременно и нестабильность частоты от импульса к импульсу компенсируется и практически не влияет на результат измерения.

Недостатки импульсных некогерентных ДИСС.

1. Некогерентные импульсные ДИСС работают с довольно большими скважностями $Q = 20 \div 25$, поэтому боковые составляющие спектров отраженных сигналов убывают сравнительно медленно (по сравнению с квазинепрерывными ДИСС), а для измерения F_d используются не все составляющие. Это приводит к тому, что рассматриваемые ДИСС имеют сравнительно низкий энергетический потенциал.

2. Более низкое отношение сигнал/шум на выходе детектора по сравнению с импульсными когерентными ДИСС.

3 Отсутствует возможность измерения знака F_d и вертикальной составляющей V_{II} за счет попарной обработки лучей. Это исключает возможность применения этих ДИСС на вертолетах.

4. Более высокая критичность к колебаниям самолета на траектории и к рельефу местности, так как требуется одновременный прием сигналов по переднему и заднему лучам.

5. Наличие «слепых» высот и более жесткое ограничение, накладываемое на F_u .

3.7 Многопозиционные спутниковые системы радионавигации

Спутниковыми радионавигационными системами (СРНС) называются радионавигационные системы, радионавигационные точки которых расположены на искусственных спутниках Земли (ИСЗ).

СРНС представляют собой многопозиционные, функционально связанные структуры. В первом приближении СРНС можно отнести к радиомаячным системам, роль маяков в которых выполняют навигационные ИСЗ (НИСЗ). Благодаря большой высоте полета ИСЗ увеличивается расстояние прямой видимости и обеспечивается возможность навигационных измерений в точках, удаленных от ИСЗ на сотни и тысячи километров. При этом для навигационных измерений используется диапазон метровых, дециметровых или сантиметровых радиоволн.

Идея измерения навигационных параметров ВС по ИСЗ основана на том, что если известны положение и скорость перемещения нескольких ИСЗ относительно земной поверхности, то, определяя положение и скорость перемещения ВС относительно этих спутников, можно определить его положение и скорость полета относительно земной поверхности.

В состав СРНС входят три подсистемы (рисунок 3.42): НИСЗ, наземный командно-измерительный комплекс (КИК), аппаратура потребителей (приемоиндикаторы ПИ).

Каждая из этих подсистем СРНС имеет сложную структуру. Так, на НИСЗ установлено радиотехническое оборудование (передатчики навигационных сигналов и служебной информации, приемники команд и данных от наземного командно-измерительного комплекса, антенны), ЭВМ, бортовой эталон времени и частоты (ЭВЧ), элементы электропитания и т.д. Иногда в состав аппаратуры НИСЗ включают специальные средства, предназначенные для определения координат НИСЗ (самоопределяющиеся НИСЗ). Возможна комплектация НИСЗ ретрансляционной аппаратурой (упрощенные варианты СРНС).

Наземный командно-измерительный комплекс, в свою очередь, объединяет в своем составе координационно-вычислительный центр (КВЦ), станции траекторных измерений (СТИ), наземный (системный) ЭВЧ, станции управления, телеметрического контроля и передачи данных на НИСЗ (СУ). Эти элементы наземного командно-измерительного комплекса обеспечивают наблюдение за НИСЗ, расчет и прогнозирование их движения, управление ими, формирование и периодическую закладку в память вычислителей НИСЗ данных о параметрах их полета, характеристиках и качестве работы аппаратуры НИСЗ и т.д. Эти данные затем и поступают потребителям в навигационном сообщении, передаваемом в сигнале НИСЗ. При использовании самоопределяющихся НИСЗ структура наземного командно-измерительного комплекса существенно проще.

Одной из важнейших функциональных задач, решаемых в бортовой аппаратуре потребителей современных СРНС, является определение параметров движения НИСЗ. В простейшем случае рассматривается так называемое невозмущенное (кеплеровское) движение. Такое допущение справедливо, если, в частности, считается, что на НИСЗ воздействует только центральная (направленная к центру Земли) сила притяжения Земли, а другие силы, называемые возмущающими, отсутствуют.

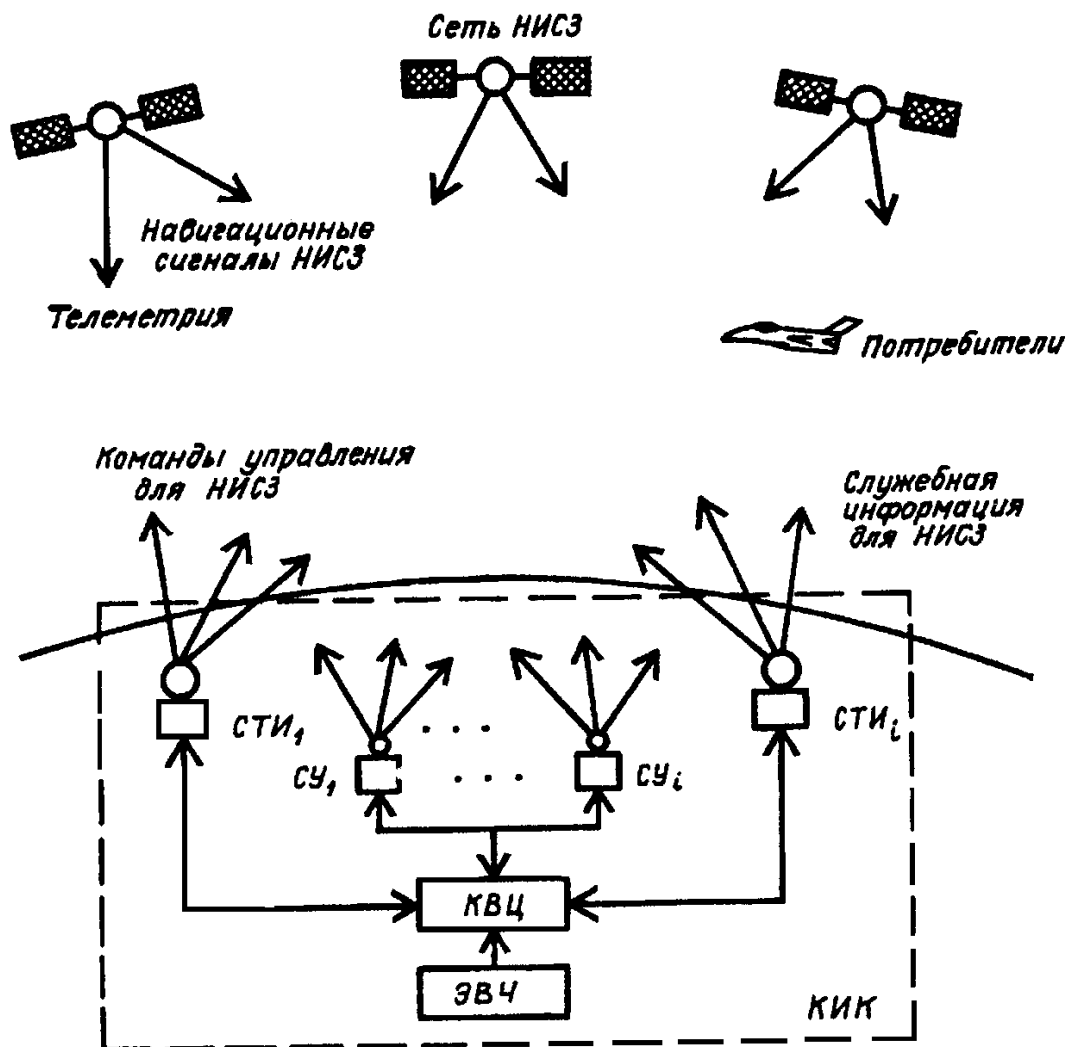


Рисунок 3.42 - Состав спутниковых радионавигационных систем

Широко используемые в настоящее время СРНС NAVSTAR (США) и ГЛОНАСС (Россия) работают в гринвичской пространственной прямоугольной геоцентрической системе координат. Начало координат расположено в центре масс Земли (рисунок 3.43). Ось Z направлена на условный земной полюс. Ось X лежит на пересечении экватора и плоскости гринвичского меридиана, ось Y в плоскости экватора дополняет систему координат до правой. Геоцентрические координатные системы устанавливаются по высокоточным измерениям и закрепляются с помощью пунктов геодезических сетей. Геоцентрические координатные системы NAVSTAR и ГЛОНАСС установлены независимо. NAVSTAR действует в координатной системе WGS-84 (World Geodetic System, 1984), ориентированной, прежде всего на потребности Северной Америки. В России без интеграции с западными

странами создана координатная система ПЗ-90 (Параметры Земли, 1990 г.). Естественно, эти две системы не совпадают: вероятное смещение начала координат порядка 3 м, а углы между координатными осями составляют до 0,1". При этих данных положения точки в пространстве в указанных системах могут различаться до десятка метров. Кроме того, координатные системы основаны хотя и на близких, но все-таки на разных эллипсоидах. Поэтому геодезические широты, долготы и высоты будут различаться, даже если совпадут прямоугольные геоцентрические координаты X, Y, Z. Существуют приемоиндикаторы СРНС, способные работать в обеих координатных системах.

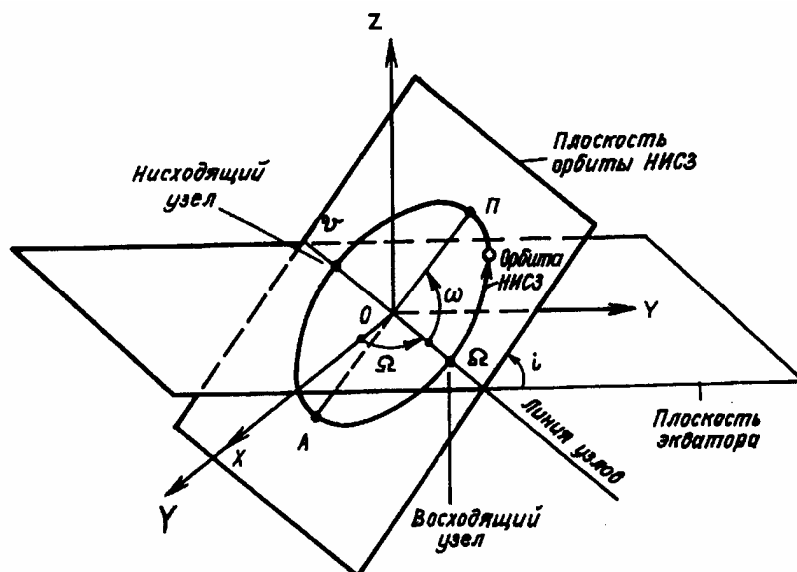


Рисунок 3.43 - Система координат ИСЗ

Система уравнений, описывающих пространственную траекторию невозмущенного движения НИСЗ (при известных начальных условиях), представляется следующими дифференциальными уравнениями:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{X} &= -\frac{\mu}{r^3} X ; \\ \ddot{Y} &= -\frac{\mu}{r^3} Y ; \\ \ddot{Z} &= -\frac{\mu}{r^3} Z . \end{aligned} \right\} \quad (3.16)$$

Здесь X, Y, Z — текущие координаты НИСЗ; $\ddot{X}; \ddot{Y}; \ddot{Z}$ — их ускорения; $r = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$ — радиус-вектор НИСЗ; $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ — геоцентрическая гравитационная постоянная Земли.

Решив соответствующие уравнения (3.16) невозмущенного движения НИСЗ, можно определить пространственное положение орбитальной плоскости НИСЗ, положение и форму орбиты, местоположение НИСЗ на ней. Положение орбитальной плоскости относительно экваториальной плоскости ХОУ (рисунок 3.43) удобно характеризовать с помощью двух орбитальных элементов — долготы восходящего узла Ω и наклона i орбиты. При $i = 90^\circ$ орбита называется полярной (как, например, в СРНС «Транзит»); при $i \approx 90^\circ$ — приполярной (в СРНС «Цикада» $i = 83^\circ$); при $i = 0^\circ$ — экваториальной (у геостационарных НИСЗ СРНС NAVSAT, GEOSTAR и т.д.); при $0^\circ < i < 90^\circ$ - наклонной (в СРНС «ГЛОНАСС» $i = 65^\circ$, в СРНС «NAVSTAR» $i = 55^\circ$).

Аналогично определяется форма траекторного движения НИСЗ в орбитальной плоскости. Для НИСЗ характерны эллиптические — почти круговые или сильно вытянутые орбиты, у которых эксцентриситет $0 < e < 1$ (рисунок 3.44). Размеры такой орбиты можно характеризовать различными комбинациями следующих параметров: большой полуоси a , малой полуоси b , линейного эксцентриситета $d = \sqrt{a^2 - b^2}$; эксцентриситета $e = d/a$, фокального параметра $p = a(1 - e^2)$. Точка П наименьшего удаления ИСЗ от фокуса эллипса называется перигеем, а точка А орбиты, наиболее удаленная от фокуса, называется апогеем.

Эллипс может занимать в орбитальной плоскости разное положение относительно Земли. Его положение характеризуется с помощью еще одного орбитального параметра — аргумента перигея ω (угловое расстояние перигея).

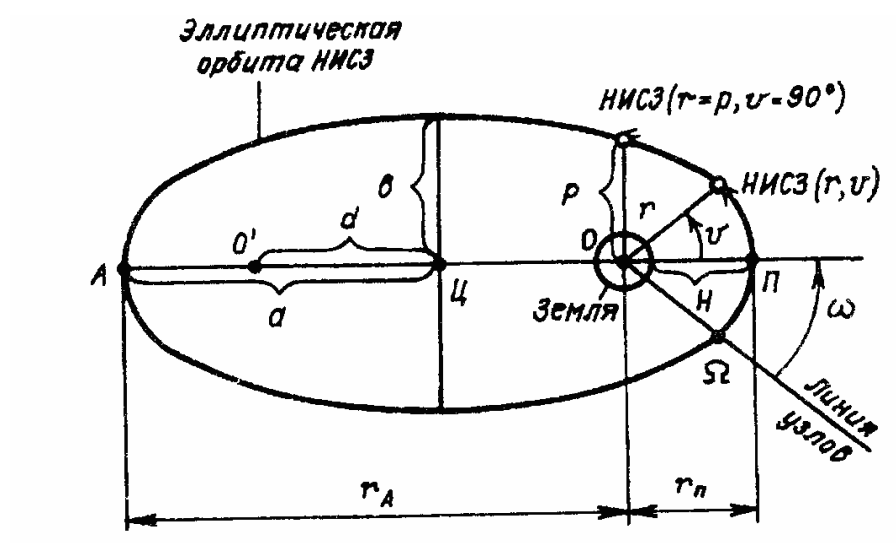


Рисунок 3.44 - Траекторное движение ИСЗ

Рассмотренные выше параметры, задающие движение НИСЗ, а также время прохождения НИСЗ через перигей τ , составляют классическую (кеплеровскую) систему элементов орбиты.

