

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования
УЛЬЯНОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

В. Н. Шивринский

*БОРТОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ
КОМПЛЕКСЫ НАВИГАЦИИ И
САМОЛЁТОВОЖДЕНИЯ*

Конспект лекций

Ульяновск
2010

УДК 629.7.05 (075)

ББК 32я7

Ш 55

Рецензент профессор кафедры «Вычислительная техника» факультета информационных систем и технологий Ульяновского государственного технического университета доктор технических наук В. Н. Негода

*Одобрено секцией методических пособий
научно-методического совета университета*

Шивринский, В. Н.

Ш 55 Бортовые вычислительные комплексы навигации и самолётотвождения : конспект лекций / В. Н. Шивринский. – Ульяновск : УлГТУ, 2010. – 148 с.

Данное пособие знакомит студентов с устройством различных навигационных систем, основами теории и принципами их построения и применения.

Представленный материал может быть полезен также студентам при выполнении лабораторных работ, дипломном проектировании, учебных научных исследованиях.

Конспект лекций разработан в соответствии с учебным планом и программой подготовки инженеров по специальности 20010365 – Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы.

Работа выполнена на кафедре измерительно-вычислительных комплексов.

УДК 629.7.05 (075)

ББК 32я7

© В. Н. Шивринский, 2010

© Оформление УлГТУ, 2010

Предисловие

Конспект лекций составлен на основе одноимённого курса, читаемого автором. Лекции подготовлены по материалам, изложенным в литературе [1÷21]. Учебным планом по дисциплине предусмотрено 68 часов аудиторных занятий, из них лекции – 52 часа, лабораторные работы – 16 часов, 52 часа для самостоятельной работы, экзамен в девятом семестре.

Предполагается, что студенты знакомы с теоретическими основами и средствами измерительной, вычислительной техники, языками программирования, теорией автоматического управления, цифровыми и аналоговыми электронными устройствами, авиационными приборами и измерительно-вычислительными комплексами.

Методические указания предназначены студентам для глубокой самостоятельной проработки, а также преподавателям, ведущим занятия по аналогичным дисциплинам.

Введение

Навигация используется для получения информации о местонахождении и особенностях движения организмов или механических объектов относительно окружающего материального мира. В процессе эволюционного развития человек развивал свои навигационные способности в зависимости от потребностей повседневной жизни. Особенно сложные задачи навигации возникали при движении в безориентирной местности и при вождении кораблей в морских просторах.

Постепенно накапливался опыт судовождения, который и получил название навигации (от латинского *navigato* – мореплавание, *navis* – корабль). В современных условиях человек использует навигацию для вождения объектов, движущихся под водой, на воде, по суше, в воздухе и космическом пространстве.

Для осуществления навигации необходимо располагать определёнными средствами получения первичной информации, устройствами для её обработки, некоторым объёмом памяти, достаточным запасом сведений об окружающем пространстве и о методах выполнения навигационных измерений. Суть навигационного процесса заключается в том, что с помощью

приборов первичной информации измеряются различные физические параметры, зависящие от положения и движения относительно внешних предметов или физических полей. Устройства для обработки информации на основании полученных данных определяют навигационные элементы, характеризующие скорость и координаты местонахождения объекта относительно принятой системы отсчёта.

Измеренные навигационные параметры сравниваются с намеченной программой движения. Всякие отклонения от программы преобразовываются в сигналы команд на систему управления движением объекта. Благодаря этому объект может двигаться по заданной траектории с небольшими отклонениями от неё.

Для осуществления управляемого полёта на борту летательного аппарата (ЛА) необходимо иметь навигационные устройства, определяющие такие навигационные элементы, как координаты места, значение и направление вектора скорости полёта в избранной системе координат, направление на цель, расстояние и длительность полёта до неё. Эта информация содержит минимальное количество элементов, необходимых для проведения ЛА по заданной траектории в назначенное время.

Во многих случаях для управляемого полёта нужно иметь значительно больший объём навигационной информации, включающей дополнительно сведения о форме Земли, о её магнитном и гравитационном полях, данные о среде, в которой происходит полёт (в атмосфере Земли – скорость и направление ветра, температура и давление воздуха и т. п.), об условиях видимости Земли, воздушных целей, небесных светил, о наличии искусственных и естественных помех работе навигационных устройств.

Воздушная и космическая навигация – наука о методах и технических средствах, обеспечивающих вождение летательных аппаратов из одной точки пространства в другую по траекториям, обусловленным характером задачи и временем её выполнения, а также условиями и обстановкой полёта.

Основой успешного самолётования является комплексное применение технических средств, когда используется информация не одного ка-

кого-либо средства, а нескольких. При этом результаты навигационных измерений, полученные с помощью одних средств, уточняются с помощью других. Экипаж должен выбирать такое сочетание навигационных устройств, которое в данной обстановке обеспечит наибольшую точность и надёжность самолётования. Для правильного решения вопросов комплексного применения технических средств самолётования необходимо знание принципов работы этих устройств, их возможностей и способов использования для решения различных навигационных задач.

На рис. 1 приведена структура субкомплекса, на основе которой могут строиться отдельные навигационные устройства и приборы первичной информации летательных аппаратов. Наличие сопряжения с внешними стандартными интерфейсами позволяет объединять такие приборы в сложные информационные системы.



Рис. 1. Обобщённая структура субкомплекса

Курс «Бортовые вычислительные комплексы навигации и самолёто-вождения» посвящен изучению теории, принципов построения, устройства, методов расчёта и особенностей применения различных навигационных систем летательных аппаратов, имеющих в своем составе электронные вычислительные средства.

Глава 1. Теоретические основы навигации

Геонавигационная информация

Форма Земли. В настоящее время при решении навигационных задач, не требующих высокой точности, Землю принимают за шар радиусом 6371 км с длиной окружности экватора 40030 км. Для более точных навигационных измерений форму Земли приближённо представляют как сплюснутый сфEROид. Точное математическое описание формы Земли с практической точки зрения неудобно.

В практике картографирования и навигации применяются различные модели Земли. В США используется эллипсоид Кларка, в европейских странах – эллипсоид Бесселя. В России за модель Земли принят эллипсоид Красовского (рис. 1.1) со следующими размерами: большая полуось (экваториальный радиус) $a = 6378245$ м, малая полуось (полярный радиус) $b = 6356863$ м, эллиптичность (сжатие) $c = (a-b)/a = 0,00335233$.

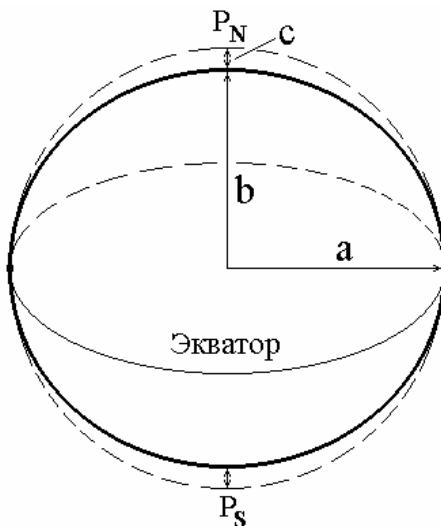


Рис. 1.1. Эллипсоид Красовского

Для такой модели длина окружности экватора составляет 40076 км. Сжатие Земли у полюсов незначительное. Поэтому для упрощённого ре-

шения многих задач самолётования Землю принимают за шар, равновеликий по объёму эллипсоиду Красовского. Возникающие при этом ошибки не превышают $\pm 0,5\%$ в определении расстояний и $+12'$ в определении углов.

Движение Земли. Земля совершает суточное вращение относительно инерциального пространства с угловой скоростью 15° в час. Земля совершает годовое движение вокруг Солнца по эллиптической орбите. Полный оборот вокруг Солнца происходит в течение звёздного года продолжительностью 365,25636 суток.

Плоскость земного экватора наклонена к плоскости орбиты на угол $23^\circ 27'$. Земля представляет собой гигантский гироскоп, ось которого медленно прецессирует в инерциальном пространстве. Земная ось движется по образующей конуса в западную сторону. Угол, составляемый образующей конуса с перпендикуляром к плоскости орбиты, равен $23^\circ 27'$.

Период обращения земной оси по конусу прецессии составляет около 25800 лет. Кроме прецессии наблюдаются нутационные колебания оси вращения Земли с амплитудой $7 \div 9''$ и периодом 18,6 года.

Земля вместе с Солнечной системой совершает спиралевидное движение в пределах Галактики, производя один оборот вокруг центра Галактики за 180 миллионов лет с тангенциальной скоростью около 250 км/сек.

Основные географические точки, линии и круги на земном шаре. Земля непрерывно вращается в направлении с запада на восток. Линия, проходящая через центр Земли и вокруг которой происходит это вращение, называется осью вращения Земли (рис. 1.2).

Эта ось пересекается с поверхностью Земли в двух точках, которые называются географическими полюсами: северным (P_N) и южным (P_S). Северным называется тот полюс, в котором (если смотреть на рис. 1.2 сверху) вращение Земли направлено против хода часовой стрелки.

Через любую точку на земном шаре можно провести бесчисленное множество больших и малых кругов. 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.



Рис. 1.2. Точки, линии и круги на земном шаре

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 меридиана. Начальный меридиан делит земной шар на восточное и западное полушария.

Плоскость экватора и плоскость начального меридиана являются основными плоскостями, от которых производится отсчёт географических координат. Географические координаты – это угловые величины, определяющие положение данной точки на поверхности земного эллипсоида (рис. 1.3).

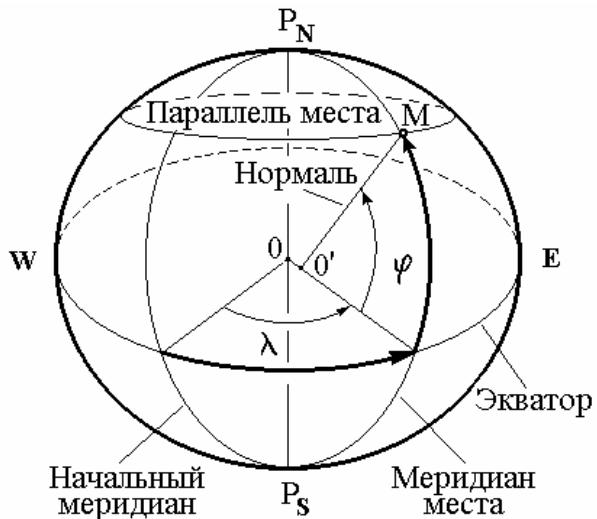


Рис. 1.3. Географические координаты

Географической широтой ϕ называется угол между плоскостью экватора и направлением нормали к поверхности эллипсоида в данной точке (или длина дуги меридiana, выраженная в градусах, между экватором и параллелью данной точки). Широта измеряется от экватора к северу и югу от 0 до 90° . Северная широта считается положительной, а южная – отрицательной.

Географической долготой λ называется двугранный угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана данной точки **M** (или длина дуги экватора, выраженная в градусах, между начальным меридианом и меридианом данной точки). Долгота измеряется в градусах. Отсчёт ведется от начального меридиана к востоку (E) и западу (W) от 0 до 180° . Долгота, отсчитываемая на восток, называется восточной и считается положительной. Долгота, отсчитываемая на запад, называется западной и считается отрицательной.

Для упрощения решения некоторых навигационных задач Землю принимают за шар и пользуются геосферическими координатами. Геосферическая широта измеряется углом между плоскостью экватора и направлением на данную точку из центра земного шара. Опытным путем установлено, что разность между географической и геосферической широтой не превышает $11'33''$. Геосферическая долгота определяется тем же углом, что и географическая. Долгота места может измеряться и в единицах врем-

мени (часах, минутах и секундах), 1 ч соответствует долготе 15° . При этом долгота отсчитывается от начального меридиана к востоку и западу от 0 до 12 ч.

Длина дуги меридиана, экватора и параллели. Зная радиус Земли, можно рассчитать длину меридиана и экватора:

$$S = 2\pi R = 2 \cdot 3,141593 \cdot 6371 = 40030 \text{ км.} \quad (1.1)$$

Для приближённых расчётов можно принять $S = 40000$ км.

Длина дуги большого круга в 1 градус определится как

$$1^\circ_{\text{дуги}} = S/360 = 40030/360 = 111,2 \text{ км.}$$

Длина дуги параллели $l_{\text{пар}}$ определяется по формуле:

$$l_{\text{пар}} = l_{\text{экв}} \cdot \cos\varphi, \quad (1.2)$$

здесь $l_{\text{экв}}$ – длина дуги экватора с заданной разностью долгот; φ – широта параллели.

В самолётовождении основными единицами измерения расстояний являются километр и метр. В некоторых случаях в качестве единицы измерения расстояния применяется морская миля (1852 м), английская статусная миля (1600 м), фут (0,3048 м).

Направления на земной поверхности. В самолётовождении для определения направления введены специальные обозначения, носящие названия азимута и путевого угла. Азимутом, или пеленгом ориентира, называется угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через данную точку, и направлением на наблюдаемый ориентир (рис. 1.4, *a*). Азимут ориентира отсчитывается от северного направления меридиана до направления на ориентир по часовой стрелке от 0 до 360° .