В реальных условиях траекторного движения НИСЗ на него действуют кроме основной силы — центральной силы притяжения Земли разнообразные дополнительные (возмущающие) силы. И хотя они малы по сравнению с основной, их длительное воздействие приводит к отклонениям (возмущениям) реальной орбиты от расчетной кеплеровской, которыми нельзя пренебречь. Таким образом, реальные орбиты НИСЗ являются возмущенными орбитами. Расчеты показывают, что возмущенная орбита НИСЗ в общем случае не будет эллиптической и истинные параметры орбитального движения НИСЗ отличаются от параметров, рассчитанных по формулам невозмущенного движения.

Для расчета возмущенных пространственных координат НИСЗ и их производных бортовая аппаратура потребителя получает от НИСЗ периодически обновляемые значения орбитальных элементов и поправки к ним. Это соответствует предъявляемым требованиям к точности и простоте расчетов в приемоиндикаторах СРНС.

Выбор параметров и способов функционирования подсистем обуславливает основные свойства СРНС — точность, дискретность измерений, надежность, целостность, размер рабочей зоны и т.д. Большое разнообразие методов решения навигационных задач с использованием ИСЗ оправдывает существование различных видов СРНС, их классификация может быть выполнена по следующим признакам:

- по типам орбит НИСЗ (СРНС с круговыми или эллиптическими, полярными, наклонными или экваториальными, суточными или синхронными орбитами НИСЗ; низкоорбитальные, среднеорбитальные или высокоорбитальные СРНС и т.д.);

- по способу местоопределения потребителей (активные или пассивные, дальномерные, псевдодальномерные или радиально-скоростные; с зависимой или независимой навигацией и т.д.);

- по способам первичного определения координат НИСЗ (с вычислениями в аппаратуре НИСЗ или на наземном командно-измерительном комплексе);

- по размерам рабочей зоны (глобальные или региональные) и т.д.

Основная операция, выполняемая с помощью СРНС, — определение пространственного положения потребителя — осуществляется

в соответствии с позиционным методом. При этом положению потребителя соответствует точка пересечения нескольких линий положения, рассчитанных в аппаратуре потребителей (независимая навигация), или на наземном командно-измерительном комплексе (зависимая навигация) относительно нескольких опорных навигационных точек (ориентиров), роль которых выполняют НИСЗ с известными координатами.

В аппаратуре потребителей современных СРНС реализован принцип независимой навигации, при этом для расчета линий положения используются сигналы, излученные передатчиком НИСЗ. Особенностью таких СРНС является то, что потребители вынуждены постоянно вычислять текущие пространственные координаты и другие параметры НИСЗ с помощью навигационной информации, передаваемой в сигнале НИСЗ, что существенно отличает СРНС от традиционных радиомаячных РНС (РСБН, РСДН), в которых координаты радиомаяков известны и постоянны. Навигационная информация содержит в себе *эфемериды* — прогнозируемые данные о параметрах траекторного движения НИСЗ в дискретные моменты времени. В современных СРНС НИСЗ не являются самоопределяющимися, поэтому траекторные данные формируются с помощью наземного командно-измерительного комплекса и передаются на спутник в моменты пролета их над КИК.

Как было отмечено, положение ВС относительно ИСЗ может определяться дальномерными, разностно-дальномерными и радиально-скоростными (доплеровскими) методами. В свою очередь, для дальномерных измерений могут использоваться фазовые и временные (импульсные) методы. Наряду с дальномерными системами с запросом все более широкое распространение получили системы беззапросного типа (псевдодальномерные системы).

Дальномерные и псевдодальномерные радионавигационные методы в СРНС. Эти методы обеспечивают наиболее высокую точность навигационных измерений. Несмотря на значительное удаление самолета от ИСЗ, погрешности измерений дальности удается доводить до значений порядка 10 м. Один навигационный ИСЗ позволяет определить одну сферическую поверхность положения. Поэтому для определения места ВС требуется одновременное или последовательное измерение дальности до двух или трех ИСЗ, разнесенных в пространстве таким образом, чтобы поверхности положения, получаю-

щиеся при измерениях дальности, пересекались под углами, более или менее близкими к 90° .

Важное место в СРНС отводится проблеме временной синхронизации работы всех подсистем СРНС. Она важна для обеспечения заданной последовательности излучения навигационной информации и сигналов НИСЗ. Это обуславливает возможность применения пассивных псевдодальномерных измерений. Шкала времени, по которой осуществляется синхронизация всех составных частей СРНС, формируется датчиками системного времени — атомными ЭВЧ на наземном командно-измерительном комплексе и НИСЗ, кварцевыми опорными генераторами в аппаратуре потребителей. Наземный командно-измерительный комплекс является хранителем точного системного времени СРНС и обеспечивает синхронизацию шкал времени НИСЗ (ЭВЧ НИСЗ) путем контроля, коррекции и прогнозирования их ухода. Данные о прогнозе изменения шкал времени НИСЗ передаются потребителям в сигнале НИСЗ. Наземный командно-измерительный комплекс обеспечивает соответствующую привязку системной шкалы времени к какой-либо общепринятой системе отсчета времени, например, к всемирному координированному времени UTC, как в СРНС NAVSTAR.

Период обращения НИСЗ и наклон плоскостей орбит к экватору в ГЛОНАСС равны соответственно 11 ч 16 мин и $64,8^\circ$, а в NAVSTAR - 11 ч 58 мин и 55° . Орбиты практически круговые. Скорость перемещения спутников вдоль орбиты около 3,9 км/с. Средняя высота над Землей спутников ГЛОНАСС около 19150 км, а спутников NAVSTAR - около 20200 км. На каждом спутнике установлены солнечные батареи питания, двигатели корректировки орбит, по несколько дорогостоящих атомных эталонов частоты - времени, аппаратура для приема и передачи радиосигналов, бортовые компьютеры. В ГЛОНАСС к тому же спутники оборудованы отражателями, а наземные станции слежения - лазерными дальномерами.

Бортовое оборудование СРНС предназначено для определения пространственных координат, скорости, текущего времени и других навигационных параметров ВС. При этом процедура навигационных определений состоит из следующих этапов: выбор из всей совокупности спутников, находящихся в зоне видимости потребителя, оптимального рабочего созвездия НИСЗ; расчет данных целеуказания по задержке и частоте для схем поиска сигналов; поиск сигналов НИСЗ; слежение за радионавигационными параметрами сигналов — задерж-

кой, частотой и (или) фазой; выделение, декодирование и обработка данных, содержащихся в кадрах навигационного сообщения; измерение псевдодальности (дальности), Δ -дальности; прогнозирование положения НИСЗ на момент навигационных измерений; расчет координат и скорости потребителя, поправки к шкале времени потребителя; оценка точности навигационных определений, контроль работоспособности ПИ; решение штурманских задач (вычисление курса, дальности, времени и т.д.); индикация требуемых параметров в соответствии с выбранным на пульте управления режимом.

Рассмотрим общие принципы построения аппаратуры потребителей СРНС. Обобщенная структурная схема многоканального приемоиндикатора СРНС показана на рисунке 3.45.

Она состоит из антенного устройства (АУ), приемника с управляющим процессором (УП), навигационного процессора (НП), пульта управления и индикации (ПУИ).

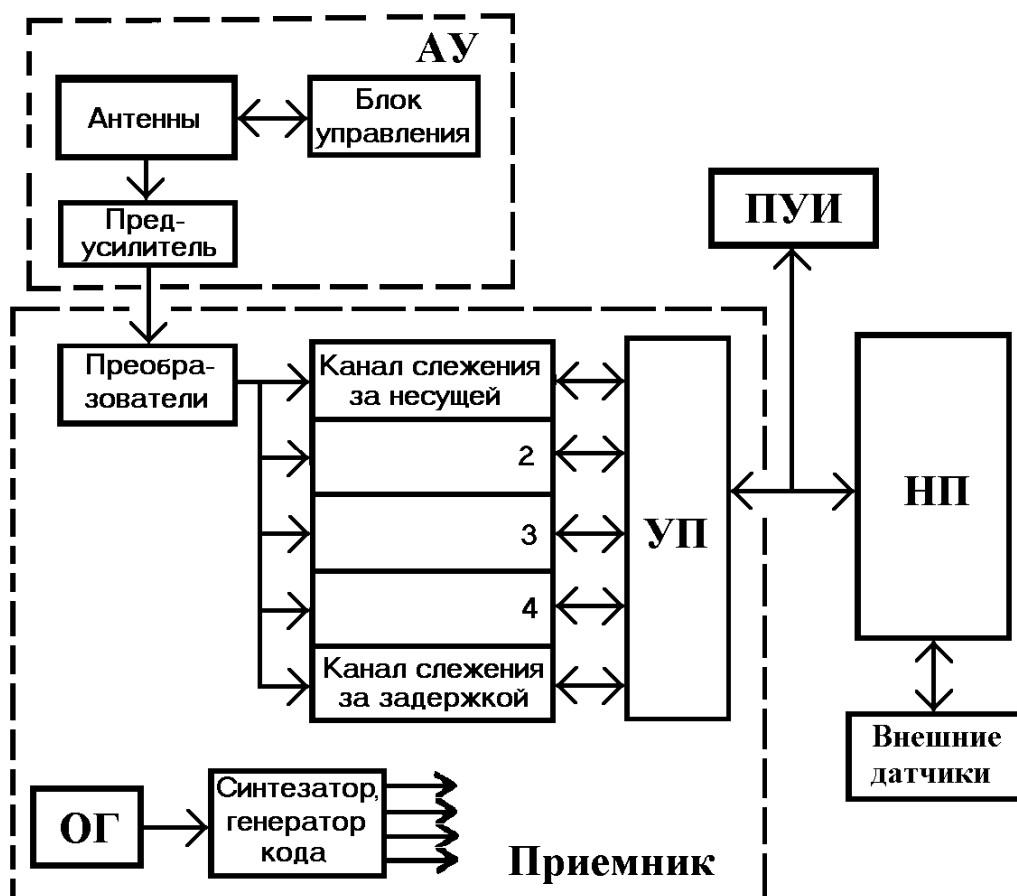


Рисунок 3.45 - Структурная схема многоканального приемоиндикатора СРНС

Последовательность операций, выполняемых в приемоиндикаторе, определяется процессорами (УП и НП) в соответствии с заложенными в них программами.

Первой операцией, выполняемой в ПИ после его включения, является проверка работоспособности ПИ и ввод необходимых начальных данных (приближенных координат местоположения, текущего времени). При этом НП производит контроль *альманаха* (набора сведений о НИСЗ), хранимого в его памяти, и выбор рабочего созвездия из четырех НИСЗ.

Рабочее созвездие выбирается из числа видимых в это время над радиогоризонтом спутников в точке, соответствующей координатам потребителя. Координаты НИСЗ рассчитываются по данным из альманаха. Критерием выбора созвездия является минимальное значение геометрического фактора, что обеспечивает максимальную точность навигационных определений. Минимуму геометрического фактора соответствует рабочее созвездие с одним НИСЗ в зените и тремя у радиогоризонта с наибольшим взаимным разносом. Кроме того, при выборе рабочего созвездия учитывается возраст эфемерид видимых НИСЗ.

По координатам потребителя и выбранных НИСЗ в НП рассчитываются данные целеуказания (прогнозируется время распространения и доплеровские сдвиги частот сигналов этих НИСЗ). Они необходимы для уменьшения диапазона и продолжительности поиска этих сигналов. При наличии антенны с узкой управляемой диаграммой осуществляется и целеуказание по углу.

И дальномерный, и псевдодальномерный способы определения координат основаны на определении времени распространения радиосигналов от НИСЗ до ВС. Для увеличения точности измерения времени задержки используют корреляционную обработку широкополосных сигналов с фазовой манипуляцией и две несущие частоты.

Передающая аппаратура спутника СРНС NAVSTAR излучает синусоидальные сигналы на двух несущих частотах: $L_1=1575,42$ МГц и $L_2=1227,6$ МГц (рисунок 3.46). Перед этим сигналы модулируются псевдослучайными цифровыми последовательностями. Причем частота L_1 модулируется двумя видами кодов: С/А-кодом (код свободного доступа) и Р-кодом (код санкционированного доступа), а частота L_2 - только Р-кодом. Кроме того, обе несущие частоты дополнительно кодируются навигационным сообщением, в котором содержатся дан-

ные об орбитах ИСЗ, информация о параметрах атмосферы, поправки системного времени.

Кодирование излучаемого спутником радиосигнала преследует несколько целей:

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

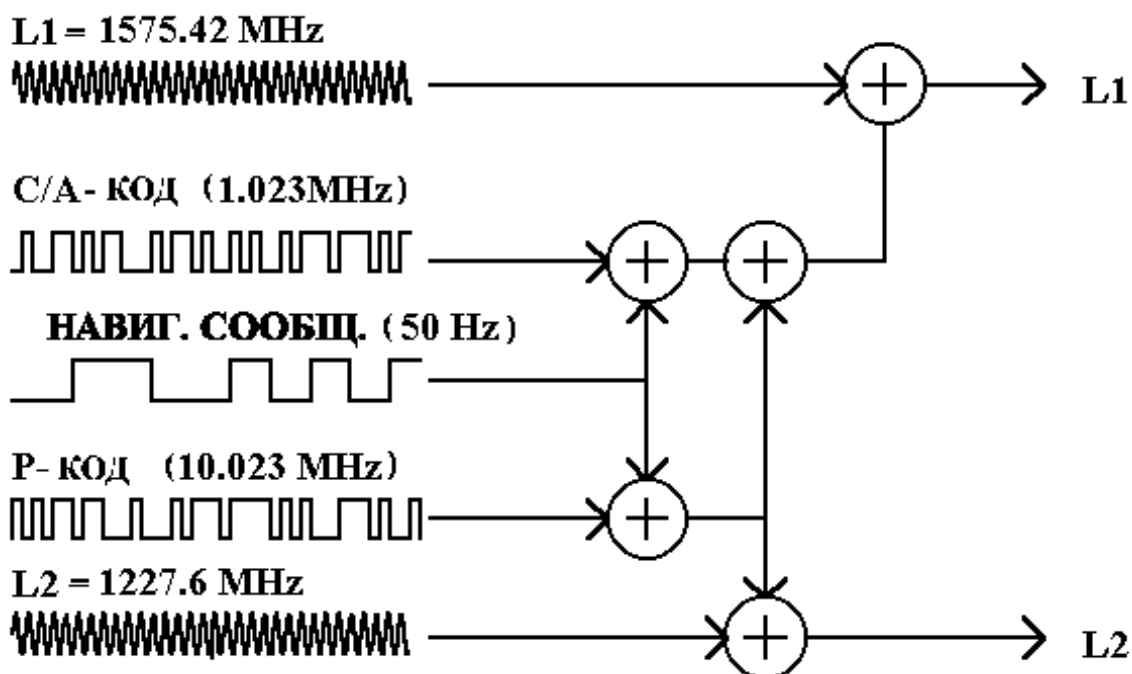


Рисунок 3.46

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

Защищенный код P (Protected) характеризуется частотой следования импульсов 10,23 МГц и периодом повторения 7 суток. Кроме того, раз в неделю происходит смена этого кода на всех спутниках. Поэтому до недавнего времени измерения по P-коду могли выполнять только пользователи, получившие разрешение министерства

обороны США. Однако в результате утечки секретной информации доступ к Р-коду получил широкий круг специалистов. Американское оборонное ведомство предприняло меры дополнительной защиты Р-кода: в любой момент без предупреждения может быть включен режим AS (Anti Spoofing). При этом выполняется дополнительное кодирование Р-кода, и он превращается в Y-код. Расшифровка Y-кода возможна только аппаратно, с использованием специальной микросхемы (криптографического ключа), которая устанавливается в GPS-приемнике.

Кроме того, для снижения точности определения координат не-санкционированными пользователями предусмотрен так называемый «режим выборочного доступа» SA (Selective Availability). При включении этого режима в навигационное сообщение намеренно вводится ложная информация о поправках к системному времени и орбитах ИСЗ, что приводит к снижению точности навигационных определений примерно в 3 раза.

Поскольку Р- код передается на двух частотах (L1 и L2), а С/А-код - на одной (L1), в GPS-приемниках, работающих по Р-коду, частично компенсируется ошибка задержки сигнала в ионосфере, которая зависит от частоты сигнала. Точность автономного определения расстояния по Р- коду примерно на порядок выше, чем по С/А-коду.

Процедура поиска начинается с поиска С/А-сигнала (сигнала стандартной точности) ИСЗ и заключается в формировании копии С/А-сигнала (опорного сигнала), совпадающей по времени и частоте с принимаемым сигналом. Копия С/А-сигнала формируется с помощью синтезатора частот и генератора кодов. Такое совпадение достигается ступенчатым сдвигом опорного сигнала по времени и частоте в пределах зоны возможных значений (зоны неопределенности) задержки сигнала ИСЗ (десятки км) и его доплеровского сдвига (± 11 кГц). Величина максимального шага поиска (сдвига) опорного сигнала по оси времени и частоты должна обеспечивать просмотр всей двумерной (частотно-временной) зоны неопределенности без пропуска сигнала. Размер зоны неопределенности по соответствующим осям определяется шириной характеристики временного дискриминатора схемы слежения за задержкой сигнала и полосой захвата системы частотной автоподстройки. Количество ячеек зоны неопределенности, таким образом, равно произведению требуемого числа шагов поиска по частоте и времени (задержке). Наличие команд це-

леуказания по частоте и задержке уменьшает размер зоны неопределенности, которую необходимо «просмотреть» в режиме поиска.

В каждой ячейке зоны неопределенности анализируется величина корреляционного сигнала (преобразованного произведения принятого и опорного сигналов). Если эта величина не превысила порогового значения, то происходит сдвиг опорного сигнала на шаг поиска по времени или частоте, то есть продолжается поиск (просмотр ячеек неопределенности). В случае превышения порогового значения поиск заканчивается и начинается слежение за С/А-сигналом по задержке и частоте. При этом управление сдвигом опорного сигнала осуществляется не в соответствии с алгоритмом поиска, а в соответствии с алгоритмами слежения за сигналом, то есть в зависимости от величины рассогласования принятого и опорного сигналов по задержке и частоте. Корреляционный сигнал формируется с помощью специальной схемы (коррелятора), в которой перемножаются опорный и принятый сигналы. Выходной сигнал коррелятора максимален при их полном совпадении по задержке и частоте. Коррелятор задействован как в режиме поиска, так и в режиме слежения.

В режиме слежения корреляционный сигнал соответствующим образом преобразуется для формирования сигнала рассогласования, соответствующего дискриминационной характеристике. Сигнал рассогласования управляет величиной и стороной (фазой) сдвига опорного сигнала коррелятора. Он равен нулю при полном совпадении опорного сигнала с принятым. Корреляторы имеются во всех каналах слежения. Причем каждый из корреляторов обеспечивает поиск или сопровождение соответствующего сигнала по задержке или частоте несущей.

Управление опорным сигналом осуществляется с помощью УП (рисунок 3.45). После начала режима слежения за принятым С/А-сигналом по задержке и частоте можно выполнять процедуру выделения и декодирования навигационных данных. С этой целью осуществляется синхронизация по битам Р-кода, по словам, по началу блоков и кадра сообщения. Принятые сообщения позволяют уточнять параметры НИСЗ (координаты, шкалу времени и т.д.). Параллельно с этим возможны радионавигационные измерения (измерения псевдодальности, ее скорости, поправки к шкале времени ПИ).

Псевдодальность может определяться по времени прихода сигналов НИСЗ относительно меток времени, формируемых часами

(опорным генератором) потребителя. За момент прихода сигнала может быть принят, например, момент начала (*эпоха*) С/А-кода.

Погрешность радионавигационных измерений определяется многими факторами (динамикой ВС, отношением сигнал-шум, ошибками округления и т.д.) и составляет в типовых условиях 1—10 м для сигнала высокой и стандартной точности, соответственно. Измеренное значение псевдодальности можно откорректировать с учетом поправок на нестабильность опорного генератора, на условия распространения. Если тропосферные погрешности навигационных измерений можно учесть с помощью известной модели тропосферы (остаточная погрешность 8%), то ионосферные погрешности таким способом в достаточной степени не компенсируются (остаточная погрешность 50—75%). Для их уменьшения и используется двухчастотный способ, основанный на практически одинаковых существенных составляющих ионосферных погрешностей для сигналов с частотой f_1 и f_2 . Простые расчеты позволяют определить истинное значение дальности до НИСЗ с помощью соотношения

$$D_{и} = D_1 + \frac{D_1 - D_2}{(f_1 / f_2) - 1},$$

где D_1, D_2 — измеренные значения дальности на частотах f_1 и f_2 . Остаточная погрешность такого метода составляет 1—3 м.

Для определения скорости ВС обычно определяют величину Δ -дальности (Δ -псевдодальности) за интервал наблюдения и корректируют по аналогии с псевдодальностью.

Методы формирования сигналов в системах NAVSTAR и «ГЛОНАСС» весьма сходны. Основное различие состоит в выборе номинала тактовой частоты — в NAVSTAR она в 2 раза выше, чем в «ГЛОНАСС» (1,023 и 10,23 МГц соответственно).

Каждый навигационный ИСЗ «ГЛОНАСС» непрерывно излучает шумоподобные радиосигналы двух типов — стандартной точности (СТ) в диапазоне L1 (1,6 ГГц) и высокой точности в диапазоне L2 (1,25 ГГц). Такие навигационные сигналы позволяют исключить ионосферные погрешности при приеме.

Сигнал СТ (аналогичен С/А-коду в NAVSTAR) доступен для всех потребителей в зоне видимости космических аппаратов. Однако, в отличие от NAVSTAR, в «ГЛОНАСС» не используется режим преднамеренного ухудшения характеристик навигационного сигнала стандартной точности.

Навигационный радиосигнал, передаваемый на верхней рабочей частоте L1 (1,6 ГГц), — двухкомпонентный. Он формируется из узкополосного и широкополосного фазоманипулированных шумоподобных радиосигналов, излучаемых «в квадратуре», т.е. со сдвигом фазы на $\pm 90^\circ$. Узкополосный радиосигнал L1 образуется путем манипуляции фазы несущей псевдослучайного кода. Широкополосный радиосигнал L1 формируется за счет манипуляции фазы несущей на 180° псевдослучайной последовательностью с тактовой частотой 5,11 МГц и образующим полиномом $g(x) = 1 + x^5 + x^9$, который соответствует регистру формирующего сдвига.

Навигационные данные передаются путем инвертирования псевдослучайных последовательностей обоих сигналов.

Несущая частота L1 модулируется двоичной последовательностью, которая является результатом сложения по модулю 2 псевдослучайного кода, навигационного сообщения и вспомогательного меандра (синхросигнала). Несущая частота L2 модулируется двоичной последовательностью, образованной суммированием по модулю 2 псевдослучайного кода и вспомогательного меандра. Псевдослучайный код представляет собой m-последовательность с характеристическим полиномом $g(x) = 1 + x^3 + x^5$, периодом повторения 1 мс и скоростью передачи 511 кбит/с. Навигационное сообщение передается со скоростью 50 бит/с, а вспомогательный меандр — со скоростью 100 бит/с.

Навигационный радиосигнал, излучаемый на нижней рабочей частоте L2, — однокомпонентный. Это широкополосный шумоподобный радиосигнал, модулированный псевдослучайной последовательностью с тактовой частотой 5,11 МГц без инвертирования символов и не содержащий навигационных данных.

Как в NAVSTAR, так и в «ГЛОНАСС» узкополосные радиосигналы являются «открытыми» и предназначены для гражданских потребителей. Однако в NAVSTAR эти сигналы искусственно искажаются с целью ухудшения точности для не имеющих лицензии потребителей. Широкополосные радиосигналы обеих систем предназначены для использования соответствующими военными ведомствами.

Навигационное сообщение формируется в виде непрерывно следующих строк, каждая длительностью 2 с. В первой части строки (интервал 1,7 с) передаются навигационные данные, а во второй (0,3с) — метка времени.

Информация, передаваемая с НИСЗ, жестко структурирована. Группа из 15 строк объединена в кадр длительностью 30 с, а пять навигационных кадров образуют суперкадр длительностью 2,5 мин. Границы строк, кадров и суперкадров всех НИСЗ синхронизированы так, чтобы погрешность не превышала 2 мс. Символьная синхронизация для метки времени осуществляется с помощью меандра, сама метка служит для строчной синхронизации навигационных данных.

Информация, передаваемая в навигационном сообщении, подразделяется на две части — оперативную и неоперативную. Первая относится к тому НИСЗ, с борта которого передается навигационный радиосигнал. Неоперативная часть содержит данные, относящиеся ко всем НИСЗ орбитальной группировки, — альманах системы.

В оперативную информацию входят признаки достоверности навигационных данных в кадре, время начала кадра и эфемеридная информация (координаты и производные координат НИСЗ в определенный момент, называемый временем «привязки», и частотно-временные поправки). Время привязки эфемеридной информации и частотно-временные поправки, которые имеют получасовую кратность от начала суток, позволяют точно определять географические координаты и скорость движения.

Одной из проблем, возникающих при создании СРНС, является обеспечение взаимной синхронизации спутниковых шкал времени с высокой точностью (до 5 нс). Известно, что рассинхронизация навигационных сигналов, составляющая всего 10 нс, вызывает дополнительную погрешность определения местоположения потребителя до 15 м [8,14]. Для формирования высокоточной бортовой шкалы времени все НИСЗ «ГЛОНАСС» оснащены ЭВЧ с цезиевыми генераторами эталонных частот, среднесуточная нестабильность которых составляет $4 \cdot 10^{-13}$. Точность взаимной синхронизации на борту спутников — 20 нс. Для обеспечения еще более высокой точности навигационных измерений в состав наземного комплекса управления «ГЛОНАСС» введен еще один синхронизатор — центральный с водородным стандартом частоты, среднесуточная нестабильность которого — не более $3 \cdot 10^{-14}$, т.е. он имеет на порядок более высокую стабильность, чем цезиевый.

Среди ключевых отличий NAVSTAR от «ГЛОНАСС» — способы передачи сигналов между разными НИСЗ. В NAVSTAR благодаря применению кодового разделения каналов (CDMA) передача навигационных радиосигналов осуществляется на двух фиксированных час-

тотах (L1 и L2). При частотном методе разделения (FDMA), которое используется в системе «ГЛОНАСС», шумоподобные навигационные радиосигналы от каждого НИСЗ передаются на несовпадающих парах несущих частот.

Частотная сетка спутниковой системы «ГЛОНАСС» представлена в таблице 3.5. В таблице 3.5 обозначены: n — условный порядковый номер пары несущих частот $f_1(n)$ и $f_2(n)$ для навигационных радиосигналов L1 и L2 соответственно.

Таблица 3.5

Диапазон частот	Несущая частота навигационного ИСЗ
Верхний (L1)	$f_1(n) = 1602 \text{ МГц} + n \cdot 562,5 \text{ кГц}$
Нижний (L2)	$f_2(n) = 1246 \text{ МГц} + n \cdot 437,5 \text{ кГц}$

Отношение рабочих частот L1 и L2, излучаемых любым НИСЗ «ГЛОНАСС», составляет $f_2(n)/f_1(n) = 7/9$. Радиосигналы на обеих частотах когерентны и формируются от единого эталона частоты 5,0 МГц. Распределение номеров несущих между НИСЗ отображается в альманахе системы.