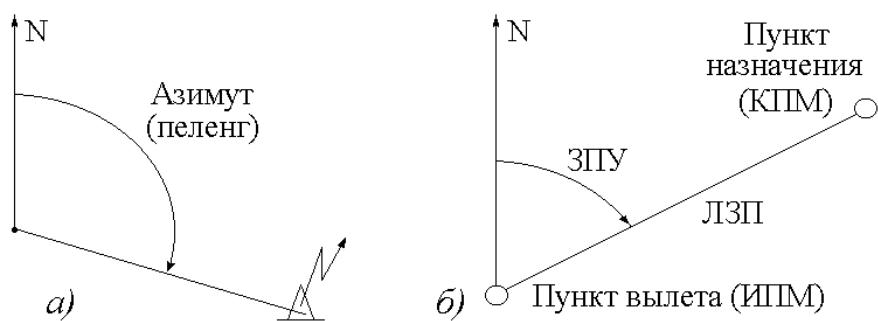


Рис. 1.4. Направления на земной поверхности:
a) – азимут (пеленг) ориентира; *б*) – заданный путевой угол (ЗПУ)

При подготовке к полёту заданные пункты маршрута соединяют на карте линией, которая называется линией заданного пути (ЛЗП). Чтобы выполнить полёт по ЛЗП, необходимо знать её путевой угол.

Заданным путевым углом (ЗПУ) называется угол, заключенный между северным направлением меридиана и линией заданного пути (рис. 1.4, б). Он отсчитывается от северного направления меридиана до направления линии заданного пути по часовой стрелке от 0 до 360° .

Ортодромия и локсадромия. Путь самолёта между двумя заданными точками на карте может быть проложен по ортодромии или локсадромии. Ортодромией называется дуга большого круга, являющаяся кратчайшим расстоянием между двумя точками А и В на поверхности земного шара (рис. 1.5). Ортодромия пересекает меридианы под различными (не равными между собой) углами вследствие схождения меридианов у полюсов. Экватор и меридианы являются частными случаями ортодромии.

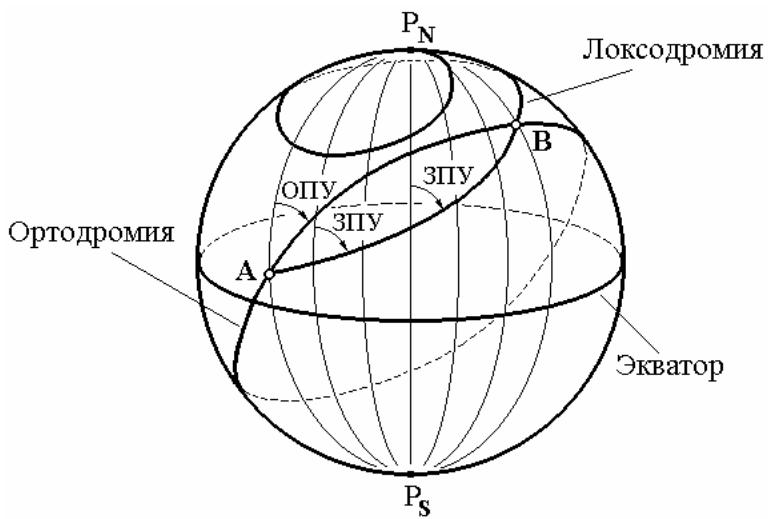


Рис. 1.5. Ортодромия и локсадромия

Через две точки на земной поверхности (расположенными не на противоположных концах одного диаметра Земли) можно провести только одну ортодромию. Условились путь самолёта по ортодромии называть ортодромическим, а направление полёта по ортодромии указывать ортодромическим путевым углом (ОПУ), заключенным между северным направлением меридиана и линией заданного пути в начальной точке ортодромии. Полёт по ортодромии с помощью магнитного компаса выполнять нельзя, так как в этом случае необходимо было бы изменять направление

полёта самолёта от меридиана к меридиану, что осуществить практически невозможно. Поэтому такой полёт выполняется с помощью специальных курсовых приборов – гирополукомпаса или курсовой системы.

В качестве исходных данных для математического расчёта ОПУ и длины ортодромии служат географические координаты её исходного и конечного пунктов (точки **A** и **B** на рис. 1.5). Эти координаты определяются с точностью до минуты по соответствующим справочникам. Длина пути по ортодромии $S_{\text{орт}}$ (в градусах дуги) рассчитывается по формуле

$$\cos S_{\text{орт}} = \sin \varphi_1 \cdot \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 \cdot \cos \varphi_2 \cdot \cos(\lambda_2 - \lambda_1), \quad (1.3)$$

здесь 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 (1.3) результат выразить в минутах дуги и умножить на 1,852 км. Ортодромический путевой угол (направление ортодромии в исходной точке маршрута) рассчитывается по формуле

$$\operatorname{ctg} \alpha = \cos \varphi_1 + \operatorname{tg} \varphi_2 \cdot \operatorname{cosec}(\lambda_2 - \lambda_1) - \sin \varphi_1 \cdot \operatorname{ctg}(\lambda_2 - \lambda_1), \quad (1.4)$$

здесь α – ортодромический путевой угол.

Полёт 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 самолёта 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 (рис. 1.5). Путь по локсодромии всегда длиннее пути по ортодромии. Только в частных случаях, когда полёт происходит по меридиану или по экватору, длина пути по локсодромии и ортодромии будет одинаковой. Если пункты перелёта не очень удалены друг от друга, то разность пути по ортодромии и локсодромии незначительна. Разность

также мала и при больших расстояниях полёта, если маршрут проходит под углом не более 20° к меридиану. При больших расстояниях между пунктами перелёта и, особенно при направлении маршрута, близком к 90° или 270° , разность между расстояниями по ортодромии и локсадромии достигает больших значений.

Системы земных координат. Основными навигационными системами координат являются географическая, ортодромическая, прямоугольная и полярная. *Географическая система координат* рассмотрена выше. Она является частным случаем сферической, когда полюсы системы совпадают с географическими полюсами земного эллипсоида.

Ортодромическая система координат также является сферической системой, но с произвольным расположением полюсов. Она применяется в качестве основной системы координат в автоматических навигационных устройствах. В этой системе за основные оси координат приняты две ортодромии, что и определило её название. Ортодромия, совмещенная с линией заданного пути (или с осью маршрута), называется главной и принимается за ось **Y**. Она является как бы условным экватором.

Другая ортодромия, перпендикулярная главной, проводится через точку начала отсчёта координат и принимается за ось **X**. Эта ортодромия представляет собой условный меридиан. Положение любой точки на земном шаре в этой системе указывается двумя ортодромическими координатами **Y** и **X**, которые обычно выражаются в километрах.

Прямоугольная система координат является плоской системой. Координатные оси **Y** и **X** этой системы представляют собой две взаимно перпендикулярные прямые, относительно которых определяется положение любой точки на плоскости. Небольшие сферические участки Земли практически совпадают с плоскостью, касательной к точке этого участка.

Полярная система координат является сферической системой. В этой системе положение точки в пространстве определяется тремя величинами: расстоянием от точки, принятой за начало отсчёта; углом между вертикалью и направлением радиус-вектора, идущего к точке; углом в горизон-

тальной плоскости между исходным направлением и проекцией радиус-вектора на эту плоскость.

Курс летательного аппарата. Курсом (см. рис. 1.6) называется угол между вертикальной плоскостью, принятой за начало отсчёта, и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта. Курс отсчитывается от 0 до 360° .

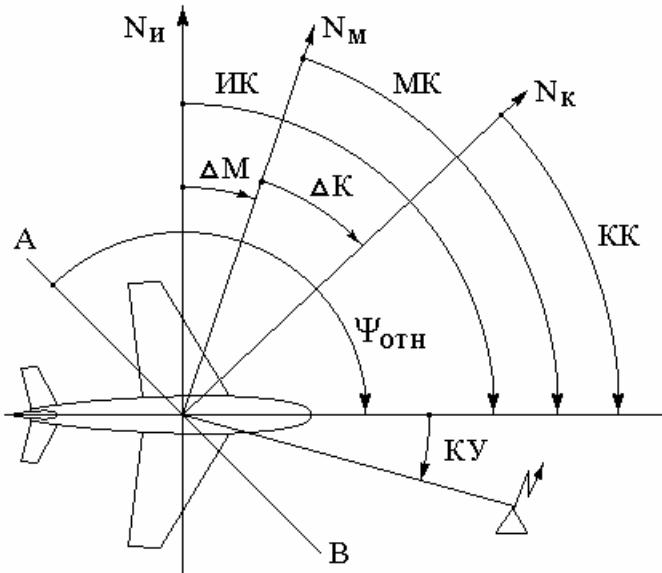


Рис. 1.6. Истинный, магнитный, компасный и относительный курсы

В зависимости от того, какая плоскость принята за начало отсчёта, различают: истинный курс ИК – угол, отсчитанный от плоскости географического меридiana; магнитный курс МК – угол, отсчитанный от плоскости магнитного меридiana; компасный курс КК – угол, отсчитанный от плоскости компасного меридiana; относительный курс $\Psi_{\text{отн}}$ – угол, отсчитанный от произвольно выбранной плоскости, например, ортодромический курс. Связь между этими углами определяется уравнениями:

$$\text{ИК} = \text{МК} + \Delta M; \quad \text{МК} = \text{КК} + \Delta K; \quad \text{ИК} = \text{КК} + \Delta M + \Delta K, \quad (1.5)$$

здесь: ΔM – магнитное склонение; ΔK – магнитная девиация.

В аэронавигации, помимо понятия курса, существует понятие курсового угла (КУ), которым называют угол, отсчитанный по часовой стрелке (от 0 до 360°) от горизонтальной проекции продольной оси летательного аппарата до горизонтальной проекции линии, соединяющей летательный аппарат с наблюдаемым с него объектом.

Небесная сфера

Вспомогательная воображаемая сфера бесконечно большого радиуса называется небесной сферой. В зависимости от предназначения небесной сферы её центр может совпадать с глазом наблюдателя, с центром Земли, с центром Луны, Солнца, планет. Небесная сфера (рис. 1.7) имеет ряд характерных точек, линий и кругов.

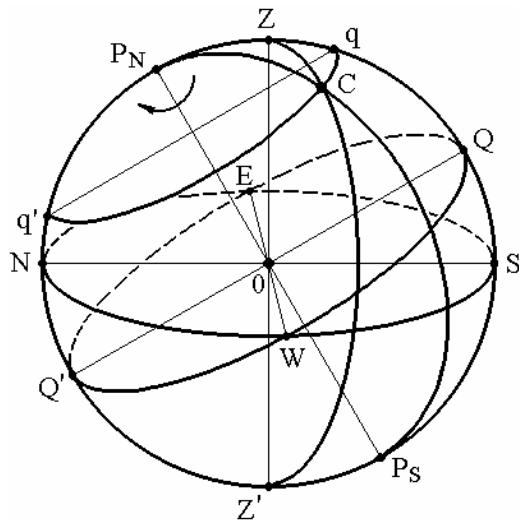


Рис. 1.7. Небесная сфера: Z – зенит; Z' – надир; P_N – северный полюс мира; P_S – южный полюс мира; N и S – точки севера и юга истинного горизонта; E и W – точки востока и запада; ZZ' – отвесная линия; P_NP_S – ось мира; NS – полудённая линия; C – светило; qq' – суточная параллель светила; P_NZP_SZ' – небесный меридиан; ZCZ' – вертикаль светила; P_NCP_S – круг склонения светила; QQ' – небесный экватор

Линия, в которой устанавливается свободно подвешенный отвес, называется отвесной линией. Точки пересечения отвесной линии с небесной сферой называют зенит Z и надир Z'. Зенит находится над головой наблюдателя. Большой круг (плоскость круга проходит через центр сферы), по которому происходит пересечение плоскости, перпендикулярной отвесной линии (горизонтальной плоскости) с небесной сферой NESW, называют истинным горизонтом. Верхняя часть полусфера называется надгоризонтной, нижняя – подгоризонтной.

Точки пересечения оси вращения Земли с небесной сферой называются полюсами мира: P_N – северным и P_S – южным. Линия, соединяющая полюсы мира, называется осью мира. Вокруг оси мира происходит видимое суточное вращение небесной сферы, являющееся отражением дейст-

вительного суточного вращения Земли вокруг своей оси. Большой круг, по которому происходит пересечение плоскости, перпендикулярной оси мира, с небесной сферой носит название небесного экватора. Небесный экватор делит небесную сферу на северную и южную полусфера.

Большой круг $P_N Z P_S Z'$, проходящий через полюсы мира, зенит и надир, называют небесным меридианом или меридианом наблюдателя. Ближайшая к северному полюсу мира точка пересечения небесного меридиана с истинным горизонтом называется точкой севера истинного горизонта N , а ближайшая к южному полюсу мира – точкой юга S .

Линия, проходящая через центр небесной сферы и точки севера и юга истинного горизонта, называется полудённой линией. В полдень по местному солнечному времени Солнце находится над этой линией.

Точки пересечения истинного горизонта с небесным экватором называются точками востока E и запада W .

Большой круг небесной сферы $P_N C P_S$, проходящий через полюсы мира и светило, называют кругом склонения светила, а большой круг $Z C Z'$, проходящий через зенит, светило и надир, – вертикалом светила.

Суточное движение светил происходит по малым кругам, плоскости которых параллельны плоскости небесного экватора. Эти круги qq' называют суточными параллелями.

Видимый путь Солнца относительно звёзд (рис. 1.8) называется эклиптикой.

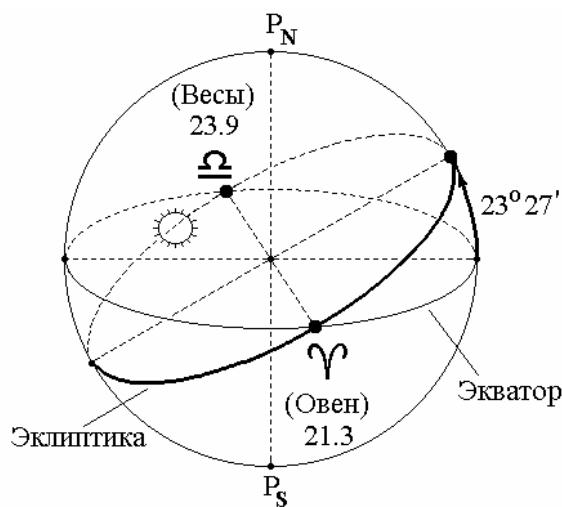


Рис. 1.8. Видимый путь Солнца относительно звёзд

Эклиптика пересекается с небесным экватором в точках γ (Овен) и ω (Весы). Точка γ , в которой Солнце бывает 21 марта, называется точкой весеннего равноденствия. Точка ω , в которой Солнце бывает 23 сентября, называется точкой осеннего равноденствия.