Для обеспечения нормального функционирования штатной орбитальной группировки из 24 НИСЗ в системе «ГЛОНАСС» необходимы 24 несущие частоты в каждом из двух рабочих диапазонов — верхнем и нижнем (таблица 3.5). При этом радиопередатчики навигационных ИСЗ излучают узкополосные радиосигналы в полосе частот 1602,0—1616,0 МГц и широкополосные радиосигналы в диапазонах 1597,4—1620,6 и 1241,3—1261,6 МГц.

Одна из проблем, с которой столкнулись разработчики системы «ГЛОНАСС» на первом этапе ее эксплуатации, — это сложная помеховая и электромагнитная обстановка, особенно в L1-диапазоне частот. Дело в том, что полоса частот 1610,6—1613,8 МГц распределена на первичной основе для радиоастрономической службы. Кроме того, полоса частот 1610,6—1626,5 МГц распределена на первичной основе: спутниковой службе распределения и службе мобильной космической связи при работе в направлении «Земля — космос», а полоса частот 1613,8—1626,5 МГц — на вторичной основе: службе мобильной космической связи в направлении «космос — Земля».

Чтобы снизить, а в дальнейшем и полностью исключить радиопомехи астрономическим службам, с сентября 1993 г. проводилось поэтапное «урезание» занимаемого системой диапазона частот. Сна-

чала общее число рабочих частот было сокращено с 24 до 20, что позволило устранить влияние узкополосных навигационных радиосигналов на работу астрономических служб.

Затем, дабы исключить влияние широкополосных навигационных радиосигналов, с 1998 г. по 2005 г. сокращено в два раза число несущих частот (до 12). Однако существующий принцип частотного разделения навигационных радиосигналов сохранится, поскольку НИСЗ, находящиеся в противоположных точках орбиты (антиподы), станут передавать радиосигналы на одинаковых несущих частотах. Находящиеся в эксплуатации спутники «ГЛОНАСС» используют без ограничений лишь несущие частоты $n=1\dots 12$ и частоты $n=0$ и $n=13$, выделенные как технологические (они могут использоваться в ограниченные периоды времени, например при развертывании или выполнении орбитальной группировки, проведении регламентных работ и др.).

После 2005 г. на орбите начали функционировать модернизированные НИСЗ, использующие 12 несущих частот с номерами $n = -7\dots +4$ и технологические частоты $n=5$ и $n=6$.

Алгоритм навигационных определений при одновременном измерении трех дальностей до НИСЗ имеет вид:

$$(x_{i_i} - x)^2 + (y_{i_i} - y)^2 + (z_{i_i} - z)^2 = r_i^2, \quad (3.17)$$

где x, y, z — прямоугольные координаты ВС; $x_{i_i}, y_{i_i}, z_{i_i}$ — координаты i -го НИСЗ; r_i , — расстояние до i -го НИСЗ, измеряемое с помощью радионавигационной системы.

При измерениях по трем НИСЗ одновременно ($i = 1, 2, 3$) получим систему из трех уравнений, решение которой при известных координатах НИСЗ и измеренных расстояниях позволит получить место ВС. Так как высота ВС достаточно точно измеряется бортовыми радиовысотомерами, то с помощью СРНС достаточно определять две координаты и, следовательно, наблюдать два НИСЗ.

Алгоритмы (3.17) позволяют определить координаты ВС при отсутствии какой-либо другой информации о них. В действительности на борту ВС имеется и другая радионавигационная аппаратура, позволяющая определять местоположение ВС методом линий положения по наземным радионавигационным точкам или методом счисления координат. При этом спутниковые системы навигации целесообразно использовать для коррекции численных координат или для комплексной обработки результатов навигационных измерений.

В процессе дальномерных измерения можно также определить значение и направление скорости движения ВС. Для этого необходимо двукратное измерение трех дальностей, тогда

$$V_x = \Delta_x / \Delta t = \frac{x'' - x'}{\Delta t}; V_y = \Delta_y / \Delta t = \frac{y'' - y'}{\Delta t}; V_z = \Delta_z / \Delta t = \frac{z'' - z'}{\Delta t}, \quad (3.18)$$

где x', y', z' и x'', y'', z'' — значения координат ВС, полученные при первом и втором измерениях через время Δt .

Параметры движения ВС могут определяться также по результатам разновременных измерений дальностей до одного и того же НИСЗ. В этом случае время получения координат ВС будет практически в три раза дольше.

Особенностью псевдодальномерного (беззапросного) метода определения координат ВС является то, что под псевдодальностью (ПД) от i -го НИСЗ до ВС понимается измеренная дальность D_{Hi} между ними, отличающаяся от истинной дальности D_i , в основном на величину ошибки $\Delta D = c\Delta t$, зависящей от величины рассогласования Δt бортовой шкалы времени потребителя относительно системного. ПД определяется по времени распространения навигационного сигнала от i -го НИСЗ до ВС, т.е. по интервалу времени между известным на борту ВС моментом излучения навигационного сигнала НИСЗ и моментом его приема. На рисунке 3.47 показано, что шкала времени НИСЗ полностью синхронизирована (совпадает) с системной шкалой времени СРНС, формируемой на КИК. На практике синхронизация (временная привязка) шкалы НИСЗ осуществляется КИК с некоторой ошибкой Δt_H , вызывая ошибку $\Delta D_H = c\Delta t_H$. Она здесь не учитывается, так как в служебных данных, передаваемых с НИСЗ, содержится достаточно точная информация о ее величине. Поэтому в бортовой аппаратуре величина Δt_H расчетным путем устраняется. На рисунке (3.47) введены следующие обозначения: $\tau_p = D_i / c$ — время распространения сигнала от i -го НИСЗ до ВС; $\tau_p^u = D_{Hi} / c$ — измеренное значение этой величины.

Таким образом, $D_{Hi} = D_i + \Delta D$.

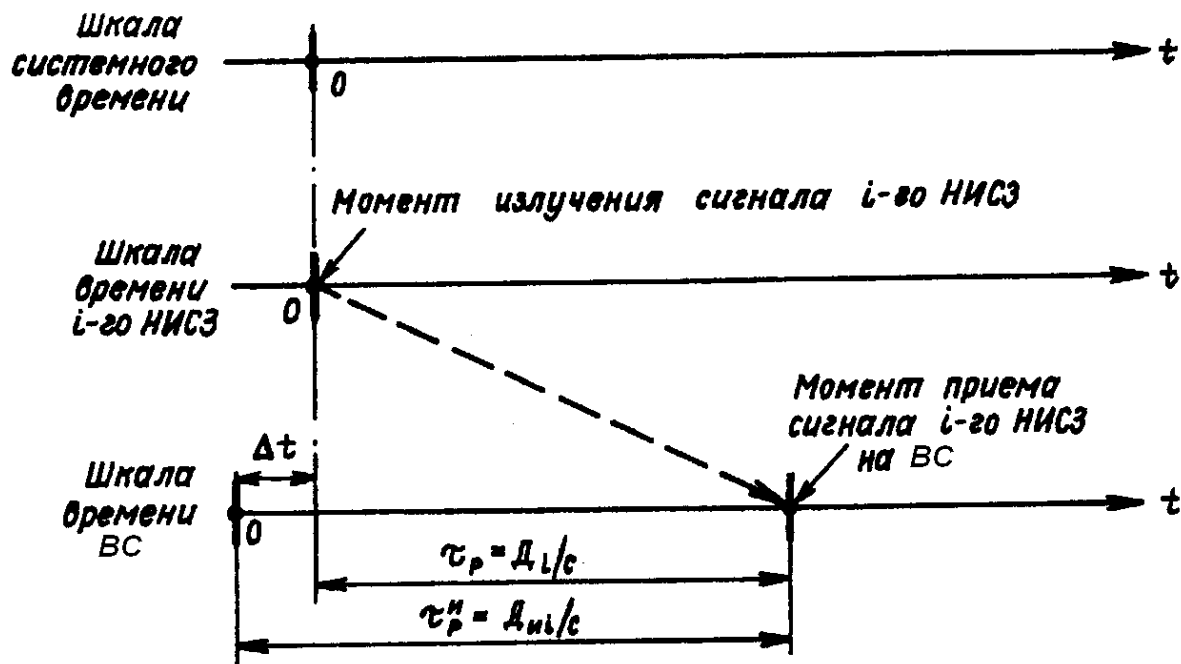


Рисунок 3.47 - Шкалы времени СРНС

Если рассматривать положение движущихся объектов в прямоугольной системе координат $OXYZ$, то можно записать

$$D_{ii} = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + \Delta D, \quad (3.19)$$

где x_i, y_i, z_i — известные на момент измерения псевдодальности координаты i -го НИСЗ; x, y, z — координаты ВС (потребителя СРНС).

В соотношение (3.19) входят четыре неизвестные величины — координаты ЛА и ошибка измерения дальности ΔD , возникающая из-за нестабильности часов ВС. Для их расчета необходимо, как известно, иметь четыре уравнения, т.е. необходимо измерить псевдодальности до четырех НИСЗ ($i = 1 \dots 4$) и записать систему четырех уравнений с четырьмя неизвестными.

Решение этой системы уравнений позволяет найти пространственные координаты ВС (x, y, z) и поправку к шкале времени ВС (Δt). Таким образом, при использовании на борту ВС в качестве хранителя шкалы времени обычного кварцевого опорного генератора (ОГ) для определения трех координат ВС необходимо измерить псевдодальности до четырех НИСЗ. Заметим, что при использовании специального высокостабильного опорного генератора, уход шкалы которого за время полета вызывает пренебрежимо малую погрешность ΔD , достаточно измерить три дальности ($D_{ii} = D_i$) для решения той же задачи. В этой ситуации рассматриваемый метод переходит в дальномерный.

В соотношении (3.19) не учтены погрешности измерения дальности, вызванные нестабильностью скорости распространения радиоволн на трассе НИСЗ—ВС. Обычно их разделяют на две составляющие — ионосферную $\Delta D_{ИС}$ и тропосферную $\Delta D_{ТС}$. Значение этих погрешностей поддается расчету, поэтому в первом приближении их можно учесть в виде постоянных величин. Аналогично можно учесть уход эталона времени и частот НИСЗ относительно КИК.

В общем случае выражение (3.19) примет вид

$$D_{иi} = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + \Delta D + \Delta D_{ТС} + \Delta D_{ИС} + \Delta D_{ЭВЧ}. \quad (3.20)$$

В дальномерных и псевдодальномерных СРНС временные интервалы определяются относительно соответствующей фазы дальномерного кода навигационного сигнала НИСЗ.

На рисунке 3.48 показана двоичная последовательность (дальномерный код) с известным для потребителей законом чередования во времени «единиц» и «нулей».

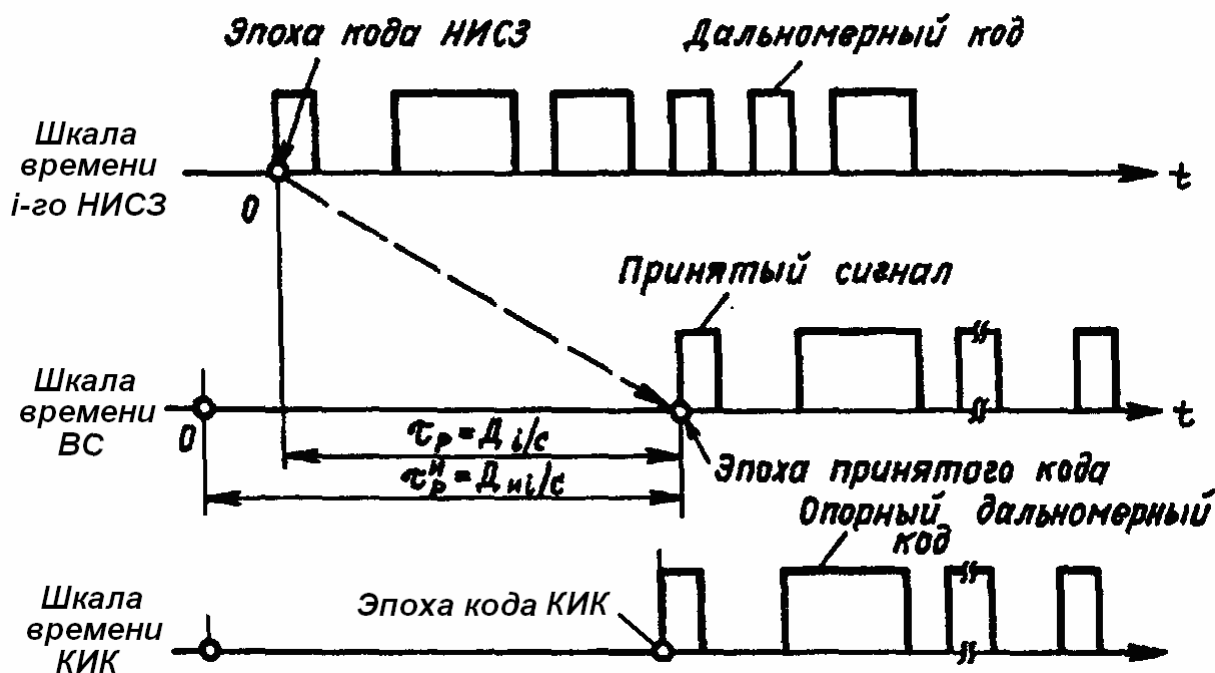


Рисунок 3.48- Дальномерный код СРНС

С помощью такой последовательности путем модуляции ею непрерывного колебания формируется навигационный сигнал НИСЗ. Потребителям известен также момент начала формирования этой последовательности или ее произвольного сегмента (фазы), так как дальномерный код имеет однозначную временную привязку к сис-

темной шкале времени. Определив на борту ВС на сколько сдвинуто начало или произвольная фаза последовательности относительно их расчетного положения на оси системного (бортового) времени, получают значение дальности (псевдодальности).