Положение светила (или летательного аппарата) на небесной сфере определяется двумя сферическими координатами.

Горизонтальная система координат. Положение светила в этой системе координат определяется азимутом и высотой (рис. 1.9).

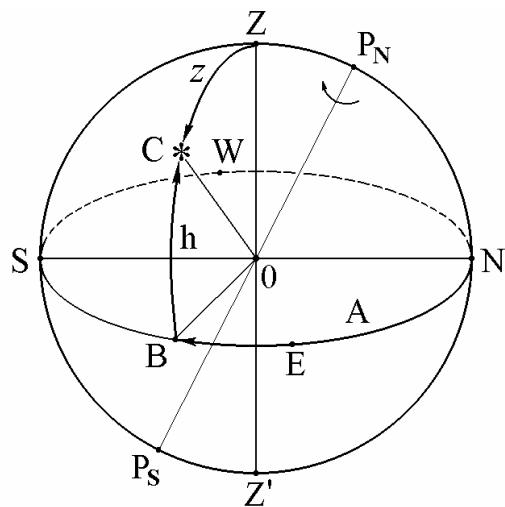


Рис. 1.9. Горизонтальные координаты светила:
A – азимут; h – высота; z – зенитное расстояние

Азимут светила A – двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью вертикала светила. Азимут измеряется дугой истинного горизонта NB, отсчитывается от точки севера на восток от 0 до 360° . Иногда азимут светила отсчитывают от точки севера на запад, в этом случае азимут светила называют западным и обозначают A_w . Для одного и того же светила в один тот же момент времени

$$A + A_w = 360^\circ. \quad (1.6)$$

Высота светила – угол между плоскостью истинного горизонта и направлением из центра небесной сферы на светило. Высота h может принимать значения от 0 до 90° в надгоризонтной полусфере и от 0 до -90° в подгоризонтной полусфере. Иногда вместо высоты пользуются зенитным расстоянием светила z – угол между отвесной линией и направлением

из центра небесной сферы на светило. Зенитное расстояние измеряется дугой вертикала ZC и может принимать значения от 0 до 180° .

Зенитное расстояние дополняет высоту светила до 90° , т. е.

$$h + z = 90^\circ. \quad (1.7)$$

Горизонтальные координаты светила изменяются за счёт видимого суточного вращения небесной сферы и вследствие изменения положения наблюдателя в пространстве.

Экваториальная система координат. Положение светила в этой системе определяется прямым восхождением и склонением (рис. 1.10).

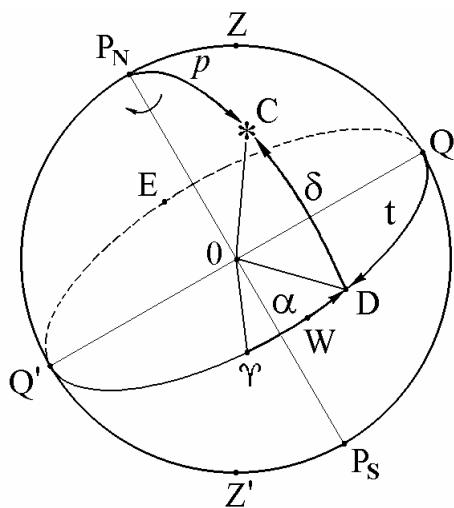


Рис. 1.10. Экваториальные координаты светила: α – прямое восхождение; δ – склонение; p – полярное расстояние; t – местный часовой угол; γ – точка весеннего равноденствия

Прямое восхождение α – двугранный угол между плоскостью круга склонения точки весеннего равноденствия γ и плоскостью круга склонения светила. Прямое восхождение измеряется дугой экватора γD , отсчитывается от точки γ против движения часовой стрелки от 0 до 360° .

Склонение светила δ – угол между плоскостью небесного экватора и направлением из центра небесной сферы на светило. Склонение может принимать значения от 0 до $+90^\circ$ в северной полусфере и от 0 до -90° в южной полусфере. Иногда вместо склонения пользуются полярным расстоянием светила p , которое дополняет склонение светила до 90°

$$\delta + p = 90^\circ. \quad (1.8)$$

Для решения некоторых задач в этой системе небесных координат положение светила относительно небесного меридиана определяют местным часовым углом. Местный часовой угол светила t – двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью круга склонения светила. Местный часовой угол t измеряется дугой экватора QD , отсчитывается от точки Q на запад от 0 до 360° . Иногда местный часовой угол отсчитывают к востоку, в этом случае его обозначают t_E и называют восточным. Восточный часовой угол дополняет западный часовой угол светила до 360° :

$$t + t_E = 360^\circ. \quad (1.9)$$

Для наблюдателя, находящегося на гринвичском (нулевом) меридиане местный часовой угол светила называют гринвичским часовым углом светила t_{rp} . Прямое восхождение и склонение светила за счёт видимого суточного вращения небесной сферы не изменяются, а часовой угол изменяется равномерно. Местный часовой угол светила отсчитывается от небесного меридиана, в плоскости которого располагается географический меридиан наблюдателя. В один и тот же момент времени разность местных часовых углов светила равна разности долгот наблюдателей

$$t_2 - t_1 = \lambda_2 - \lambda_1, \quad (1.10)$$

полагая

$$\lambda_1 = 0, \quad t_1 = t_{rp}, \quad t_2 = t, \quad \lambda_2 = \lambda,$$

получим

$$t = t_{rp} + \lambda. \quad (1.11)$$

Экваториальные координаты светил приводятся в авиационном астрономическом ежегоднике. Экваториальные координаты светил изменяются вследствие трех причин: собственного видимого движения по небесной сфере (например, Солнце, планеты, Луна), прецессии и нутации земной оси. Наибольшей скоростью видимого собственного движения по небесной сфере обладают Луна и Солнце. По причине изменения координат звёзд устаревают такие понятия, как Таблицы высот и азимутов звёзд (ТВАЗ). Поэтому срок годности ТВАЗ равен 8 годам.

Кульминация светил. Явление прохождения светилом небесного меридиана называется кульминацией светила. Различают верхнюю и ниж-

нюю кульминации светила. В верхней кульминации высота светила наибольшая, в нижней – наименьшая. Измерение высоты светила в кульминации позволяет рассчитать широту места наблюдателя. Момент кульминации светила определяется по значению местного часового угла t .

Измерение времени по движению небесных светил. Промежуток времени между двумя последовательными одноимёнными кульминациями точки весеннего равноденствия на одном и том же географическом меридиане называется звёздными сутками. Местное звёздное время S в данный момент численно равно часовому углу точки весеннего равноденствия (рис. 1.11). Точка весеннего равноденствия на небе ничем не отмечена.

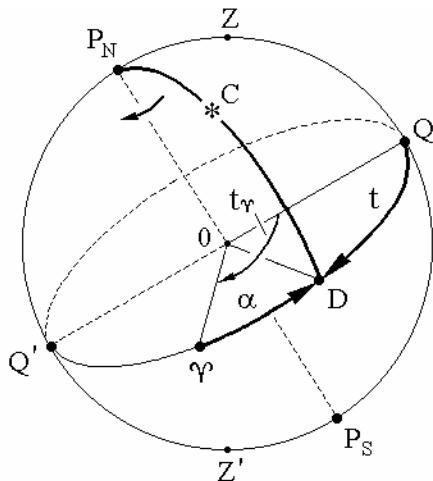


Рис. 1.11. Измерение звёздного времени

Непосредственно измерить её часовой угол нельзя. Поэтому для установления звёздного времени надо измерить часовой угол t какого-либо светила, прямое восхождение α которого известно, тогда

$$S = t_{\gamma} = \alpha + t. \quad (1.12)$$

Если исходным меридианом при определении местного звёздного времени является гринвичский меридиан, то это время называют гринвичским звёздным временем и обозначают $S_{\text{гр}}$. Значения $S_{\text{гр}}$ на каждый час гринвичского времени соответствующей даты даются в ААЕ.

Звёздное время не связано с Солнцем, поэтому пользоваться им в повседневной жизни неудобно. Промежуток времени между двумя последовательными одноимёнными кульминациями центра солнечного диска на одном и том же географическом меридиане называют истинными солнеч-

ными сутками. Истинное солнечное время в данный момент численно равно местному часовому углу центра солнечного диска плюс 12 часов:

$$T_{\odot} = t_{\odot} + 12^{\text{h}}. \quad (1.13)$$

Вследствие неравномерного движения Солнца по эклиптике и наклона эклиптики к экватору истинные солнечные сутки не имеют одинаковой продолжительности в течение года.

Среднее солнце – фиктивная точка, равномерно движущаяся по небесному экватору и совершающая полный оборот за год. Промежуток времени между двумя последовательными одноимёнными кульминациями среднего солнца на одном и том же географическом меридиане называют средними солнечными сутками, или просто средними сутками.

Продолжительность средних солнечных суток равна среднему значению продолжительности истинных солнечных суток за год. За начало средних солнечных суток на данном географическом меридиане принимается момент нижней кульминации среднего солнца (средняя полночь).

Время, протекшее от нижней кульминации среднего солнца до любого другого его положения, называется средним солнечным временем или просто средним временем. Среднее время в данный момент численно равно местному часовому углу среднего солнца плюс 12 часов:

$$T_m = t_m + 12^{\text{h}}. \quad (1.14)$$

Разность между средним временем и истинным солнечным временем в один и тот же момент называется уравнением времени (E). Значение E можно определить по графику рис. 1.12. Среднее солнечное время равно истинному солнечному времени плюс уравнение времени:

$$T_m = T_{\odot} + E. \quad (1.15)$$

Таким образом, измерив непосредственно часовой угол Солнца t_{\odot} , определяют по (1.13) истинное солнечное время и, зная уравнение времени E в этот момент, находят по (1.15) среднее солнечное время

$$T_m = t_{\odot} + 12^{\text{h}} + E.$$

Так как среднее солнце проходит через меридиан как раньше, так и позже истинного Солнца, разность их часовых углов (уравнение времени) может быть как положительной, так и отрицательной величиной.

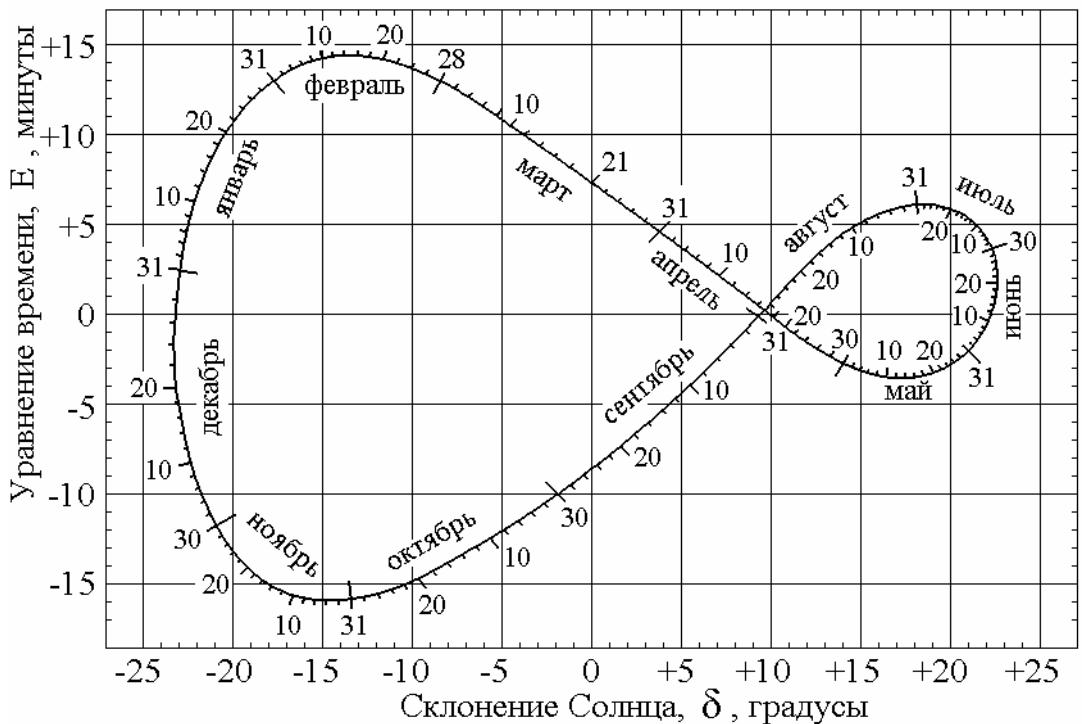


Рис. 1.12. Номограмма для определения Е и δ Солнца

Среднее солнечное время является основной для поясного T_p и летнего T_l времени:

$$T_p = T_m - \lambda + N, \quad (1.16)$$

$$T_l = T_p + 1, \quad (1.17)$$

здесь N – номер часового пояса.

Параллактический треугольник светила и его решение. Параллактическим треугольником $P_N Z C$ (рис. 1.7) называют сферический треугольник, сторонами которого являются: дуга небесного меридиана $P_N Z$, дуга вертикала светила $Z C$ и дуга круга склонения $P_N C$.

Высота полюса мира P_N над горизонтом равна широте места наблюдателя, а дуга $P_N Z$ дополняет широту места до 90° . Дугами $Z C$ и $P_N C$ измеряются соответственно зенитное и полярное расстояния. Угол P_N равен местному часовому углу светила, угол Z – дополнению азимута светила до 360° , угол C называют параллактическим углом и обозначают q .