Разностно-дальномерные радионавигационные методы. Разностно-дальномерные методы по технической реализации сходны с дальномерными. Существенные достоинства спутниковых разностно-дальномерных систем — их неограниченная пропускная способность и простота бортовой аппаратуры, обусловленная отсутствием на борту определяющегося ВС радиопередатчика. Использование разностно-дальномерных систем, как и псевдодальномерных СРНС, не требует излучения сигналов с борта ВС и не демаскирует его. Однако по своим точностным свойствам разностно-дальномерные системы несколько уступают дальномерным и псевдодальномерным СРНС. Кроме того, при реализации разностно-дальномерных методов для получения одной поверхности положения необходимо использовать одновременно две спутниковые радионавигационные точки, а поэтому число спутников в зоне видимости ВС при разностно-дальномерных измерениях должно превышать на единицу число спутников при дальномерных измерениях, а следовательно, общее число НИСЗ должно заметно превышать требуемое число НИСЗ при дальномерных измерениях. Синхронизация аппаратуры спутниковых разностно-дальномерных систем может осуществляться по каналу связи или путем использования независимо работающих высокостабильных эталонов частоты.

Доплеровские методы определения координат. Для определения местоположения ВС по НИСЗ находит применение доплеровский метод определения координат. Рассмотрим сущность этого метода, полагая вначале, что он используется для определения координат неподвижного наземного наблюдателя.

Для реализации рассматриваемого метода с НИСЗ излучается сигнал (рисунок 3.49). Этот сигнал принимается на Земле и определяется доплеровское смещение частоты, которое, как известно, пропорционально радиальной составляющей скорости движения ИСЗ относительно точки приема:

$$F_{Д} = \frac{V_r}{\lambda} = \frac{V_r \cdot f}{c}.$$

Частота излучаемых сигналов известна, таким образом, по результатам измерений можно рассчитать радиальную составляющую скорости НИСЗ. Предполагается также, что в момент измерений известны значение и направление вектора скорости НИСЗ относительно Земли. Так как радиальная составляющая скорости пропорциональна косинусу угла между направлением вектора скорости ИСЗ и направлением на ВС ($V_r = V \cos \alpha$), то по данным измерений можно определить указанный угол. Это позволит построить поверхность положения, в одной из точек которой находится ВС. Нетрудно установить, что геометрическим местом точек постоянного значения угла α является коническая поверхность с вершиной в точке расположения НИСЗ и осью, совпадающей с вектором скорости НИСЗ.

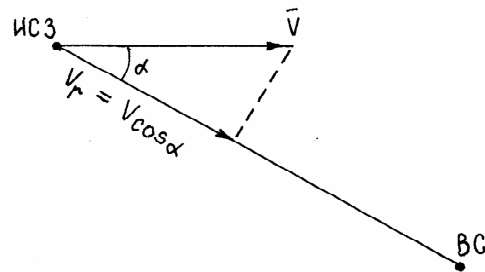


Рисунок 3.49 - Соотношение между значением и направлением вектора скорости радиальной составляющей относительного движения ИСЗ и ВС

Координаты НИСЗ в момент измерений известны, поэтому местоположение вершины конуса и его ориентация в пространстве также известны. Три одновременных измерения по НИСЗ, разнесенных друг относительно друга, позволят определить три поверхности положения, точка пересечения которых дает место наблюдателя. Для определения места можно использовать также поверхности, получаемые путем измерения доплеровского смещения частоты сигналов одного и того же НИСЗ в разные моменты времени. В процессе своего перемещения в пространстве НИСЗ занимает различное положение на небосводе, и, следовательно, по данным разновременных измерений могут быть найдены несовпадающие конические поверхности положения, позволяющие определить место ВС.

Следовательно, доплеровский метод определения координат относится к числу угломерных методов радионавигационных измерений, и при прочих равных условиях точность определения координат уменьшается по мере увеличения высоты НИСЗ. Поэтому метод ока-

зывается достаточно эффективным лишь при измерениях по низкоорбитальным НИСЗ. В функционирующей в настоящее время международной системе поиска и спасения аварийных судов и самолетов КОСПАС-САРСАТ орбиты навигационных ИСЗ имеют величину порядка 1000 км.

Другая важная особенность рассматриваемого метода состоит в использовании весьма точной информации не только о координатах НИСЗ, но и о скорости относительного движения ВС и НИСЗ. Для эффективного использования метода при определении координат ВС необходимо располагать достаточно точными данными о его путевой скорости. По этой причине доплеровский метод определения координат применяют лишь для определения местоположения ВС, потерпевших аварию, т. е. ВС, расположенных на земной поверхности.

Спутниковыми системами поиска и спасения называются радиотехнические системы (РТС) определения координат воздушных и морских судов, потерпевших аварию, с помощью НИСЗ.

В настоящее время функционирует международная система поиска и спасения аварийных судов и самолетов КОСПАС-САРСАТ (КОСПАС - космическая система поиска аварийных судов и самолетов, САРСАТ (англ.)- помощь и спасение путем слежения со спутников).

Спутниковая система поиска аварийных судов и самолетов КОСПАС-САРСАТ включает созвездие из четырех ИСЗ, обращающихся на высоте 800... 1000 км и способных в процессе полета последовательно "обозревать" всю поверхность земного шара. Зона видимости каждого спутника представляет собой круг диаметром около 5000 км. Период обращения ИСЗ равен 1,5 ч, и поэтому интервал между последовательными обзорами каждой точки Земли не превышает 1 ч 20 мин.

Проходя через зону видимости ЛА, потерпевшего аварию, ИСЗ принимает сигналы его аварийного передатчика, записывает их, фиксирует время приема и "сбрасывает" записанную информацию при пролете наземной станции приема аварийной информации. По принятым сигналам на Земле с помощью ЭВМ быстро определяется место ВС. Координаты аварийного ЛА передаются в национальные центры поиска и спасения для проведения спасательных операций. В нашей стране функционируют три пункта приема информации от ИСЗ КОСПАС-САРСАТ - в Москве, Архангельске и Владивостоке. Есть такие пункты в США, Канаде и Франции. Точность определения ко-

ординат аварийного ВС составляет 10...12 км. Аппаратура ИСЗ может одновременно принимать и обрабатывать до 20 сигналов от ВС, сохраняя в памяти информацию не более чем о 200 ВС до того момента, когда ее нужно будет передать на Землю. Продолжается работа по усовершенствованию бортовых аварийных радиопередатчиков. Новые передатчики позволяют повысить точность определения места аварийных ВС до 2... 5 км и обеспечат получение сведений о государственной принадлежности, бортовом номере ВС и времени аварии.

Особенностью реализации доплеровского метода в системе КОСПАС-САРСАТ является то, что незатухающие колебания высокой частоты излучаются передатчиком аварийного ВС. При полете ИСЗ сигналы аварийного передатчика принимаются и регистрируются на его борту. В последующем при прохождении района расположения наземной станции наблюдения записанные сигналы передаются на Землю и обрабатываются.

Отличительной особенностью принятых на борту ИСЗ сигналов является то, что их частота отличается от частоты сигналов, излучаемых аварийным передатчиком, на значение доплеровского смещения частоты. Значение и направление вектора скорости ИСЗ в моменты измерений известны, известна и частота сигналов аварийного передатчика. Поэтому по доплеровскому смещению частоты можно определить составляющую относительной скорости по линии, соединяющей ИСЗ и ВС. При известных значениях и направлении вектора скорости по радиальной составляющей скорости определяется угол между вектором скорости ИСЗ и направлением на аварийный ВС. Ряд значений указанных углов, относящихся к различным моментам времени, позволяет определить координаты, характеризующие взаимное положение ВС и ИСЗ, а при известных координатах ИСЗ - и место аварийного ВС на земной поверхности. Доплеровский метод определения координат ВС отличается достаточной точностью и простотой технической реализации.

Таким образом, особенностями использования спутниковых РНС для целей навигации является:

- глобальность решения навигационных задач;
- высокое быстродействие;
- использование УКВ диапазона;
- высокая точность определения навигационных параметров;
- независимость от места и времени действия обслуживаемых ими объектов.

4 КОМПЛЕКСНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ

4.1 Основы теории построения комплексных систем навигации

Одним из важных путей совершенствования навигационного оборудования является создание комплексных систем навигации, в которых обрабатывается информация от нескольких измерителей, определяющих одни и те же либо функционально связанные навигационные параметры. Так, например, ДИСС и инерциальная навигационная система (ИНС) одновременно измеряют составляющие вектора полной путевой скорости ВС; РСБН, РСДН и системы счисления пути определяют координаты местоположения ВС и т. д.

Потребность в одновременном измерении одних и тех же параметров с помощью устройств и систем, работающих на различных физических принципах, обусловлена тем, что каждый измеритель в отдельности не удовлетворяет всем требованиям, которые предъявляются к измерению этих параметров. В частности, многие современные ИНС не отвечают требованиям точности, РСБН — требованиям помехозащищенности, а ДИСС — требованию применимости в любых условиях полета и любых районах (переход в режим «память» при больших углах крена и тангажа, неустойчивая работа над морем в штиль). Поэтому в современных ПНК осуществляется совместная обработка информации нескольких измерителей, т. е. комплексирование измерителей.

Сущность комплексирования состоит в том, чтобы использовать информацию об одних и тех же или функционально связанных параметрах, полученных от различных измерителей, для повышения точности и надежности определения навигационных параметров. Комплексные системы навигации (КСН) могут быть простыми и состоять, например, из двух радиовысотометров малых высот в системе посадки для повышения точности и надежности и сложными, образующими ПНК. Максимального выигрыша от комплексирования можно достичь при объединении для совместной обработки систем, работающих на различном физическом принципе. В этом случае всегда найдется система (датчик), на которой существующие помехи оказывают меньшее влияние.

Степень интеграции оборудования в КСН и, в частности, ПНК постоянно повышается. К настоящему времени степень интеграции

устройств и систем такова, что комплексное использование информации в ПНК наиболее широко применяется при ее вторичной обработке. В перспективных КСН предполагается комплексирование измерителей и при первичной обработке информации. Деление на первичную и вторичную обработку по существу условно. Первичная обработка информации — это поиск, обнаружение, селекция, преобразование и усиление входных сигналов навигационных и пилотажных измерителей для определения навигационных параметров, например определение навигационных параметров, пропорциональных дальности до радиомаяка или азимуту объекта, в бортовом оборудовании РСБН. Под вторичной обработкой информации понимают выполняемую в специализированных вычислителях или БЦВМ обработку выходных сигналов измерителей для определения навигационных элементов, например вычисление текущих координат местоположения самолета в БЦВМ пилотажно-навигационных комплексов.

Длительное время в КСН для вторичной обработки составлялись простейшие алгоритмы эвристического происхождения. Например, при наличии нескольких сигналов, представляющих собой результаты измерения одной и той же величины, использовались алгоритмы, которые позволяли выделить из этой совокупности один сигнал повышенной точности. В эвристических схемах также часто применяют методы теории инвариантности. По такому принципу, в частности, выполняются устройства совместной вторичной обработки по схемам компенсации, фильтрации с введением дополнительной информации в кольцо слежения.

В настоящее время в КСН при вторичной обработке информации применяются оптимальные алгоритмы оценивания, базирующиеся на дифференциальных или разностных уравнениях, полученных на основе методов калмановской фильтрации.

Комплексная вторичная обработка информации дает положительный эффект лишь тогда, когда соответствующие измерители работоспособны, т. е. на их выходах имеются достаточно «хорошие» сигналы (естественно, наблюдаемые с ошибками), сформированные в результате первичной обработки информации. Практически многие измерители, и, прежде всего, радиотехнические, далеко не всегда находятся в работоспособном состоянии. Например, нередко наблюдается срыв сопровождения сигналов дальности или азимута в РСБН из-за действия помех, переход ДИСС в режим «память» при больших углах крена или тангажа ВС и т. д. Оптимизация алгоритмов при вто-

ричной обработке информации, естественно, не затрагивает оптимизации самих измерителей.

Существенного улучшения тактических и технических характеристик измерителей можно достичь при комплексной первичной обработке информации. В настоящее время успешно применяются различные эмпирические и полуэмпирические способы комплексной первичной обработки информации. Максимального же выигрыша при комплексной первичной (естественно, и при вторичной) обработке информации можно достичь, применяя для оптимизации комплексирования измерителей методы марковской теории нелинейной фильтрации. Методы марковской теории оптимального нелинейного оценивания дают возможность успешно решать задачи оптимального комплексирования измерителей в весьма общей постановке.

Комплексирование измерителей на уровне первичной обработки информации позволяет:

- сократить время поиска сигналов РТИ;

- уменьшить или полностью исключить вероятность ложных захватов следящих измерителей;

- уменьшить вероятность срыва слежения за соответствующими параметрами радиосигналов;

- повысить характеристики точности и помехоустойчивости РТИ в режиме слежения;

- обеспечить режимы квазикогерентного приема и обработки радиотехнических сигналов (что часто не представлялось возможным в соответствующих некомплексных измерителях) и тем самым значительно улучшить характеристики РТИ.

Подобная оптимизация комплексирования измерителей при создании современных ПНК должна проводиться с применением мультиплексорных систем для приема и обмена информацией. Такие ПНК должны иметь несколько уровней иерархии и содержать бортовую вычислительную систему (БВС), способную обеспечивать внутреннюю реконфигурацию структуры комплекса при решении различных задач и в случаях отказов или повреждений его отдельных устройств и систем. Кроме того, в состав подсистем комплекса необходимо включать специализированные вычислители и микропроцессоры, осуществляющие предварительную обработку информации и подготавливающие ее к использованию в БВС, а также способные обеспечить живучесть ПНК при отказах и повреждениях БВС.

В КСН обычно удается достичь большого положительного эффекта при объединении радиотехнических (РТИ) и нерадиотехнических (НРТИ) измерителей. Это обусловлено прежде всего тем, что ошибки РТИ и НРТИ обладают статистическими характеристиками, сильно отличающимися друг от друга, что во многом определяет выигрыш от комплексирования.

Сравнение характеристик РТИ и НРТИ позволяет определить их достоинства и недостатки.

Достоинства РТИ: высокая точность измерения навигационных параметров, практически не зависящая от времени полета, и слабая зависимость функционирования для большинства диапазонов частот от метеоусловий, времени года и суток.

Недостатки: ограниченная для многих РНУ и РНС дальность действия; подверженность действию радиопомех; ограниченная пропускная способность для некоторых типов РТИ, создание благоприятных условий для работы средств радиотехнической разведки противника.

Среди достоинств НРТИ следует отметить: неограниченную дальность действия; независимость функционирования от помех для многих типов НРТИ и скрытность работы.

Недостатком НРТИ является малая для большинства систем по сравнению с РТИ точность измерения навигационных параметров, которая, как правило, ухудшается с увеличением времени полета.

4.2 Оптимальная обработка информации в комплексных системах навигации

В простейших случаях на практике комплексирование навигационных измерителей осуществляется на основе взаимной компенсации и фильтрации ошибок. Этот простой способ реализуется следующим образом. В общую систему объединяются измерители, функционирование которых, как правило, основано на различных физических принципах. Они определяют один и тот же навигационный параметр, или навигационные параметры, связанные дифференциальными зависимостями. Связь этих измерителей между собой осуществляется обычно с помощью линейных фильтров связи, которые подбираются таким образом, чтобы получить минимальные согласно выбранному критерию ошибки оценивания навигационного парамет-

ра. Примером такого объединения являются КСН, состоящие, например, из ДИСС и ИНС.

Задачу оптимальной обработки навигационных параметров можно разделить на две: задачу обнаружения сигнала в условиях воздействия помех и задачу оценки параметров сигнала.

Оптимальный комплексный обнаружитель. Общая задача синтеза оптимального обнаружителя может быть сформулирована следующим образом.

При комплексировании k обнаружителей наблюдаемый на входе каждого из них сигнал можно представить в виде

$$y_i(t) = Hs_i(t) + n_n(t) + n_{uu}(t), \quad (4.1)$$

где $H=0$ или 1 ; $s_i(t)$, $n_n(t)$, $n_{uu}(t)$ – полезный сигнал, внешняя коррелированная помеха и внутренний шум приемника соответственно; $i = 1, \dots, k$. Входные сигналы $s_i(t)$ могут быть одинаковыми или разными, например, различного диапазона электромагнитных волн. В некоторых случаях часть сигналов $s_i(t) = 0$.

Если распределения вероятностей сигналов, помех и внутренних шумов, входящих в выражение (4.1), известны, то задача обнаружения сводится к проверке простой гипотезы ($H = 1$) при альтернативной гипотезе ($H = 0$). Оптимальная процедура обнаружения векторного процесса, как известно, состоит в формировании отношения правдоподобия Λ и сравнении его с порогом h . При этом величина Λ является скалярной функцией реализации векторного случайного процесса. Порог h выбирается в соответствии с тем же критерием, что и в случае скалярного процесса $y(t)$, то есть критерием Неймана-Пирсона. При одном и том же детерминированном сигнале $s(t)$ в k каналах обнаружения и отсутствии внешних помех $n_n(t) = 0$ алгоритм комплексного обнаружителя имеет следующий вид:

$$Z = \sum_{i=1}^k \frac{1}{N_{0i}} \int_0^T y_i(t) s(t) dt \stackrel{\geq}{<} h, \quad (4.2)$$

где N_{0i} – спектральная плотность мощности внутреннего шума в i -ом канале; $s(t)$ – опорный сигнал; T – время наблюдения.

Структурная схема комплексного обнаружителя детерминированного сигнала показана на рисунке 4.1.

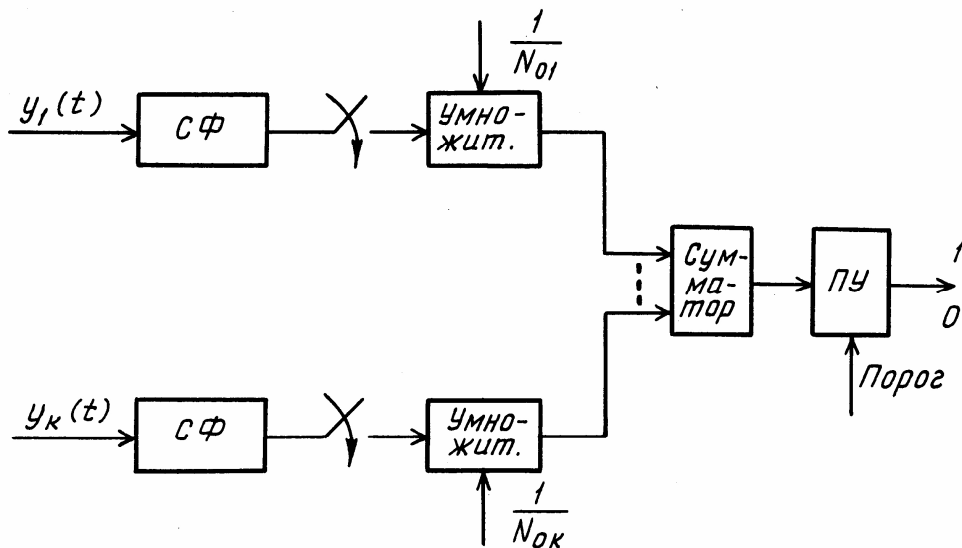


Рисунок 4.1

Выходные сигналы согласованных фильтров в момент окончания наблюдения $t = T$ суммируются с весами $1/N_{0i}$. Это означает, что при обнаружении нескольких источников навигационных сигналов роль сигналов из каналов с меньшими внутренними шумами больше, чем сигналов из каналов с большими шумами.

Математическое ожидание случайной величины Z $M\{Z|_{H=0}\} = 0$ при отсутствии сигнала и $M\{Z|_{H=1}\} = E \sum_{i=1}^{\kappa} \frac{1}{N_{0i}}$ при наличии сигнала,

где $E = \int_0^T s^2(t) dt$ - энергия сигнала.

Дисперсия случайной величины Z определяется выражением

$$D(Z|_{H=0}) = D(Z|_{H=1}) = \frac{E}{2} \sum_{i=1}^{\kappa} \frac{1}{N_{0i}}. \quad (4.3)$$

Отношение сигнал/шум по мощности на выходе линейной части комплексного обнаружителя, то есть на выходе сумматора (рисунок 4.1), определяется следующим выражением:

$$q = 2E \sum_{i=1}^{\kappa} \frac{1}{N_{0i}}. \quad (4.4)$$

При $N_{0i} = N_0$

$$q = 2E/N_0. \quad (4.5)$$

В результате комплексирования отношение сигнал/шум возросло по сравнению с отношением сигнал/шум на выходе согласованного фильтра (СФ) в одном канале в k раз.

Приведенный оптимальный комплексный обнаружитель является результатом оптимизации на этапе первичной обработки сигналов. Возможен и вариант комплексирования обнаружителей на этапе вторичной обработки. В этом случае каждый из обнаружителей решает задачу обнаружения сигнала (цели) независимо друг от друга, а комплексирование осуществляется путем совместной обработки выходных данных обнаружителей, то есть результатов их решений о наличии или отсутствии объекта (сигнала).

Оптимизация на этапе вторичной обработки также основана на критерии отношения правдоподобия. Отличие состоит в том, что наблюдения в первом случае представляют собой радиосигналы, а во втором – решения обнаружителей.

Структурная схема комплексного обнаружителя, оптимизированного на этапе вторичной обработки, показана на рисунке 4.2.

Каждый i -й обнаружитель ($i = 1, \dots, k$) в результате наблюдения на отрезке $[0, T]$ процесса $y_i(t)$ принимает решение $\delta_i = 1$ о наличии сигнала или решение $\delta_i = 0$ об его отсутствии с некоторыми вероятностями правильного обнаружения P_{noi} и ложной тревоги $P_{лmi}$. Решения $\delta_i = 1$, выносимые обнаружителями, суммируются с весами μ_i , которые зависят от величины P_{noi} и $P_{лmi}$:

$$\mu_i = \ln \left[\frac{P_{noi}(1 - P_{лmi})}{P_{лmi}(1 - P_{noi})} \right]. \quad (4.6)$$

Если эти вероятности для всех обнаружителей равны, то весовые коэффициенты μ_i равны и их можно не учитывать.

Порог h выбирается по величине вероятности ложной тревоги $P_{лтк}$, заданной для комплексного обнаружителя.

Структурная схема комплексного обнаружителя детерминированного сигнала, оптимизированного на этапе вторичной обработки, может быть получена путем представления каждого из обнаружителей в виде согласованного фильтра (коррелятора) и порогового устройства.

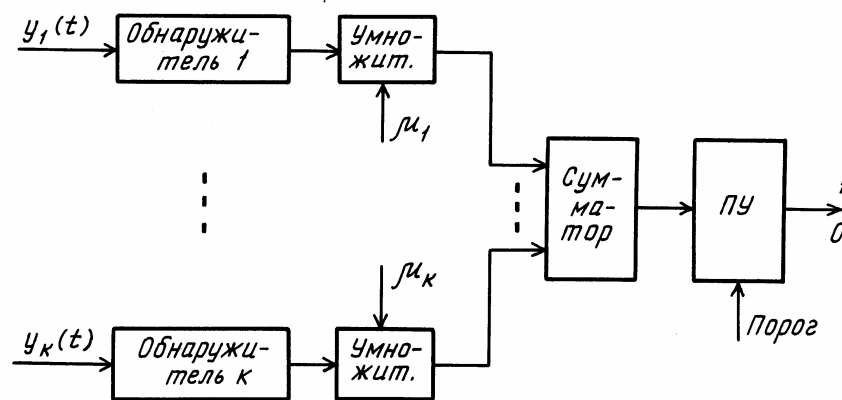


Рисунок 4.2

Оптимизация на этапе первичной обработки дает выигрыш в отношении сигнал/шум по сравнению с оптимизацией при вторичной обработке. Так, при $P_{лт} = 10^{-4}$, $P_{но} = 0,9$ и $k = 2$ выигрыш в отношении сигнал/шум составляет 1,6 дБ. С ростом числа k выигрыш увеличивается.

Оптимальные комплексные алгоритмы и устройства оценивания параметров сигнала в условиях помех. Для синтеза комплексных многоканальных устройств оценивания (измерителей) и их оптимизации применяются два основных подхода. В первом случае исходят из того, что статистические характеристики измеряемого навигационного параметра неизвестны и требуется найти структуру комплексного многоканального измерителя, который обеспечил бы отсутствие динамической ошибки, то есть был бы инвариантен к измеряемому параметру. При этом считается, что характеристики помех известны, а оптимальная структура комплексного измерителя обеспечивает минимальную флуктуационную ошибку измерителя.

Во втором случае предусматривается априорное знание статистических характеристик измеряемого навигационного параметра и сопутствующих измерению шумов (помех). При этом может быть получена структура оптимального комплексного измерителя, который обеспечивает минимальную суммарную (динамическую и флуктуационную) ошибку. Такие измерители называют неинвариантными к измеряемым параметрам, так как они рассчитаны на измерение параметров, описываемых определенными моделями.

Оптимальный инвариантный комплексный измеритель. Задача синтеза инвариантного измерителя может быть поставлена в про-

стейшем случае следующим образом. Многоканальный измеритель имеет n входов для измерения параметра x_1 . На входе с номером i имеется смесь

$$y_i = x_1 + n_i, \quad (4.7)$$

где n_i - шум (помеха) на входе измерителя i с известными математическим ожиданием и спектральной плотностью (или корреляционной функцией), $i = 1, 2, \dots, n$.

Если предполагается, что x_1 действует на входе радионавигационного следящего измерителя (например, радиовысотомера) с номером i , то шум n_i может быть получен как результат пересчета помехи с выхода дискриминатора на вход следящей системы. В том случае, когда y_i формируется безынерционным измерителем, n_i представляет собой случайную помеховую ошибку этого измерителя, причем помехи n_i и n_j при $i \neq j$ считаются независимыми.

Составляющие y_1, y_2, \dots, y_n и n_1, n_2, \dots, n_n образуют векторы измерений (наблюдений) \mathbf{y} и помех \mathbf{n} .

Система оптимальной обработки сигналов y_1, y_2, \dots, y_n определяется алгоритмом оптимальной линейной фильтрации, обеспечивающим оценку \hat{x}_1 параметра x_1 без динамической ошибки и с минимальной дисперсией D_{x_1} флуктуационной ошибки, обусловленной шумами (помехами) n_1, n_2, \dots, n_n . Структурная схема, поясняющая данную задачу, приведена на рисунке 4.3.

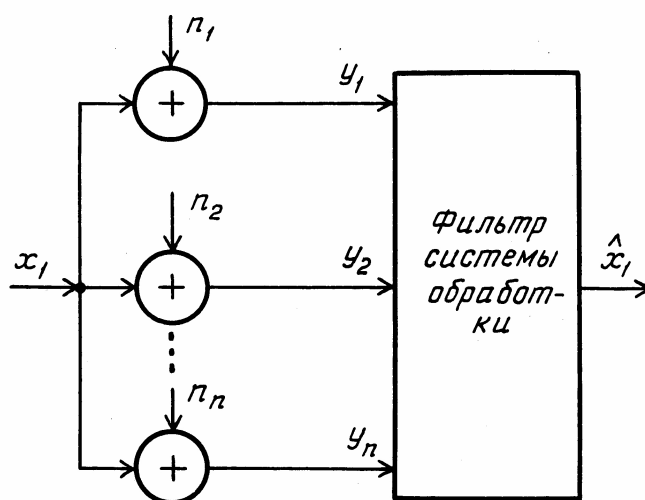


Рисунок 4.3

Решение этой задачи основывается на рекомендациях теории многомерной оптимальной линейной фильтрации. Наиболее простым оно получается в тех случаях, когда искомая система обработки относится к классу линейных стационарных систем, а помехи n_1, n_2, \dots, n_n являются стационарными случайными функциями времени и не коррелированы друг с другом. В таком случае можно считать, что каждый сигнал y_i проходит на выход через фильтр системы обработки с передаточной функцией $W_i(p)$, представленной в операторном виде.

Поэтому

$$\hat{x}_1 = \sum_{i=1}^n W_i(p) y_i = \sum_{i=1}^n W_i(p) (x_1 + n_i), \quad (4.8)$$

где $p = d/dt$ - оператор дифференцирования по времени.

Динамическая ошибка измерения x_1 равна нулю, если

$$\sum_{i=1}^n W_i(p) = 1. \quad (4.9)$$

Ошибка фильтрации Δx_1 определяется выражением

$$\Delta x_1 = x_1 - \hat{x}_1 = -\sum_{i=1}^n W_i(p) n_i. \quad (4.10)$$

Таким образом, задача синтеза оптимального комплексного инвариантного измерителя сводится к отысканию передаточных функций $W_i(p)$, которые обеспечивают минимальную флуктуационную ошибку оценки навигационного параметра и одновременно удовлетворяют равенству (4.9).