Применяя к параллактическому треугольнику $P_N Z C$ формулы сферической тригонометрии, получим:

$$\sinh = \sin\varphi \cdot \sin\delta + \cos\varphi \cdot \cos\delta \cdot \cos t; \quad (1.18)$$

$$\operatorname{ctg} A = \sin \varphi \cdot \operatorname{ctg} t - \cos \varphi \cdot \operatorname{tg} \delta \cdot \operatorname{cosec} t; \quad (1.19)$$

$$\sin A = -\frac{\cos \delta}{\cosh} \sin t; \quad (1.20)$$

$$\cosh \cdot \cos A = \sin \delta \cdot \cos \varphi - \cos \delta \cdot \sin \varphi \cdot \cos t; \quad (1.21)$$

$$\cos t = \sinh \cdot \sec \varphi \cdot \sec \delta - \operatorname{tg} \varphi \cdot \operatorname{tg} \delta. \quad (1.22)$$

Астрономические расчётные пособия. Для удобства ориентировки астрономы еще в древности разделили звёздное небо на участки – созвездия, каждое из которых можно узнать по характерному расположению его ярких звёзд. На рис. 1.13 показано расположение наиболее ярких звёзд, используемых в астрономической навигации.

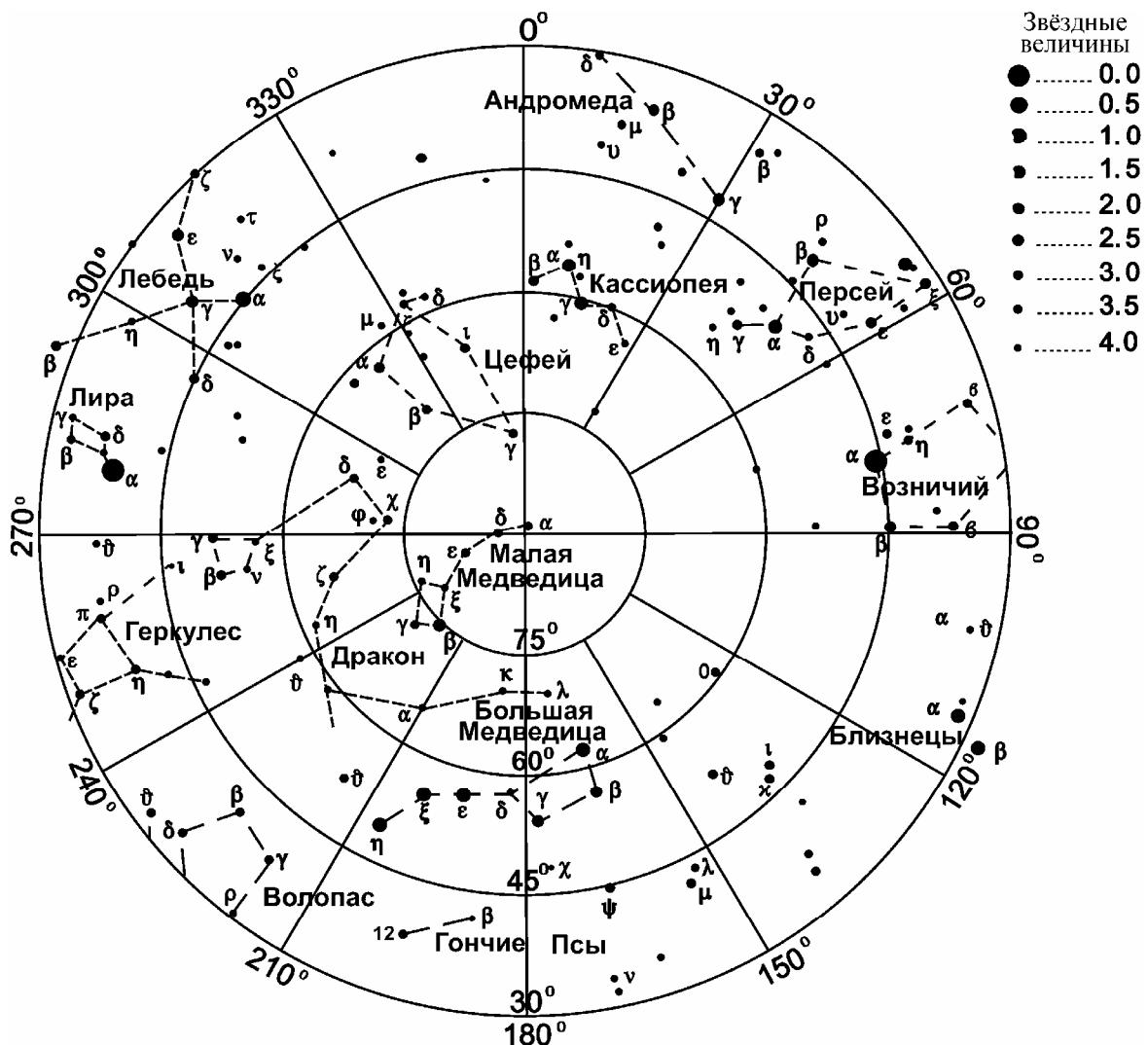


Рис. 1.13. Навигационные звёзды и созвездия северного звёздного неба

Астрономические расчётные пособия используются для решения различных астрономических задач, в том числе задач определения линий положения и места самолёта по измеренным высотам светил. К астрономи-

ческим расчётным пособиям относятся: Авиационный астрономический ежегодник (ААЕ), Бортовая карта неба (БКН), Таблицы высот и азимутов Солнца, Луны, планет (ТВА), Таблицы высот и азимутов звёзд (ТВАЗ).

Ежегодник имеет описание, в котором объяснено построение ААЕ, дан перечень решаемых с его помощью задач и описана методика их решения. ААЕ издается на каждый год одной книгой. БКН является пособием для изучения звёздного неба, для выбора звёзд с целью определения по ним в ночном полёте линий положения и места самолёта и отыскания звёзд. ТВА представляют собой сборник решений параллактического треугольника с его помощью определяются высота и азимут светила. ТВА являются бессрочными; на практике можно пользоваться таблицами любого года издания. ТВАЗ тоже являются сводом решения параллактического треугольника и предназначены для определения вычисленной высоты и азимута навигационных звёзд, а также поправки к измеренной высоте Полярной $\Delta\phi_{\text{пол}}$. ТВАЗ рассчитаны по формулам:

$$\sinh = \sin\varphi \cdot \sin\delta + \cos\varphi \cdot \cos\delta \cdot \cos(S - \alpha); \quad (1.23)$$

$$\operatorname{ctg} A = \sin\varphi \cdot \operatorname{ctg}(S - \alpha) - \cos\varphi \cdot \operatorname{tg}\delta \cdot \operatorname{cosec}(S - \alpha); \quad (1.24)$$

$$\Delta\varphi_{\text{пол}} = -r_{\text{пол}} \cdot \cos(S - \alpha_{\text{пол}}), \quad (1.25)$$

здесь $\alpha_{\text{пол}}$, $r_{\text{пол}}$ – прямое восхождение и полярное расстояние Полярной.

Глава 2. Системы астронавигации

Астрокомпасы

Астрономическими компасами измеряют истинный или ортодромический курс летательного аппарата путем пеленгации небесных светил с учётом вращения Земли и координат места. С их помощью можно измерять курс в любых районах Земли, в том числе в районах географических и магнитных полюсов, а также на любых скоростях и высотах полёта. Чем больше высота полёта, тем надёжнее работает астрономический компас.

Однако астрономическим компасам свойственны следующие недостатки, ограничивающие их применение. Астрономическим компасам могут быть созданы световые помехи, способными вызвать погрешности в измерении курса, или нарушить работу прибора.

К таким помехам можно отнести днем – отражённый солнечный свет от облаков, ночью – полярные сияния. Кроме того, могут быть созданы искусственные помехи в виде светящихся облаков на высотах около 100 км. Обычные астрокомпасы воспринимают видимую или инфракрасную часть спектра света, излучаемого небесным светилом. Применяются также астрокомпасы, воспринимающие поляризованный свет и радиоизлучения. Такие компасы называются поляризованными астрономическими и радиоастрономическими.

Компас служит для измерения истинного курса (ИК – угол между северным направлением географического меридиана и продольной осью летательного аппарата в проекции на горизонтальную плоскость). Но ни один из имеющихся на борту летательного аппарата компасов непосредственно не измеряет истинный курс. Так, например, магнитный компас осуществляет «пеленгацию» магнитного полюса Земли, радиокомпас основан на пеленгации наземной радиостанции, являющейся как бы радиополюсом. В обоих случаях для определения направления географического меридиана нужно знать угол между плоскостью пеленгации **П**, проходящей через вертикаль места и пеленгуемый полюс, и плоскостью меридиана. Для магнитного компаса таким углом является магнитное склонение ΔM , а для радиокомпаса – азимут радиостанции A_p .

Астрокомпас основан на пеленгации небесного светила, астрономическим «полюсом» на земной поверхности служит географическое место светила **С**. Направление географического меридиана становится известным, если определить угол **А** – азимут светила.

Если стационарная радиостанция (радиополюс) не меняет координат своего места, а магнитный полюс перемещается по земной поверхности очень медленно (вековые изменения магнитного поля Земли), то астрономический «полюс» перемещается по земной поверхности с большой скоростью вследствие вращения Земли и движения Земли вокруг Солнца.

Астрономический компас, плоскость пеленгации **П** которого совпадает с вертикалью светила, называется горизонтальным (наименование вытекает из того, что компас использует азимут светила **А**, относящийся к

горизонтальной системе координат). Астрокомпас, у которого плоскость пеленгации совпадает с кругом склонения светила, называется экваториальным.

Принцип действия горизонтального астрокомпаса

В горизонтальном астрокомпасе плоскость пеленгации совмещается с центром небесного тела (рис. 2.1).

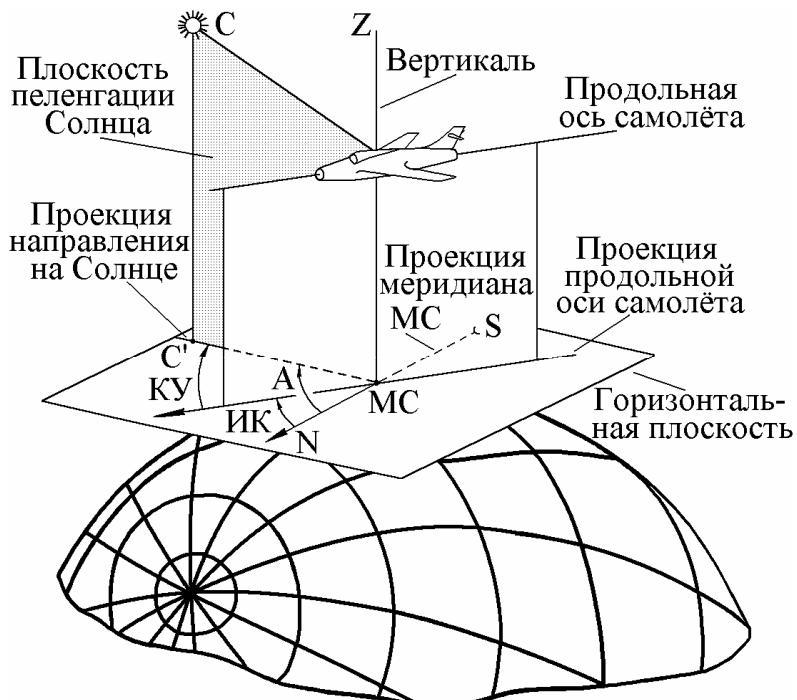


Рис. 2.1. Схема определения истинного курса с помощью горизонтального астрокомпаса

Измеряя курсовой угол светила КУ между проекцией продольной оси самолёта и плоскостью пеленгации, можно определить истинный курс ИК

$$\text{ИК} = A - \text{КУ}, \quad (2.1)$$

здесь A – азимут, вычисляется по известным географическим координатам места самолёта (MC) и экваториальным координатам светила.

Вычисление азимута выполняется аналитически или путем моделирования небесной сферы. Аналитически определение азимута основывается на решении формул сферической тригонометрии. Поделив уравнения (1.20) и (1.21), получим формулу для вычисления азимута

$$A = \arctg \frac{\cos \delta \cdot \sin t}{\cos \varphi \cdot \sin \delta - \sin \varphi \cdot \cos \delta \cdot \cos t}, \quad (2.2)$$

здесь $\varphi, \delta, t = t_{\text{р}} + \lambda$ должны быть известны.

Астрономический компас ДАК-ДБ, назначение, технические данные, устройство

Дистанционный всесиротный компас ДАК-ДБ (в последующем – астрокомпас) является астрономическим курсовым прибором, вырабатывающим курс самолёта посредством автоматической пеленгации Солнца.

Астрокомпас эпизодически определяет истинный курс в полёте по произвольно заданной линии пути, при этом географические координаты места ЛА вводятся вручную при каждом определении, или непрерывно вырабатывает курс при полёте по ортодромии. Астрокомпас работает в диапазоне широт $\pm 90^\circ$ при высоте видимого Солнца до 70° .

Погрешность измерения истинного курса при углах крена самолёта до $\pm 10^\circ$, не превышает $\pm 2^\circ$. Максимальная дальность полёта по ортодромии не ограничена при длине участков ортодромии до 1100 км.

Питание =27 В $\pm 10\%$ и ~ 115 В $\pm 5\%$ частотой 400 Гц $\pm 5\%$. Мощности, потребляемые астрокомпасом: постоянного тока с включённым обогревом 325 Вт, переменного тока 115 ВА. Вес комплекта 18 кг.