При $n = 2$ выражение (4.8) имеет вид

$$\hat{x}_1 = [W_1(p) + W_2(p)] x_1 + W_1(p) n_1 + W_2(p) n_2. \quad (4.11)$$

Динамическая ошибка измерения x_1 равна нулю, если

$$W_1(p) + W_2(p) = 1. \quad (4.12)$$

Отсюда алгоритм формирования оценки параметра x_1 в комплексном инвариантном измерителе можно представить в виде

$$\hat{x}_1 = x_1 + n_2 + W_1(p)(n_1 - n_2), \quad (4.13)$$

где n_1 и n_2 – помехи в комплексируемых измерителях. Структурная схема комплексного инвариантного измерителя дана на рисунке 4.4.

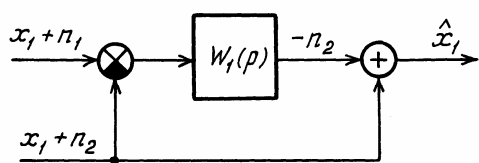


Рисунок 4.4

Данная схема называется схемой компенсации. Это объясняется тем, что в сумматоре, на который подаются сигналы $x_1 + n_2$ и n_2 , происходит частичная компенсация помехи n_2 .

Одновременно фильтр с передаточной функцией $W_1(p)$ подавляет помеху n_1 . Из рисунка 4.4 видно, что задача синтеза комплексного инвариантного относительно x_1 измерителя при $n = 2$ сводится к определению передаточной функции $W_1(p)$ фильтра, минимизирующего среднеквадратическую ошибку воспроизведения помехи n_2 при условии, что помимо помехи n_2 , которая в общем случае не является белым шумом, на фильтр воздействует помеха n_1 . Статистические характеристики случайных сигналов n_1 и n_2 при этом считаются известными.

По аналогии с выражением (4.13) можно записать

$$\hat{x}_1 = x_1 + n_1 + W_2(p)(n_2 - n_1). \quad (4.14)$$

В этом случае определению подлежит передаточная функция $W_2(p)$, обеспечивающая воспроизведение помехи n_1 с минимальной среднеквадратической ошибкой. Вопрос о том, отыскивать $W_1(p)$ или $W_2(p)$, следует решать с учетом характеристик помех n_1 и n_2 . Наиболее просто оценивается случайный процесс, сопровождаемый аддитивным белым шумом. Если помехи n_1 и n_2 – коррелированные, то нет принципиальной разницы, какую из помех, n_1 или n_2 , оценивать и компенсировать. Одним из наиболее удобных методов оптимизации передаточной функции $W_1(p)$ или $W_2(p)$ является метод калмановской фильтрации.

Оптимальный комплексный инвариантный измеритель, показанный на рисунке 4.4, может быть представлен и в виде, показанном на рисунках 4.5 и 4.6. В теории и практике комплексных измерителей схемы, изображенные на рисунке 4.5 и 4.6, принято называть схемой фильтрации и схемой с введением дополнительной информации внутрь кольца (контура) сопровождения соответственно.

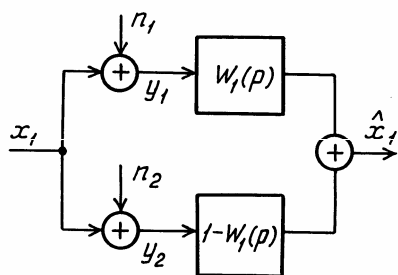


Рисунок 4.5

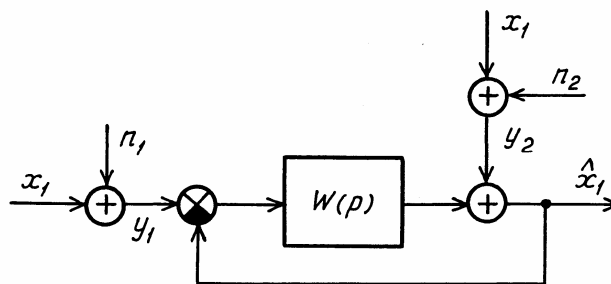


Рисунок 4.6

Измерители, реализованные по схеме, представленной на рисунке 4.6, часто называют комплексными измерителями с коррекцией. При этом сигнал коррекции y_2 , содержащий информацию о том же измеряемом параметре x_1 , что и сигнал y_1 , называется сигналом позиционной коррекции, а комплексный измеритель с таким корректирующим сигналом – следящим измерителем с позиционной коррекцией. Сигнал коррекции y_2 , содержащий информацию о скорости изменения параметра x_1 , называется сигналом скоростной коррекции, а комплексный измеритель с таким корректирующим сигналом – следящим измерителем со скоростной коррекцией. При этом схема, приведенная на рисунке 4.6, частично изменит вид.

Несмотря на различие схем линейных комплексных инвариантных измерителей, все они обеспечивают идентичные динамические свойства. Однако радиотехнические навигационные устройства и системы целесообразно комплексировать с нерадиотехническими датчиками информации по схеме ввода дополнительной информации об измеряемом параметре внутрь контура сопровождения. Это связано с тем, что при интенсивных помехах радиотехнические следящие устройства и системы, содержащие дискриминаторы с нелинейными характеристиками, нельзя считать линейными и в них возможно явление срыва сопровождения, если не принять специальных мер. Ввод корректирующего сигнала от нерадиотехнического датчика, например инерциальной системы, внутрь кольца слежения по дальности (высоте) или путевой скорости как раз является одной из таких эффективных мер, обеспечивающих повышение помехоустойчивости радионавигационных систем.

Оптимальный неинвариантный комплексный измеритель. Оптимальный неинвариантный комплексный измеритель, минимизирующий суммарную динамическую и флуктуационную среднеквад-

ратические ошибки при наличии априорных знаний о статистических характеристиках оцениваемого параметра x_1 , может быть синтезирован на основе теории оптимальной фильтрации или теории оптимального управления.

Алгоритмы фильтрации параметра x_1 , полученные с помощью рекомендаций указанных теорий, обеспечивают минимальную среднеквадратическую суммарную ошибку оценивания процесса изменения параметра x_1 . В отличие от инвариантного комплексного измерителя неинвариантный измеритель имеет отличную от нуля динамическую ошибку.

Важным является тот факт, что оптимальный неинвариантный комплексный измеритель может быть синтезирован только в том случае, когда заранее известны статистические характеристики оцениваемых параметров.

При комплексировании двух измерителей параметра x_1 , поведение которого характеризуется уравнением состояния:

$$\frac{dx_1}{dt} = 0, \quad (4.15)$$

а наблюдаемые сигналы y_1 и y_2 имеют вид

$$y_1 = x_1 + n_1, \quad y_2 = x_1 + n_2, \quad (4.16)$$

уравнение оценки параметра x_1 в оптимальном комплексном измерителе можно представить в виде

$$\dot{\hat{x}}_1 = D(t) \left[\frac{2}{N_1} (y_1 - \hat{x}_1) + \frac{2}{N_2} (y_2 - \hat{x}_1) \right], \quad (4.17)$$

где N_1, N_2 – односторонние спектральные плотности шумов n_1 и n_2 ; $D(t)$ – дисперсия ошибок фильтрации.

Структурная схема такого измерителя приведена на рисунке 4.7. Двухканальная комплексная обработка в соответствии с полученным алгоритмом обеспечивает и повышение точности оценки параметра x_1 , и повышение устойчивости работы следящего измерителя в условиях помех за счет взаимной коррекции.

Сравнение инвариантных и неинвариантных комплексных измерителей показывает, что в общем случае ошибки оценивания навигационного параметра x_1 такими измерителями различны. Суммарная среднеквадратическая ошибка неинвариантного измерителя меньше

среднеквадратической флуктуационной ошибки инвариантного комплексного измерителя. Чем меньше априорных сведений о процессе x_1 , тем ближе друг к другу структура и параметры инвариантного и неинвариантного измерителей.

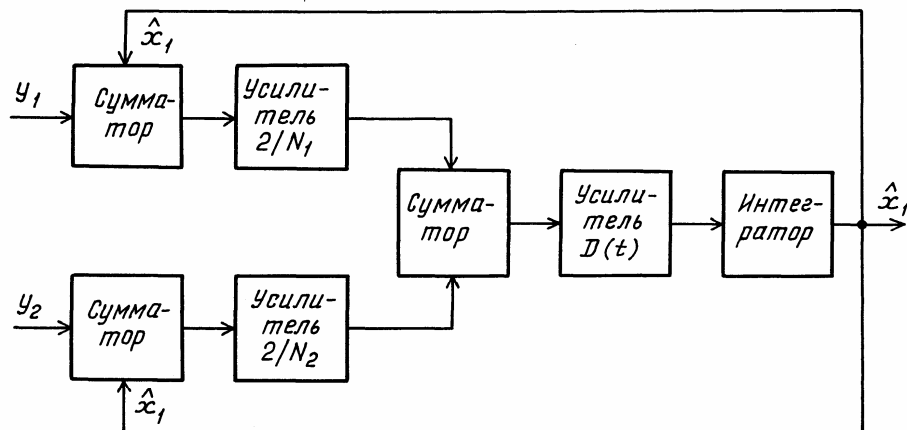


Рисунок 4.7

Решая конкретную задачу по созданию комплексного измерителя, необходимо выбрать схему неинвариантного комплексного измерителя лишь при условии, что она имеет заметные преимущества перед схемой инвариантного измерителя при всех возможных отклонениях статистических характеристик измеряемого навигационного параметра x_1 от расчетных значений.

4.3 Реализация методов комплексирования в бортовых пилотажно-навигационных комплексах

Одним из наиболее простых и распространенных способов комплексирования радионавигационного оборудования с другими элементами пилотажно-навигационного оборудования является радиокоррекция численных координат ВС.

Погрешности счисления в полете со временем возрастают, поэтому возникает необходимость коррекции, т. е. исправления численных координат по данным, получаемым от навигационных измерителей, позволяющих непосредственно получить достаточно точную информацию о координатах ВС. Такими измерителями являются радионавигационные системы. В общем случае наряду с коррекцией численных координат может также осуществляться коррекция скорости ВС. Известны два метода коррекции численных коорди-

нат и скорости, получившие названия коррекции замещением и статистической коррекции.

При коррекции замещением производится простая замена данных о численных координатах данными о координатах ВС, получаемыми от источника информации, который считается более точным. При этом оценка точности скорректированных данных о координатах ВС не производится. Предполагается, что точность координат ВС после коррекции равна точности корректирующей РНС, которая характеризуется значениями систематической и случайной погрешности одиночного измерения.

Достоинство метода коррекции замещением — простота. Недостаток его заключается в том, что в процессе коррекции совершенно не используются данные о численных координатах и о точности счисления. В ряде случаев это оправданно, однако полное пренебрежение этими данными допустимо лишь в условиях, когда точность корректирующих средств намного выше точности счисления. Между тем на практике часто встречаются ситуации, когда это условие выполняется не в полной мере или не выполняется вообще. Например, может оказаться, что радионавигационная система, давая возможность точно определять одну линию положения, не позволяет столь же точно определять вторую линию положения. Иногда встречаются ситуации, когда в одной части рабочей области РНС точность измерений достаточно высока, а в другой ее части она заметно ниже и соизмерима с точностью счисления. Соизмеримые значения могут иметь погрешности счисления и погрешности корректирующих средств при малом значении интервалов коррекции. В упомянутых случаях метод коррекции замещением данных не обеспечивает высокой точности коррекции и не позволяет полностью использовать имеющуюся навигационную информацию.

Статистическая коррекция лишена всех упомянутых недостатков коррекции замещением и обеспечивает полное и эффективное использование всей навигационной информации. Методы статистической коррекции пригодны для использования при любых соотношениях точностных свойств РНС и средств счисления и в общем случае позволяют получать точность более высокую, чем точность РНС и средств счисления, рассматриваемых изолированно друг от друга. Поэтому коррекция замещением представляет собой частный случай статистической коррекции в условиях, когда погрешности счисления значительно превышают погрешности РНС.

Важным достоинством методов статистической коррекции является оценка точности результата коррекции, что позволяет получить представление об эффективности коррекции и выработать правильную стратегию действий экипажу. Недостаток статистических методов коррекции — их относительная сложность и трудность практической реализации.

Радиотехнические навигационные измерители позволяют в пределах своих рабочих областей определять координаты местоположения ВС с высокой точностью. Однако система координат РТИ, в которой решается эта задача, не совпадает с системой координат, в которой ведется счисление пути.

Для коррекции счисленных координат самолета сигналы бортовой аппаратуры РСБН или РСДН подаются в форме текущих азимутально-дальномерных или гиперболических координат самолета соответственно (которые для обобщения назовем измерительной системой координат РТИ).

Непосредственное преобразование координат измерительной системы РТИ в ортодромические координаты представляет достаточно объемную задачу. Поэтому непосредственное решение этой задачи с помощью БЦВМ значительно усложнило бы программу и увеличило необходимое машинное время.

Поэтому коррекция текущих координат ВС по данным РТИ, как правило, осуществляется методом «координатных поправок к опорным точкам» (методом опорных точек).

При методе координатных поправок по данным РСБН (РСДН) непосредственно определяются не ортодромические координаты, а координатные поправки к счисленным текущим ортодромическим координатам.

С этой целью в БЦВМ для каждой счисленной опорной точки вычисляются опорные координаты ВС в измерительной системе координат (угломерно-дальномерной для РСБН и гиперболической для РСДН), а также коэффициенты, выражающие связь измерительной и ортодромической систем координат.

Для обеспечения заданной точности определения координат ВС выбирается соответствующий период коррекции, при котором рассогласование между счисленными в процессе полета и измеренными РТИ координатами, а следовательно, и поправки, будут сравнительно невелики.