Структурная схема астрокомпаса ДАК-ДБ

Структурная схема астрокомпаса представлена на рис. 2.3.

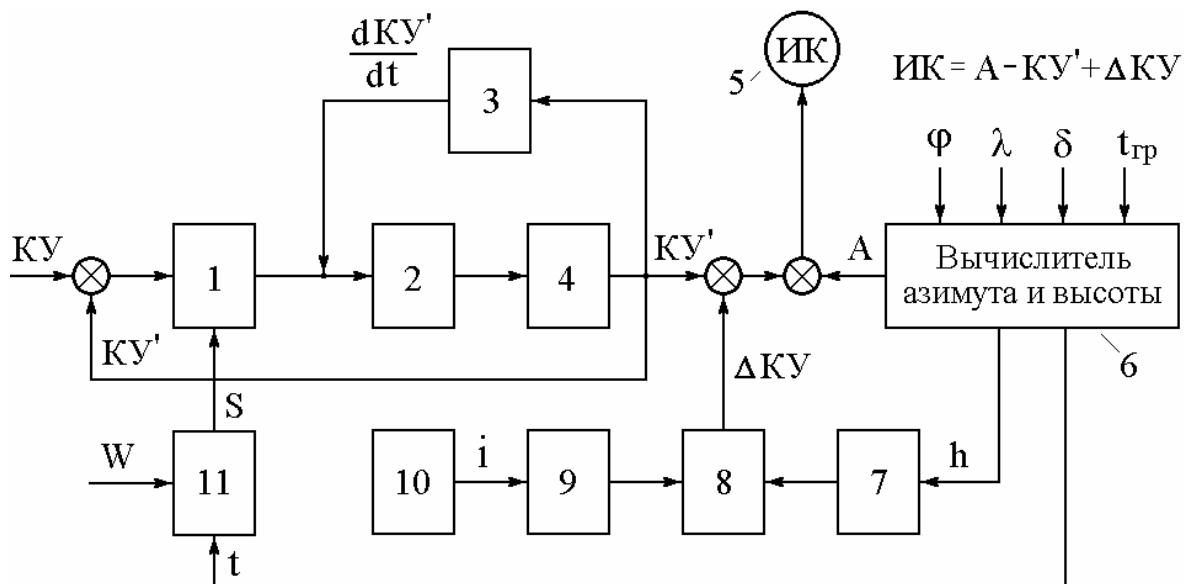


Рис. 2.3. Структурная схема астрокомпаса ДАК-ДБ: 1 – пеленгаторная головка; 2 – усилитель; 3 – тахогенератор; 4 – двигатель; 5 – указатель; 6 – вычислитель азимута; 7 – тангенсный механизм; 8 – множительный механизм; 9 – синусный механизм; 10 – маятниковый механизм; 11 – путевой корректор

Пеленгаторная головка 1, усилитель 2, тахогенератор 3 и двигатель 4 образуют следящую систему, которая автоматически совмещает плоскость пеленгации с вертикалом Солнца (при этом разность между истинным КУ и измеренным КУ' курсовыми углами Солнца стремится к нулю). Вычислитель, используя заданные углы $\phi, \lambda, \delta, t_{rp}$, дает на выходе азимут А светила. Креновая поправка $\Delta\text{КУ}$ формируется из сигналов крена i , получаемого от маятника 10, и сигнала высоты светила h , которые в потенциометрах 7, 9 преобразуются в $\sin i$ и $\operatorname{tgh} h$ и перемножаются (8):

$$\Delta\text{КУ} = \sin i \cdot \operatorname{tgh} h. \quad (2.3)$$

Пеленгаторная головка с фотоэлементами может управляться от путевого корректора 11, обеспечивающего измерение ортодромического курса. Для полёта по ортодромии в путевой корректор вводится путевая скорость и из вычислителя – сигналы времени. На выходе путевого корректора получается сигнал, пропорциональный пройденному расстоянию. Пеленгаторная головка отклоняется назад (с помощью потенциометрической дистанционной передачи) на угол, пропорциональный пройденному пути.

Вычислитель азимута основан на механическом моделировании параллактического треугольника с помощью сферанта.

Фотоследящая система астрокомпаса

Фотоследящая система астрокомпаса состоит из: 1) пеленгаторной головки; 2) фотоусилителя; 3) электродвигателя переменного тока; 4) дифференцирующей цепочки в цепи фототока, состоящей из параллельно включённых конденсаторов, переменного и постоянного сопротивлений.

Пеленгаторная головка (рис. 2.4) состоит из двух дифференциально включённых фотоэлементов 1, прикрепленных к цилиндрической оправе 4 с коническим зеркалом 3. Чувствительные слои фотоэлементов обращены в разные стороны и прикрыты конусами 2, рассеивающими свет. Заслонки 5 со светофильтрами 6 обеспечивают круговой обзор верхней полусфера. При отклонении пеленгаторной головки от вертикала Солнца лучи попадают на одно из конических зеркал 3, отражаются от него и проходят через рассеивающий конус 2 на фотоэлемент.

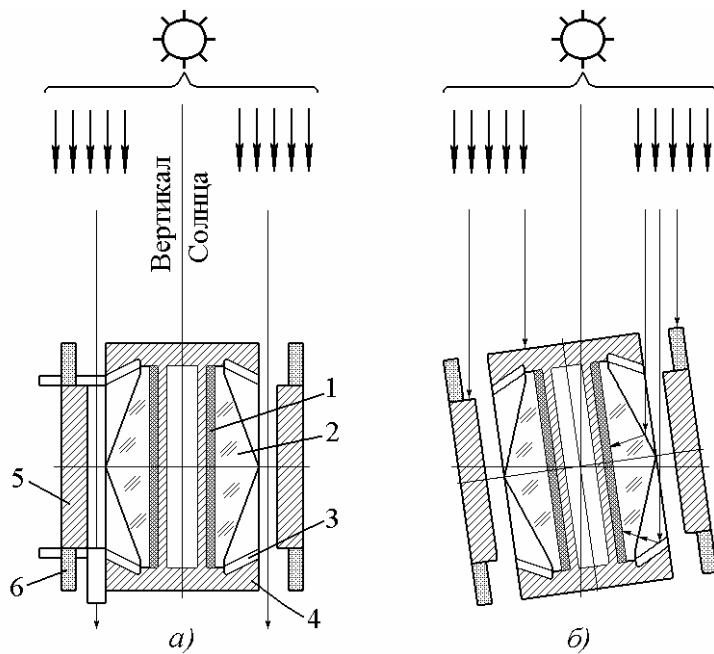


Рис. 2.4. Схема пеленгаторной головки горизонтального астрокомпаса:

а) положение визирования Солнца; *б)* произвольное расположение пеленгаторной головки; 1 – фотоэлемент; 2 – рассеивающий конус; 3 – коническое зеркало; 4 – оправа; 5 – заслонка; 6 – светофильтр

Так как освещённость фотоэлементов различная, то возникает разность ЭДС фотоэлементов, которая посредством вибратора и входного трансформатора преобразуется в сигнал переменного тока частотой 400 Гц, поступает на вход усилителя, а с выхода усилителя – на электродвигатель, который поворачивает пеленгаторную головку вокруг вертикальной оси до совмещения плоскости пеленгации с лучами Солнца.

Схема выработки креновой поправки

Для компенсации креновой погрешности применён маятниковый корректор с осью качания маятника расположенной горизонтально в плоскости пеленгации. Такой маятник реагирует только на крены в плоскости перпендикулярной плоскости пеленгации, т. е. как раз на те крены, которые максимально влияют на значение измеряемого курсового угла.

Уравнение креновой поправки (2.3) решается потенциометрическим счётно-решающим устройством (рис. 2.5). Тангенсный потенциометр укреплён на дуге высот сферанта, и его щётка связана с пальцем склонений. Синусный потенциометр находится в датчике курсовых углов, и его щётка связана с маятником, измеряющим крены пеленгаторной головки. Потен-

циометр tgh запитывается от 15-ти вольтовой обмотки силового трансформатора. Потенциометр $\sin i$ питается напряжением, снимаемым с потенциометра tgh .

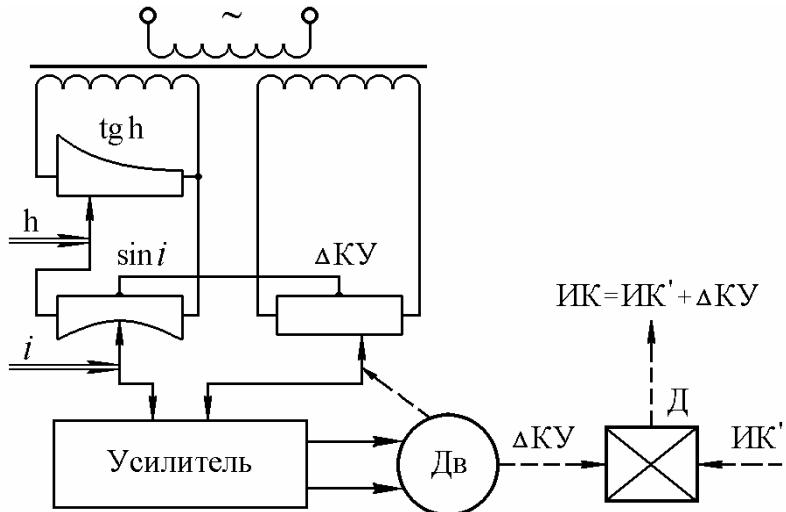


Рис. 2.5. Схема выработки креновой поправки в астрокомпасе

Напряжение, снимаемое с потенциометра $\sin i$, пропорционально произведению $\sin i \cdot \text{tgh}$, т. е. пропорционально креновой поправке. Для измерения этого напряжения применена автокомпенсационная измерительная схема, включающая в себя потенциометр $\Delta \text{КУ}$, двигатель и усилитель. Двигатель Дв отрабатывает щётку потенциометра $\Delta \text{КУ}$ до тех пор, пока напряжение, снимаемое с него, не будет равно напряжению, снятымому с потенциометра $\sin i$. Угол поворота щётки потенциометра $\Delta \text{КУ}$ и оси дифференциала Д пропорционален значению креновой поправки $\Delta \text{КУ}$.

Схема выработки истинного курса

Схема выработки истинного курса приведена на рис. 2.6. Двигатель Дв_1 отрабатывает пеленгаторную головку на угол $\text{КУ}'$, одновременно он отрабатывает ротор сельсина-датчика СД . Сигнал, снимаемый с сельсина-датчика СД , пропорционален курсовому углу Солнца. Статор сельсина-датчика связан трехпроводной связью с ротором дифференциального сельсина ДС . Угол поворота ротора дифференциального сельсина равен азимуту Солнца, вычисленному сферантом. Угол поворота вектора результирующего магнитного потока роторной обмотки дифференциального сельсина ДС равен разности $\text{ИК}' = \text{А} - \text{КУ}'$. Напряжение с обмотки статора

ДС подается в обмотки статора сельсина-приёмника СП, находящегося в блоке усилителей. Сигнал с ротора СП подается на усилитель УС₂, а затем на двигатель отработки Д_{В2}.

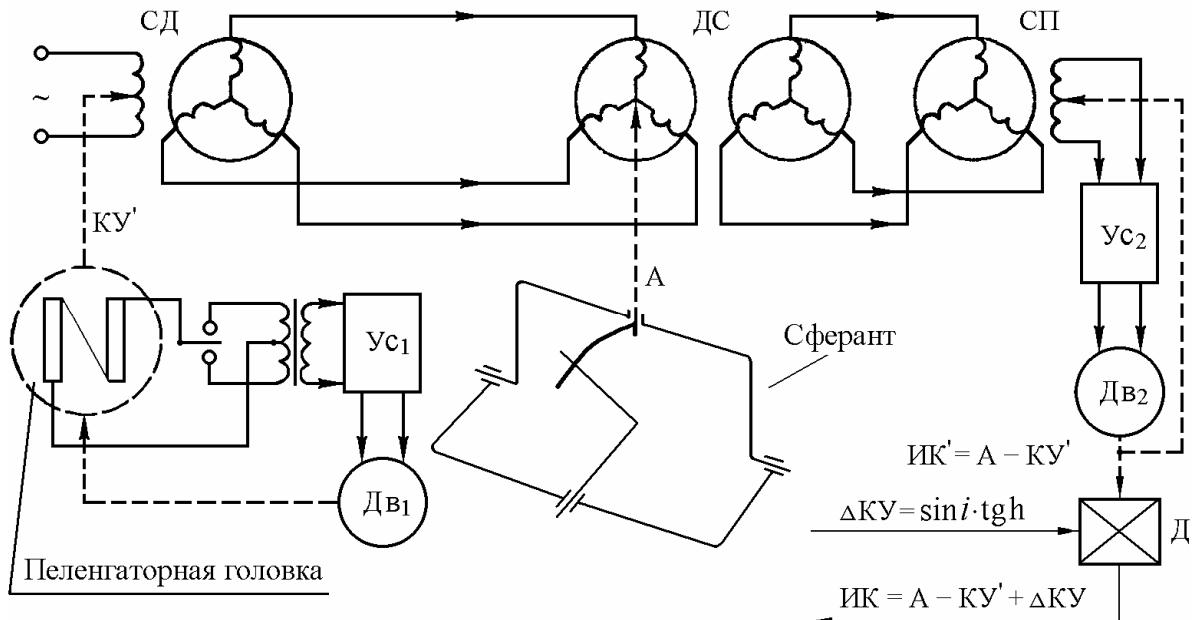


Рис. 2.6. Схема выработки истинного курса

Угол поворота ротора СП и оси дифференциала соответствует истинному курсу летательного аппарата, не исправленному на методическую погрешность от крена. Вторая ось дифференциала поворачивается на угол, пропорциональный креновой поправке (схема рассмотрена выше). Таким образом, выходная ось дифференциала **Д** повернется на угол, соответствующий истинному курсу летательного аппарата

$$ИК = А - КУ' + \Delta КУ. \quad (2.4)$$

Информация об истинном курсе летательного аппарата с выходной оси дифференциала с помощью сельсинной и потенциометрической передач выдается на указатели и потребителям.

В микропроцессорных астрокомпасах азимут и высоту светила можно определить путем решения полярного треугольника светила:

$$h = \arcsin[\sin(\varphi) \cdot \sin(\delta) + \cos(\varphi) \cdot \cos(\delta) \cdot \cos(t)]; \quad (2.5)$$

$$A_1 = \operatorname{arctg}[\sin(t) \cdot \cos(\delta) / B_1]; \quad (2.6)$$

$$t = S_{rp} - \alpha + \lambda; \quad (2.7)$$

$$B_1 = \cos(\varphi) \cdot \sin(\delta) - \sin(\varphi) \cdot \cos(\delta) \cdot \cos(t), \quad (2.8)$$

здесь φ – широта, λ – долгота места ЛА; α – прямое восхождение, δ – склонение, t – часовой угол светила; $S_{\text{гр}}$ – звёздное гринвичское время.

Для определения азимута светила по вычисленному значению A_1 , необходимо воспользоваться таблицей 2.1.

Таблица 2.1

Определение квадранта азимута светила

Знаки		Азимут A
B_1	$\sin(t)$	
+	+	$2\pi - A_1$
-	+	$\pi - A_1$
-	-	$\pi - A_1$
+	-	$-A_1$

Вычисление высоты и азимута светила производится по следующему алгоритму:

а) после ввода исходных данных вычисляется часовой угол светила t по формуле (2.7);

б) вычисляется значение B из уравнения (2.5)

$$B = \sin(\varphi) \cdot \sin(\delta) + \cos(\varphi) \cdot \cos(\delta) \cdot \cos(t);$$

из-за погрешности вычисления тригонометрических функций модуль B может быть чуть больше 1;

в) для исключения аварийного останова, предусмотреть округление B до 1, если его модуль больше 1;

г) произвести вычисления

$$h = \arcsin(B); \quad D = \sin(t); \quad C = \sin(t) \cdot \cos(\delta);$$

д) по формуле (2.8) вычислить B_1 ;

е) прежде чем поделить C на B_1 , необходимо убедиться, что B_1 не равно нулю; в противном случае B_1 нужно присвоить значение 10^{-9} ; эта небольшая величина (меньше погрешности вычисления тригонометрических функций) практически не вносит погрешностей в результат, однако не вызывает аварийного останова программы;

ж) заканчивается вычисление азимута определением квадранта согласно таблице 2.1.

Принцип действия экваториального астрокомпаса

В экваториальных астрокомпасах плоскость пеленгации совпадает с кругом склонения светила. Пространственная модель экваториального астрокомпаса приведена на рис. 2.7.

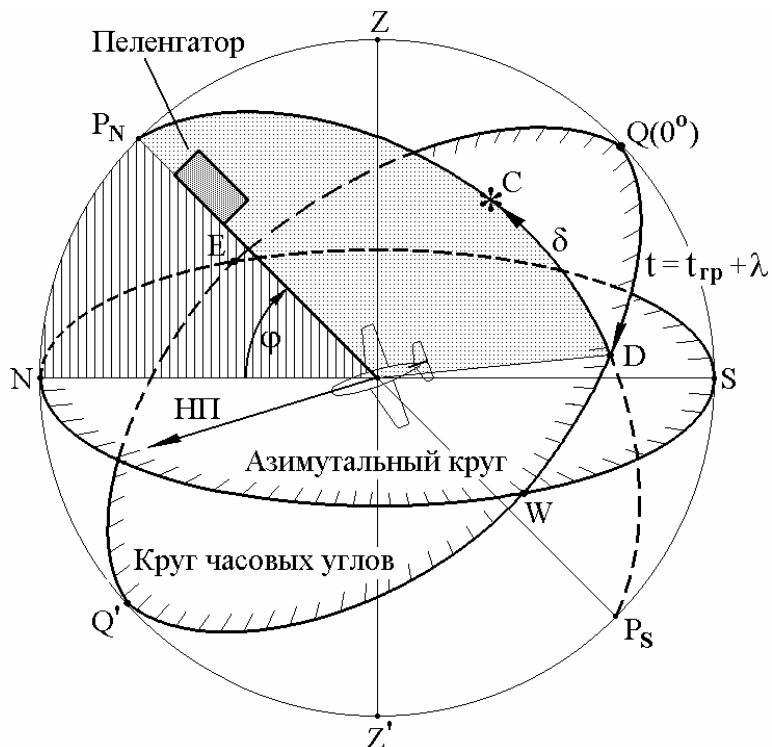


Рис. 2.7. Схема пространственной модели экваториального астрокомпаса

Пеленгатор укрепляется на часовой оси, моделирующей ось мира, таким образом, чтобы плоскость пеленгации совпадала с этой осью. Часовая ось наклоняется относительно плоскости азимутального круга на угол ϕ широты места. Поскольку часовая ось моделирует ось мира, то проекция этой оси на азимутальный круг, располагаемый в плоскости горизонта, должна совпадать с направлением на север (N). Перпендикулярно часовой оси помещается круг часовых углов. Плоскость пеленгации разворачивается вокруг часовой оси на часовой угол t светила. Далее вращают пеленгатор вокруг вертикальной оси. Как только плоскость пеленгации совместится со светилом (с центром светила), производится отсчет истинного курса по шкале азимутального круга. Солнечное визирное устройство вращается часовым механизмом. Начальная установка часового механизма позволяет установить гринвичский часовой угол $t_{\text{р}}$.

Астрономический компас АК-59П

Компас АК-59П предназначен для определения истинного курса самолёта в северном и южном полушариях по Солнцу, плоскости поляризации рассеянного атмосферой солнечного света, Луне, звёздам и планетам. Погрешность определения истинного курса по солнечной и звёздной визирным системам не более $\pm 2^\circ$ при высотах светил от 0 до 60° , в диапазоне склонений – Солнца $\pm 23,5^\circ$, – звёзд $\pm 64^\circ$. Погрешность определения истинного курса поляризационной визирной системой не более $\pm 2^\circ$. Общий вид компаса представлен на рис. 2.8.

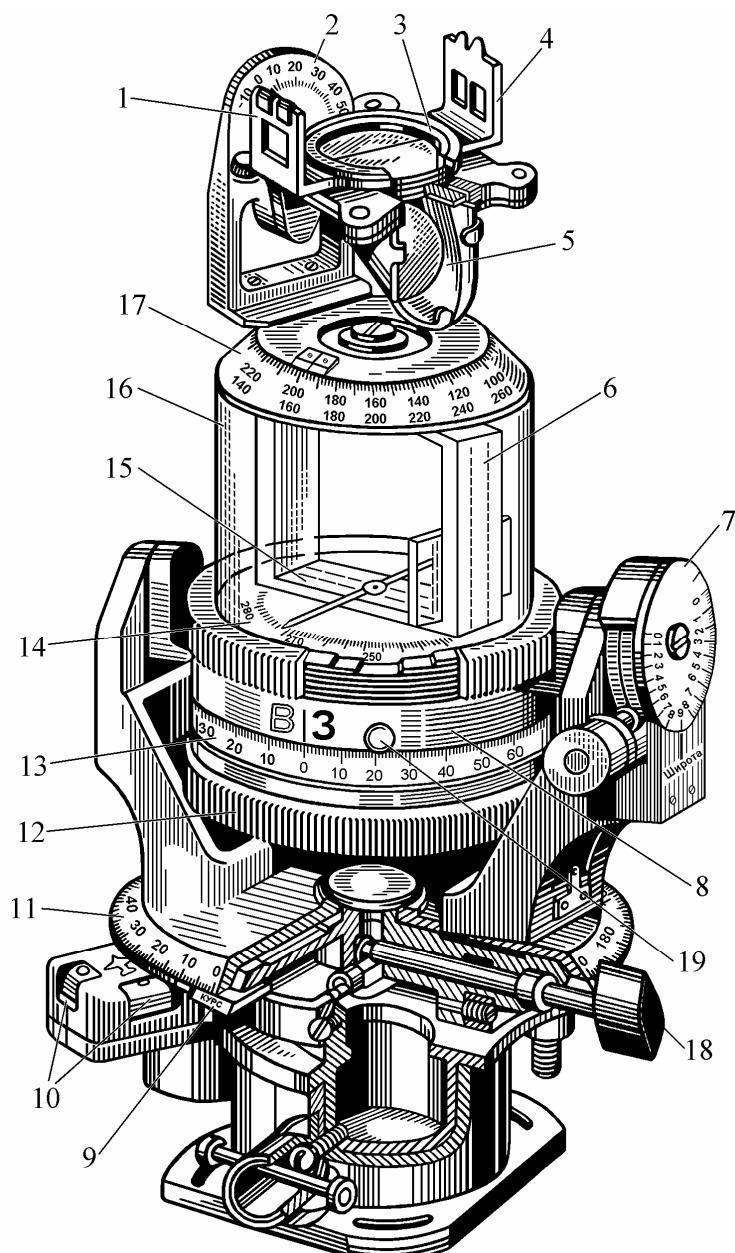


Рис. 2.8. Общий вид астрокомпаса АК-59П

Астрокомпас содержит три вида визирных устройств: визирное устройство 15 для пеленгации Солнца; визирную систему 1, 4 для пеленгации звёзд, Луны, планет; поляризационное визирное устройство 3, 5 для пеленгации Солнца в поляризованном свете.

Ось вращения плоскости пеленгации наклоняется относительно азимутального круга 11 на географическую широту (отсчёт углов по шкале 7). Солнечное визирное устройство поворачивается относительно шкалы 14 на гринвичский часовой угол с помощью часовогого механизма со скоростью 360° за солнечные сутки (завод производится кольцом 12).

Солнечное визирное устройство помещено в цилиндрический прозрачный корпус 16, поворачивается в кольце 8 на угол долготы, отсчитываемый по шкале 13 (для фиксации долготы служит стопорный винт 19).

Звёздная визирная система не имеет связи с часовым механизмом, поэтому гринвичский часовой угол устанавливается вручную по шкале 17.

Вся система визирования может вращаться вокруг вертикальной оси, перпендикулярной азимутальному кругу 11. Горизонтальность этого круга контролируется по уровню 10. Поисковые движения при пеленгации светил осуществляются вокруг вертикальной оси. Отсчёт курса производится против индекса 9 (с надписью «Курс») по шкале 11.

Высота корпуса солнечного визирного устройства подобрана так, чтобы при максимальных углах склонения Солнца ($\pm 23^\circ 27'$) обеспечивалась его пеленгация. Поток солнечных лучей (рис. 2.9, *a*) фокусируется цилиндрической линзой 1 на матовый полупрозрачный экран 2, снабженный двумя параллельными рисками.

Визирная система для пеленгации звёзд, Луны и планет (рис. 2.9, *b*) позволяет совместить линию визирования (а-б) со светилом С. Глаз наблюдателя располагается перед линзой 3 так, чтобы луч зрения проходил сквозь линзу, а наблюданное светило располагалось внутри прорези 4 на пересечении линий, продолжающих риски 5.

При визировании Луны наблюдается тень от перекладины 6 рамки.

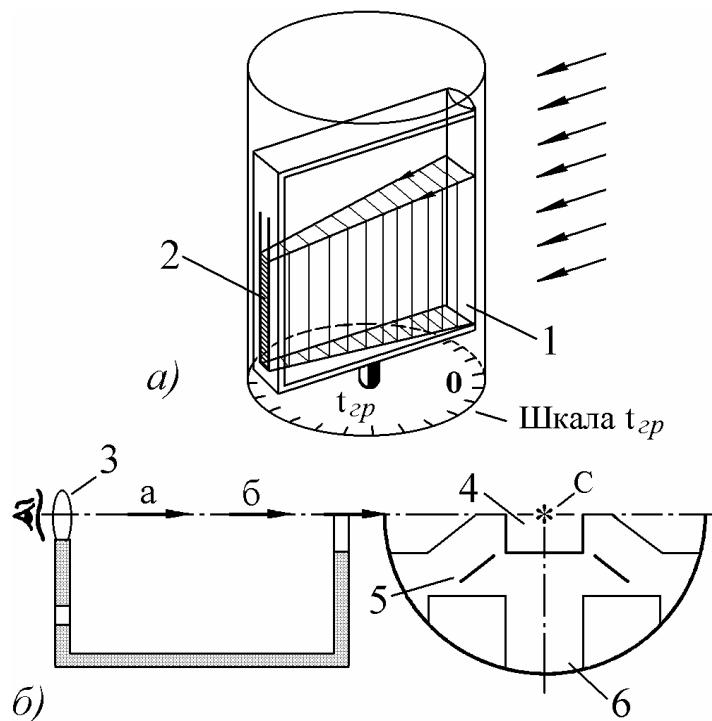


Рис. 2.9. Схема визирного устройства

Поляризационное визирное устройство (рис. 2.10) состоит из анализатора и призмы.