Комплексные системы ближней навигации (КСБН) включают в себя радиотехнические каналы измерения азимута и дальности и взаимодействуют с автономными системами: системой воздушных сигналов (СВС) и системой курса и вертикали (СКВ). Более того, ПНК взаимодействует и с бортовым приемоиндикатором РСДН типа А-723. Информация от радиотехнических каналов используется для радиокоррекции координат, счисленных от автономных систем. Радиокоррекция в КСБН, как и ПНК, осуществляется тоже методом координатных поправок к опорным точкам. В качестве опорной точки здесь используются ортодромические координаты $x(t)$, $y(t)$, полученные в результате автономного счисления к текущему моменту очередного цикла коррекции, а поправки к ним являются функциями разности координат, измеренных РТИ, и счисленных координат, пересчитанных в измерительную систему координат РТИ. Такой метод коррекции упрощает алгоритм коррекции при сохранении его высокой точности. Рассмотрим радиокоррекцию счисленных координат по данным азимутально-дальномерного канала КСБН. В радиотехнических системах ближней навигации автономное счисление ортодромических координат x_A и y_A обычно осуществляется по значениям воздушной скорости V (от СВС) и ортодромического курса Ψ_0 (с учетом информации от СКВ) в соответствии с формулами:

$$x_A = x_0 + \int_0^t V_x dt \quad \text{и} \quad y_A = y_0 + \int_0^t V_y \sec \frac{x_A}{R} dt,$$

где x_0 и y_0 — координаты точки вылета, R — радиус Земли. Счисленные координаты x_A и y_A пересчитываются в автономно определенные дальность D_A и азимут Θ_A (т.е. в измерительную систему координат РСБН):

$$D_A = \sqrt{(x_M - x_A)^2 + (y_M - y_A)^2};$$

$$\Theta_A = \arcsin \frac{y_M - y_A}{D_A} + \Delta,$$

где x_M и y_M — координаты радиомаяка РСБН; Δ — угол сходимости меридианов.

Результаты радиотехнического измерения дальности D_p и азимута Θ_p сравниваются с D_A , Θ_A и определяются рассогласования (ошибки счисления):

$$\Delta D = D_A - D_P;$$

$$\Delta \Theta = \Theta_A - \Theta_P,$$

которые далее пересчитываются в поправки к ортодромическим координатам Δx , Δy :

$$\Delta x = \Delta D \cos \Theta_A - D_A \Delta \Theta \sin \Theta_A;$$

$$\Delta y = \Delta D \sin \Theta_A + D_A \Delta \Theta \cos \Theta_A.$$

Скорректированные значения координат равны:

$$x_{AK} = x_A + \Delta x;$$

$$y_{AK} = y_A + \Delta y.$$

На очередном цикле коррекции все процедуры повторяются с учетом новых значений x_A , y_A и D_P , Θ_P .

Другим примером комплексирования РТИ и НРТИ являются воздушно-доплеровские КНС. При объединении воздушных и доплеровских систем счисления пути в единую комплексную систему учитывают следующие их особенности. Системы воздушного счисления пути являются непрерывно действующими и автономными навигационными системами. Однако им свойствен недостаток: счисление пути производится относительно воздушной среды и в ней непосредственно не учитывается скорость ветра. Доплеровские системы счисления пути учитывают скорость ветра, однако работу этих систем желательно сделать прерывистой, так как при некоторых условиях работы ДИСС демаскирует ВС или в значительной мере снижает точность измерений (например, в условиях действия организованных или естественных радиопомех, полета над гладкой поверхностью воды, при больших углах крена и тангажа).

Объединение воздушной и доплеровских систем счисления пути в единую комплексную систему позволяет выделить и сохранить положительные качества этих систем (автономность, непрерывность работы, счисление пути относительно поверхности земли) и устранить недостатки, присущие этим измерениям в отдельности. В частности, в объединенной системе ДИСС может работать в дискретном режиме, выключаясь на некоторое время при неблагоприятных условиях. Счисление пути в это время осуществляется с использованием воздушной скорости и скорости ветра, зафиксированной в запоминающем устройстве.

Структурная схема воздушно-доплеровской системы счисления пути, входящей, например, в состав типовой КСДН, представлена на рисунке 4.8.

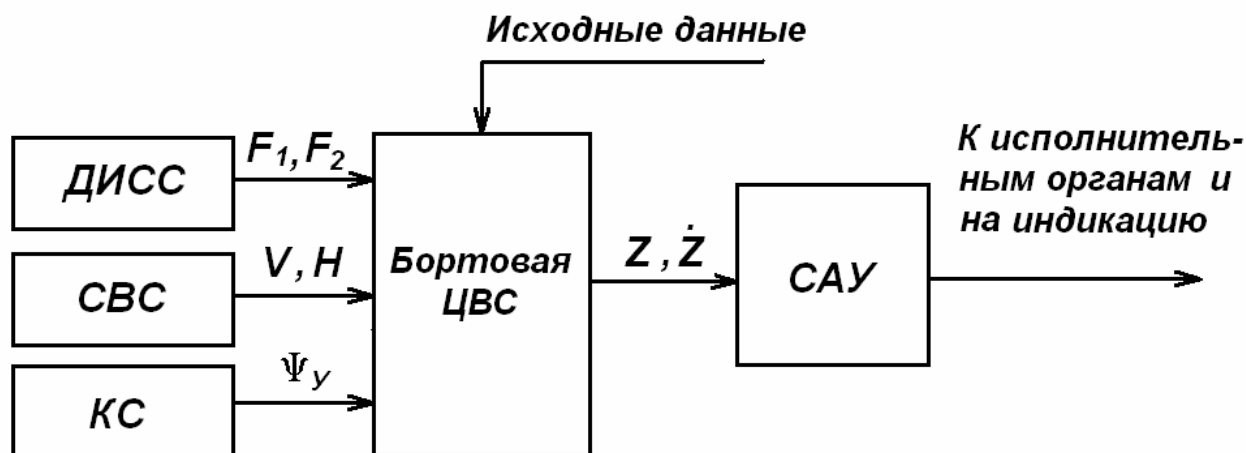


Рисунок 4.8 - Структурная схема воздушно-доплеровской системы

Счисление пути в рассматриваемой КНС осуществляется в частной ортодромической системе координат O_1XZ путем интегрирования в бортовой цифровой вычислительной системе (ЦВС) составляющих путевой скорости по осям O_1X и O_1Z (рисунок 4.9). На рисунке 4.9 обозначено: O_1N — направление географического меридиана; O — центр масс самолета; W — скорость ветра; α — угол сноса; ψ — путевой угол; V_{Π} и V — путевая и воздушная скорости ВС соответственно.

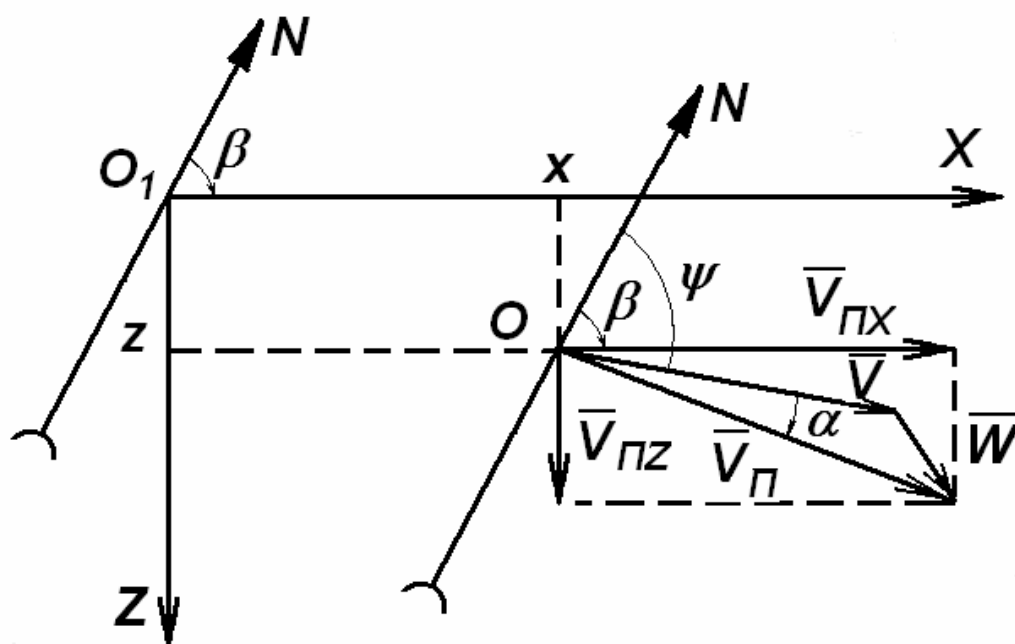


Рисунок 4.9 – Частная ортодромическая система координат

Для определения координат местоположения ВС x и z в бортовую ЦВС непрерывно поступает информация о курсе самолета ψ от курсовой системы КС, о воздушной скорости V и текущей высоте H от системы воздушных сигналов (СВС), а также информация о путевой скорости V_{Π} и угле сноса α , заключенная в частотах следования импульсных последовательностей, поступающих в ЦВС с доплеровского измерителя. Например, при применении ДИСС Ш013 — это три последовательности с частотами $F1, F2, F3$.

Для вывода самолета в заданную точку в рассматриваемой воздушно-доплеровской КНС используется маршрутный способ. В бортовой ЦВС рассчитываются боковое отклонение от линии заданного пути Z и скорость его изменения \dot{Z} , данные о которых поступают в САУ. Управление ВС производится по координате Z за счет выдерживания соотношений $Z=0$ и $\dot{Z}=0$, что обеспечивает полет по линии заданного пути.

В основном режиме счисления пути текущие координаты местоположения самолета определяются по данным ДИСС и курсовой системы. При отказе ДИСС вычисление составляющих путевой скорости производится по данным воздушной скорости и запомненным в ЦВС значениям скорости ветра W . Текущие координаты местоположения самолета на основании данных от ДИСС и КС определяются по формулам:

$$x = x_0 + \int_0^t V_{\Pi X} dt; \quad z = z_0 + \int_0^t V_{\Pi Z} dt,$$

где $V_{\Pi X} = V_{\Pi} \cos(\psi - \beta + \alpha)$, $V_{\Pi Z} = V_{\Pi} \sin(\psi - \beta + \alpha)$; x_0 и z_0 - начальные значения координат.

Рассмотренная воздушно-доплеровская КНС является одной из применяющихся на практике разновидностей комплексных систем. Однако таким системам свойствен существенный недостаток, состоящий в том, что в них наличие погрешностей в измерении исходных навигационных параметров приводит к накапливающимся во времени погрешностям определения координат местоположения ВС. Для обеспечения требуемой точности определения текущих координат местоположения ВС в воздушно-доплеровских КНС предусмотрен режим коррекции координат. В качестве высокоточных корректоров в настоящее время наиболее широко в воздушно-доплеровских КНС используются входящие в их состав радиотехнические системы ближней навигации и разностно-дальномерные системы дальней радионавигации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Авиационные** радионавигационные устройства и системы/ Под ред. М.С. Ярлыкова.- М.: ВВИА, 1980. – 384 с.
2. **Бабай, Г.А.** Радиоэлектронное оборудование самолетов/ Г.А. Бабай, М.П. Бобнев, С.К. Захаренко и др. Под ред. Г.А. Бабая.- М.: ВВИА, 1971.- 322 с.
3. **Белавин, О.В.** Основы радионавигации: Учеб. пособие для вузов.- М.: Сов. радио, 1977.- 320 с.
4. **Ярлыков, М.С.** Статистическая теория радионавигации.- М.: Радио и связь, 1985.- 344 с.
5. **Экстремальная** радионавигация./ Под ред. Р.И. Полонникова и В.П. Тарасенко.- М.: Наука, 1978.-280 с.
6. **Макаров, К.В.** Радионавигационные системы аэропортов/ К.В. Макаров, В.В. Червецов, И.Ф. Шешин, В.А. Волынец.- М.: Транспорт, 1978.- 336 с.
7. **Черный, М.А.** Самолетовождение/ М.А. Черный, В.И. Кораблин.- М.: Транспорт, 1973.- 368 с.
8. **Беляевский, Л.С.** Основы радионавигации: Учебник для вузов гражд. авиации/ Л.С. Беляевский, В.С. Новиков, П.В. Олянюк. – М.: Транспорт, 1982. - 288 с.
9. **Молоканов, Г.Ф.** Основы навигации. /Г.Ф. Молоканов, В.Д. Тимофеев. Монино: ВВА, 1968.- 363 с.
10. **Селезнев, В.П.** Навигационные устройства: Учебное пособие. М.: Машиностроение, 1974. – 600 с.
11. **Радиотехнические** системы: Учеб. для вузов по специальности «Радиотехника»/ Ю.П. Гришин, В.П. Ипатов, Ю.М. Казаринов. ; Под ред. Ю.М. Казаринова.- М.: Высш. шк., 1990.- 496 с.
12. **Рябцов, А.Л.** Самолетная аппаратура дальней навигации А-720: Учебное пособие. – М.: ВВИА, 1985. -57 с.
13. **Комин, Г.М.** Бортовое оборудование импульсно-фазовой радиотехнической системы дальней навигации/ Г.М. Комин, А.Ю. Троицкий.; Под ред. Г.М. Комина. Рига: РВВАИУ, 1984. -87с.
14. **Жданюк, Б.Ф.** Основы статистической обработки траекторных измерений.- М.: Сов. радио , 1978.- 384 с.
15. **Сиверс, А.П.** Основы космической радиоэлектроники.- М.: Сов. радио, 1969.- 312 с.

16. **Борисов, И.А.** Бортовое оборудование радиотехнической системы ближней навигации и посадки «Радикал-НП». / И.А. Борисов, В.Ф. Гусаров, С.Б. Тимошин, В.П. Коваленко - Ставрополь: СВАИУ, 1997, с
17. Спутниковая радионавигация. ОНЧ-радионавигационные системы\ [http\\www.krugosvet.ru.articles](http://www.krugosvet.ru/articles)
18. **Бабич, О.А.** Обработка информации в навигационных комплексах. - М.: Машиностроение, 1991
19. **Алгоритмы** обработки информации инерциально-спутниковой системы навигации и управления летательным аппаратом. Электронный журнал. Инженерное образование. №10, 2004. [http\\www.techno.edu.ru](http://www.techno.edu.ru)
20. **Карасев, В.В.** Современные спутниковые радионавигационные системы./Учеб. пособие.- Владивосток: ДГТРУ, 2006.- 54 с.
21. **Кудрявцев, И.В.** Бортовые устройства спутниковой радионавигации. – М.: Транспорт, 1998.