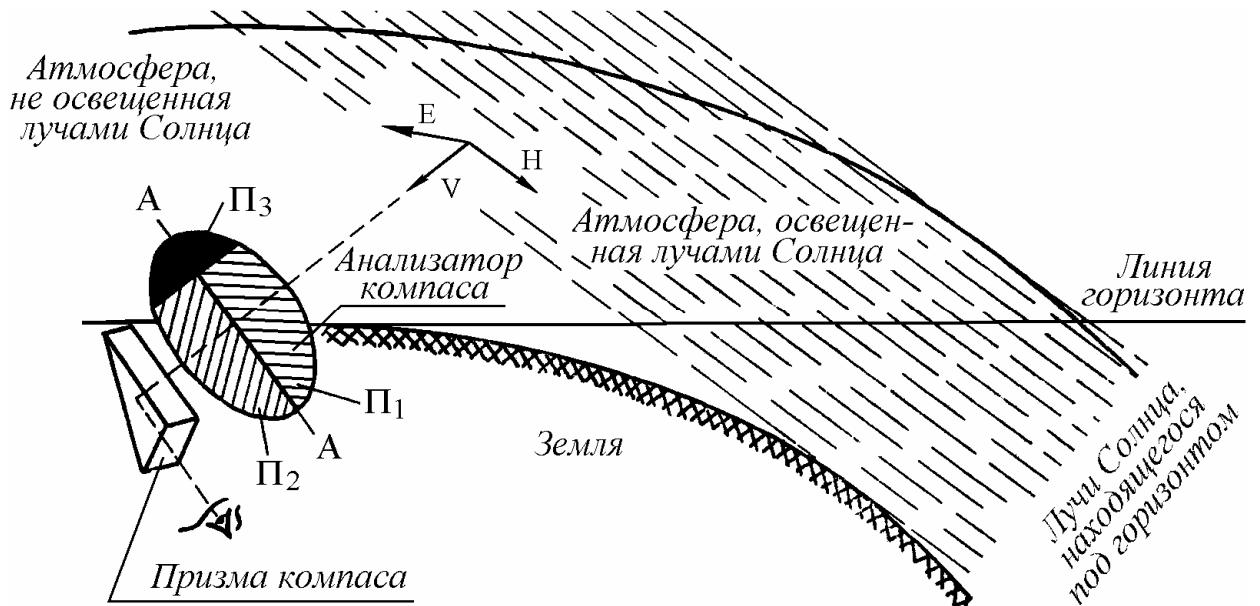


Рис. 2.10. Схема пеленгации поляризованного потока света

Аналитор состоит до 3-х полей: полей Π_1 и Π_2 с плоскостями поляризации под углом 90° относительно друг друга и поля Π_3 – с плоскостью поляризации под углом 45° относительно первых двух. При вращении анализатора (вокруг вертикальной оси) меняется освещённость отдельных

его частей. Наблюдение за анализатором ведется через призму. В момент, когда яркости полей Π_1 и Π_2 одинаковы, а поле Π_3 темное, линия симметрии А-А совмещается с вертикалом Солнца. Отсчёт курса производится по шкале азимутального круга. В приборе может быть допущена ошибка в отсчёте курса на 180° , устраниемая при известном приближённом направлении стран света.

Измерять ортодромический курс астрономическими компасами можно различными способами [13, с. 110-111]. Направление ортодромической траектории задается в исходном пункте маршрута M_0 путевым углом Ψ_0 .

Последовательное перемещение летательного аппарата по ортодромии обозначим буквами M_1, M_2, M_3 и т. д. Вращение Земли полностью скомпенсировано часовым механизмом астрокомпаса.

Первый способ, характерный для горизонтальных астрокомпасов, заключается в том, что плоскость пеленгации удерживается параллельно вертикали места вылета и пеленгация светила осуществляется все время *как бы из исходного пункта маршрута*.

Для этого по мере перемещения самолёта по ортодромии из точки M_0 в точки M_1, M_2, M_3 и т. д. необходимо отклонять ось вращения плоскости пеленгации относительно местной вертикали назад, в сторону пройденного пути, на углы, соответствующие пройденным угловым расстояниям

$$\eta = S/R, \quad (2.9)$$

здесь η – угол отклонения оси вращения плоскости пеленгации от местной вертикали; S – пройденное расстояние; R – расстояние от центра Земли до летательного аппарата.

Для полёта по ортодромии следует выдерживать постоянным Ψ_0 .

При втором способе ЭВМ пересчитывает истинные курсы в ортодромические. Для полёта по ортодромии необходимо выдерживать вычисленные значения путевых углов ортодромии Ψ_1, Ψ_2, Ψ_3 и т. д. Формулы для вычисления ортодромического курса приведены в разделе «Астроориентатор горизонтальной системы координат».

Методы астрономической ориентировки

Все методы астрономической ориентировки основаны на получении поверхности положения. Место летательного аппарата определяется как точка пересечения этих поверхностей положения.

Между небесными и географическими координатами в какой-либо точке существует определённая связь, т. к. система географических координат на земной поверхности и система экваториальных координат на небесной сфере тождественны друг другу. В этих системах главным направлением является ось вращения Земли и главной плоскостью – плоскость земного экватора.

Предположим, что центр небесной сферы расположен в центре Θ земного шара, а радиус вспомогательной небесной сферы равен радиусу Земли (рис. 2.11). Из рис. 2.11 легко устанавливается аналогия между самими координатами. Широта будет аналогична склонению, а долгота, часовой угол и прямое восхождение по своему значению также являются тождественными понятиями. Если в некоторый момент времени центр Земли соединить со светилом, то эта линия пересечёт земную поверхность в точке, которая называется географическим местом светила (ГМС). Отвесная линия в точке места наблюдателя (М) пересечёт небесную сферу в точке Z, которая называется зенитом наблюдателя.

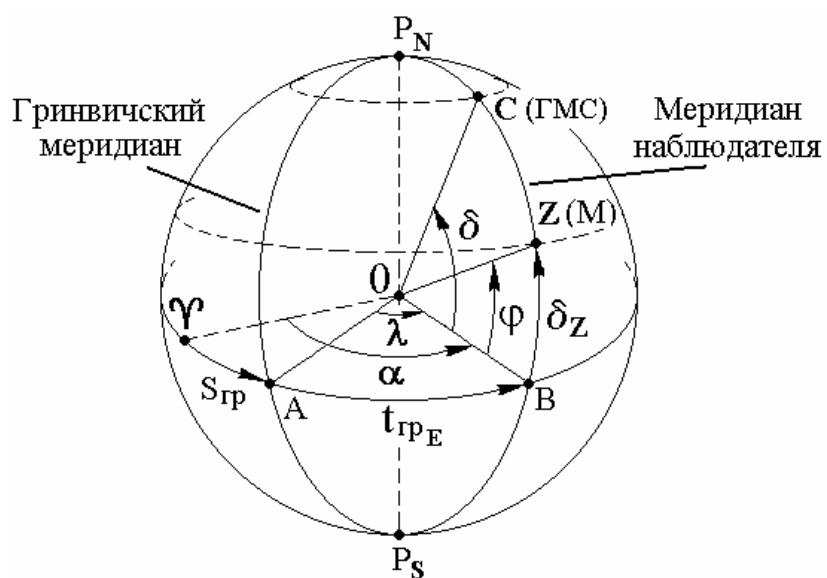


Рис. 2.11. Система географических координат, совмещенная с экваториальной системой координат небесных светил

Выясним зависимость между экваториальными координатами зенита и географическими координатами наблюдателя. Как видно из рис. 2.11, склонение зенита δ_z равно широте места ϕ ($\phi = \delta_z$), а прямое восхождение зенита равно прямому восхождению светила **C**, находящегося в данный момент в *верхней кульминации* на меридиане наблюдателя $P_N Z P_S$. Координаты географического места светила ϕ^* , λ^* соответствуют экваториальным координатам светила: широта ГМС ϕ^* равна склонению светила δ , а долгота ГМС λ^* равна гринвичскому часовому углу светила $t_{\text{тр}}$.

Определение места наблюдателя на земной поверхности по астрономическим наблюдениям небесных светил сводится к нахождению положения зенита наблюдателя на небесной сфере, который может быть получен как точка пересечения двух линий положения – линий равных значений измеряемой величины. В зависимости от способа астрономического наблюдения, линии положения на вспомогательной сфере могут изображаться в виде дуг больших и малых кругов или кривых особого рода.

Полагаем, что на летательном аппарате имеются курсовая система и центральная гирокопическая вертикаль (ЦГВ), которые определяют направление осей горизонтальной системы координат. В полёте могут быть измерены горизонтальные координаты небесных светил: высоты h_1 и h_2 (или зенитные расстояния z_1 , z_2) и азимуты A_1 , A_2 двух светил.

Каждая из измеренных координат может послужить основой для построения поверхности положения. Поверхность положения $z = \text{const}$ (рис. 2.12, *a*) представляет собой конус с вершиной, совпадающей с центром Земли. Линия пересечения конуса с земным шаром образует круг постоянных зенитных расстояний, который является линией положения ЛА.

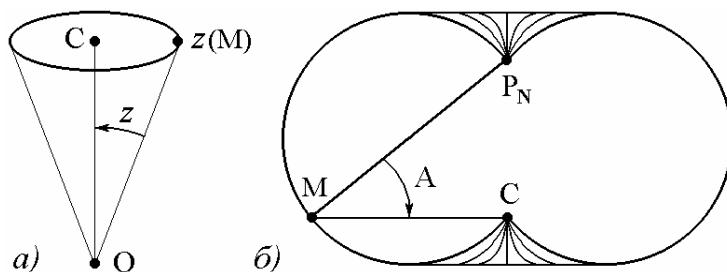


Рис. 2.12. Поверхности положения: *а*) равного зенитного расстояния z ;
б) постоянного угла A между двумя точками P_N и C

Линия пересечения поверхности $A = \text{const}$ с шаром (рис. 2.12, б) является линией положения, имеющей форму двух окружностей, пересекающихся в точках полюса P_N и географического места небесного светила C .

Для упрощения геометрических построений можно не строить поверхностей положения, а пользоваться только линиями положения на сфере. Положение зенита на небесной сфере можно определить методом кругов равных высот, высотно-азимутальным и азимутальным методами.

Высотный метод (метод кругов равных высот)

Для наблюдателя, находящегося на некотором расстоянии от географического места светила, высота светила h будет меньше 90° , и зенитное расстояние, соответственно, больше 0° . Во всех точках любой окружности, центром которой является географическое место светила, высота соответствующего светила будет одинаковой.

Такая окружность называется кругом равных высот светила. Радиус круга равных высот равен зенитному расстоянию. Для определения местонахождения наблюдателя по измеренным высотам двух светил C_1 и C_2 строят круги равных высот (рис. 2.13). Они пересекутся в двух точках M и M' , в одной из которых находится наблюдатель. Эти точки обычно удалены друг от друга на большие расстояния (тысячи километров). Так, даже при высоте светила $h = 70^\circ$, $z = 90 - 70 = 20^\circ \approx 111 \cdot 20 = 2200$ км.

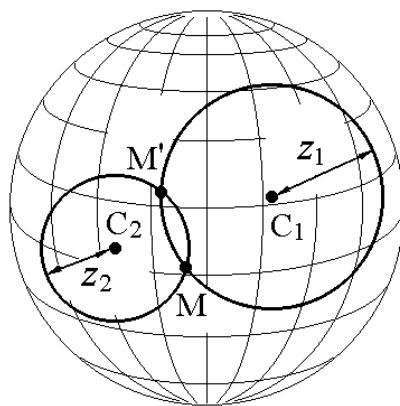


Рис. 2.13. Определение координат места высотным методом

Поэтому, зная приближённо свое местонахождение, можно определить, в какой из этих двух точек находишься. Эта задача может быть решена графически, путем построения кругов равных высот на глобусе

(рис. 2.13), или аналитически, путем решения двух уравнений, составленных для параллактических треугольников светил C_1 и C_2 (рис. 2.14).

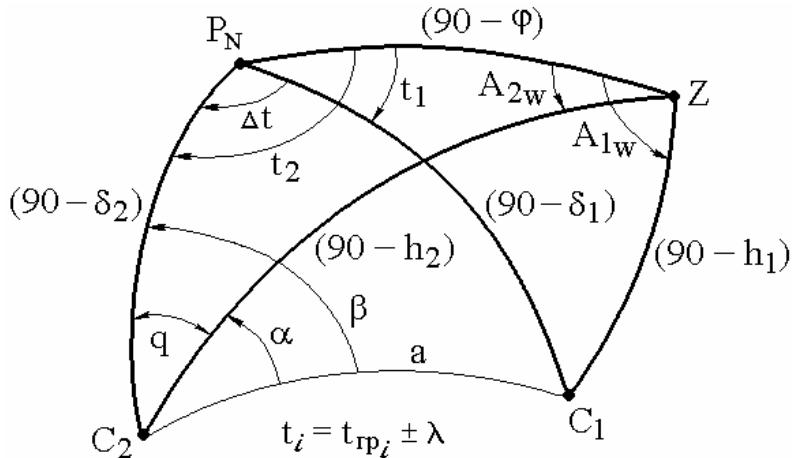


Рис. 2.14. Аналитическое определение координат места высотным методом

Высоты светил связаны с координатами места зависимостями:

$$\sin h_i = \sin \varphi \cdot \sin \delta_i + \cos \varphi \cdot \cos \delta_i \cdot \cos(S_{rp} - \alpha_i + \lambda), \quad (2.10)$$

здесь $i = 1, 2$; h_i – измеренные высоты светил; α_i , δ_i – экваториальные координаты светил; φ , λ – географические координаты места самолёта; S_{rp} – гринвичское звёздное время в момент измерения высот светил.

В принципе решение системы уравнений с двумя неизвестными должно дать широту φ и долготу λ места наблюдателя, но выразить непосредственно искомые величины φ и λ в виде явных функций известных величин h_i , α_i , δ_i , S_{rp} не представляется возможным, так как уравнения являются трансцендентными и не могут быть решены обычным алгебраическим способом. Эта задача все же имеет аналитическое решение путем последовательного решения трех сферических треугольников через вспомогательные величины a , α , β (рис. 2.14).

В современных астроориентаторах применяют вычислительные устройства, в которых задача совместного решения двух трансцендентных уравнений решается проще. Система (2.10) имеет решение, если входящие в неё уравнения линейно независимы. Уравнения независимы, если якобиан её не равен нулю. Анализ уравнений (2.10) показывает, что при $\varphi = \pi/2$ якобиан равен нулю и уравнения системы несовместны, при этом координаты места летательного аппарата совпадают с северным полюсом и поня-

тия звёздного времени и долготы места теряют смысл. Якобиан системы уравнений (2.10) равен нулю также в случае равенства азимутов пеленгуемых светил, т. е. когда $A_1 = A_2$.

Поскольку система уравнений (2.10) нелинейная, то при её решении можно использовать лишь численные методы. В горизонтальных астрориентаторах эта система уравнений решается по так называемому модифицированному методу Ньютона.

Чтобы осуществить процесс итерационного решения и исключить неоднозначность решения уравнений (2.10) необходима информация о приближённых значениях координат места летательного аппарата. Координаты светил могут быть выбраны из авиационного астрономического ежегодника и введены в прибор, а звёздное гринвичское время непрерывно вводится с помощью таймера.

*Высотно-азимутальный метод
(определение координат места по одному светилу)*

По измеренным высоте и азимуту одного светила строят две линии положения на сфере (рис. 2.15) – линию постоянного зенитного расстояния $z = \text{const}$ (круг равных высот) и линию постоянного азимута $A = \text{const}$.

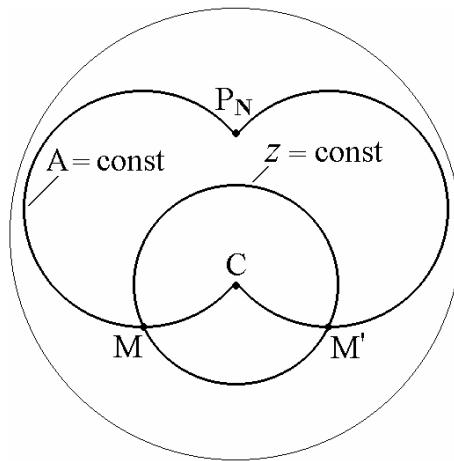


Рис. 2.15. Определение координат места высотно-азимутальным методом

Эти линии пересекаются в двух точках. Одна из них является истинным местом летательного аппарата, другая – ложным. Для того чтобы отличить эти точки, необходимо знать район места нахождения ЛА, или использовать дополнительную линию положения.

Азимутальный метод

По измеренным азимутам двух светил (рис. 2.16) место зенита определяется в точке пересечения двух вертикалов светил.

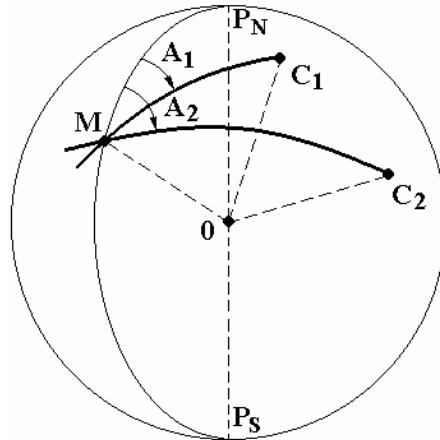


Рис. 2.16. Определение координат места азимутальным методом

По причине недостаточной точности измерения азимутов светил (курсовая система менее точна, чем центральная гировертикаль) последние два астрономических способа на практике не применяются. Метод двух зенитных расстояний (метод кругов равных высот) является пока единственным методом, которым пользуются на практике.

Автоматические секстанты

Важной составной частью астроориентатора является автоматический секстант. На рис. 2.17 приведена схема секстанта, пеленгаторное устройство которого связано через редуктор отрабатывающего двигателя с корпусом летательного аппарата.

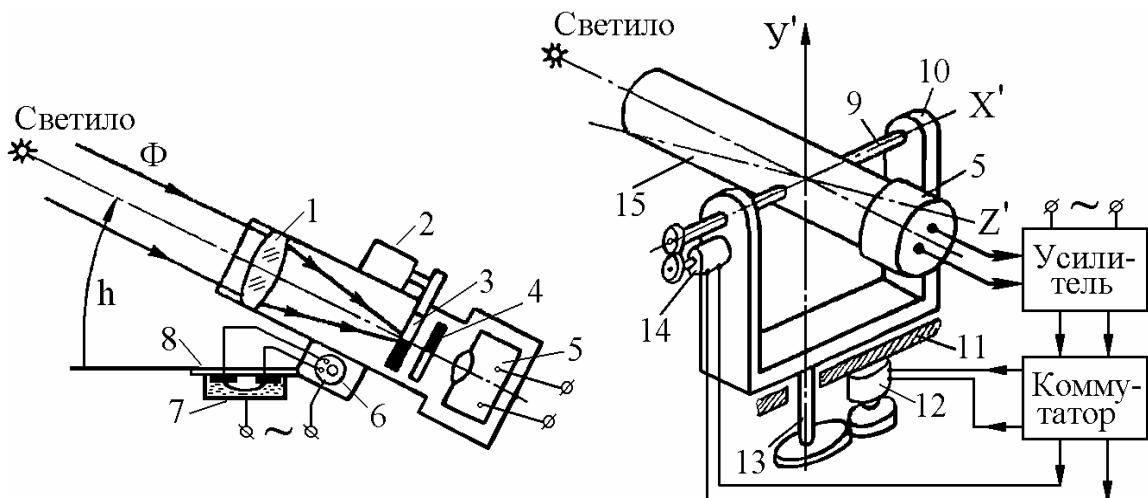


Рис. 2.17. Принципиальная схема автоматического секстанта

Телескоп 15 автоматически направляется на небесное светило. Отклонение телескопа от направления на светило вызывает сигнал на выходе фотоумножителя 5, который после усиления передаётся через коммутатор на двигатель отработки по высоте 14 и курсовому углу 12. Отработка производится вокруг вертикальной оси Y' и горизонтальной оси X' относительно корпуса летательного аппарата 11. Телескоп 15 опирается на ось 9, подвешенную в карданной раме 10. Эта рама может поворачиваться в азимуте на оси 13 опоры.

Высоту светила h измеряют относительно электролитического уровня 7, который удерживается в нейтральном положении с помощью двигателя 6. Уровень отрабатывается механизмом только в плоскости $Y'Z'$.

Рассмотрим работу фотоследящей системы. Световой поток Φ попадает на линзу 1, после чего он превращается в пучок сходящихся лучей и направляется через диафрагмы 3 и 4 на катод фотоумножителя 5.

Диафрагмы 3, 4 (вращаются двигателем 2) обеспечивают изменение силы тока фотоумножителя в зависимости от угла отклонения оптической оси телескопа от направления на светило, а также модуляцию светового потока для исключения влияния фона неба на точность пеленгации.

Чем дальше отклоняется световое пятно от центра диафрагмы 3 (с секторным вырезом, рис. 2.18), тем большее время будет освещён фотокатод, следовательно, больше среднее значение фототока (рис. 2.18, a).

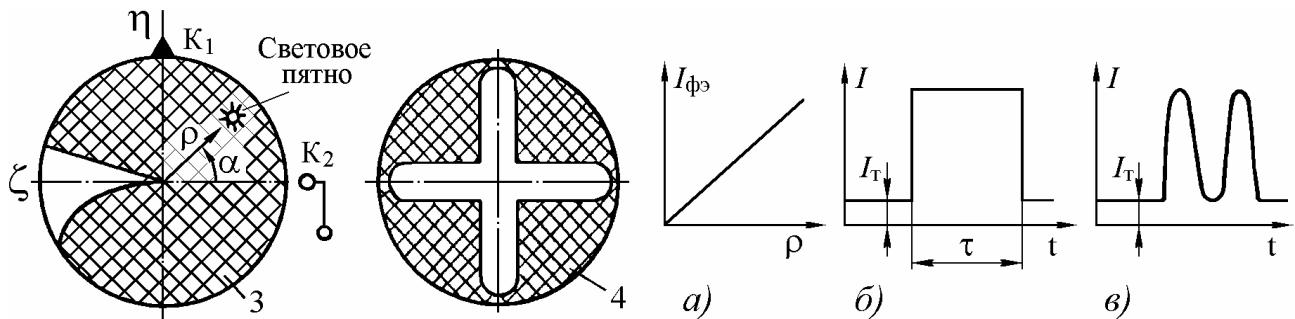


Рис. 2.18. Принцип работы фотоследящей системы

Для определения углового положения α светового пятна относительно осей координат $\eta\zeta$, жёстко связанных с телескопом, используют контакт K_1 на диафрагме 3 и контакт K_2 на телескопе. При вращении диафрагмы 3 контакт K_1 касается контакта K_2 и отпирает входной каскад усилителя.

В результате этого длительность импульса тока τ становится пропорциональной углу α (рис. 2.18, б). Диафрагма 4 с перекрестными прорезями (рис. 2.18, в) модулирует сигнал. Распределение сигналов на двигатели 12, 14 (рис. 2.17) соответственно пропорционально $\rho \cdot \cos\alpha$ и $\rho \cdot \sin\alpha$.

Рассмотренная схема секстанта обладает следующими недостатками:

1) при крене прибора перпендикулярно плоскости вертикала светила возникает методическая погрешность в измерении высоты и курсового угла светила;

2) угловые движения летательного аппарата вызывают динамические погрешности фотоследящей системы, которые снижают точность пеленгации и являются одной из причин потери видимости небесного светила;

3) почти полное отсутствие «памяти»; при временном прекращении видимости небесного светила телескоп может отклоняться на угол, пре- восходящий угол поля зрения, в результате фотоследящая система может потерять светило и не восстановить нормальную работу при возобновлении видимости светила;

4) электролитический уровень (при действии ускорений) устанавливается в направлении «кажущейся» вертикали, поэтому в погрешность измерения высоты войдут погрешности вертикали в плоскости У'Z'.

Для устранения указанных недостатков применяют различные методы, среди них: совмещение секстанта с курсовертикалью, гирокомпьютерским стабилизатором, с повторителем курсовертикали и др.

Астроориентаторы горизонтальной системы координат

Наиболее простым является астроориентатор, основанный на пеленгации двух звёзд. В нем с помощью двух автоматических секстантов измеряются высоты и курсовые углы двух звёзд. В вычислителе определяются координаты места самолёта (методом кругов равных высот) и курс.

Измеренные высоты светил связаны с координатами места самолёта зависимостями (2.10). Знание географических координат места самолёта позволяет получить азимут светила А. Вычисленное значение азимута и измеренный курсовой угол светила дают истинный курс самолёта

$ИК = A - KU$. Измерение истинного курса осуществляется по одному светилу. Структурная схема астроориентатора представлена на рис. 2.19.

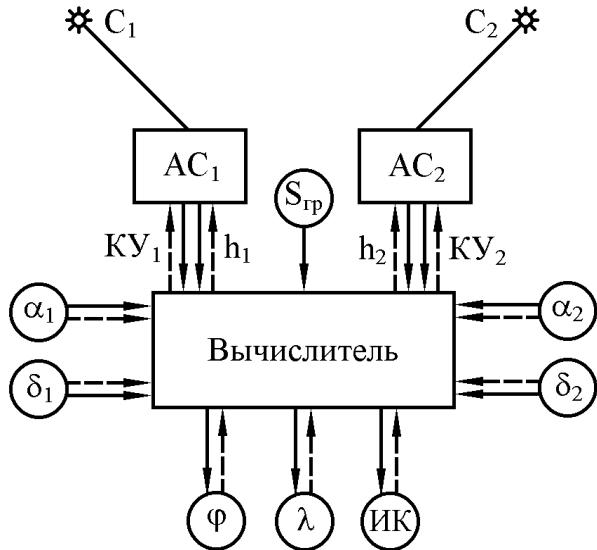


Рис. 2.19. Структурная схема горизонтального астроориентатора

Настройка астроориентатора на выбранные звёзды осуществляется путем решения в вычислителе обратной задачи. По экваториальным координатам светил, гринвичскому звёздному времени, координатам места самолёта и курсу определяются высоты и курсовые углы выбранных светил и передаются на автоматические секстанты (AC_i). Секстанты устанавливаются в направлении на выбранные светила. Этот режим работы на рис. 2.19 показан пунктирными линиями. Примером такого прибора является астроориентатор БЦ-63, в котором по исходным данным $\varphi_0, \lambda_0, \delta_1, \alpha_1, \delta_2, \alpha_2, S_{rp}$ непрерывно вычисляются азимуты и высоты светил A_1, A_2, h_1, h_2 .

Вычисленные значения высот светил сравниваются с высотами, измеренными с помощью автоматических секстантов.

Знание разности $\Delta h_i = h_{изм_i} - h_i$ и азимутов A_i позволяет определить поправки в значения широты $\Delta\varphi$ и долготы $\Delta\lambda$ места самолёта

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi; \quad \lambda = \lambda_0 + \Delta\lambda. \quad (2.11)$$

Для вычисления высот и азимутов светил в астроориентаторе используются соотношения (1.21, 1.22) в несколько преобразованном виде

$$\begin{aligned} \cos A_i \cdot \cosh_i &= \sin \delta_i \cdot \cos \varphi - \cos \delta_i \cdot \sin \varphi \cdot \cos(S_{rp} - \alpha_i + \lambda); \\ \sin A_i \cdot \cosh_i &= -\cos \delta_i \cdot \sin(S_{rp} - \alpha_i + \lambda). \end{aligned} \quad (2.12)$$

Приращения широты и долготы места вычисляются по формулам

$$\Delta\varphi = -\frac{\sin A_2 \cdot \Delta h_1 - \sin A_1 \cdot \Delta h_2}{\sin(A_2 - A_1)};$$

$$\Delta\lambda = -\frac{\cos A_1 \cdot \Delta h_2 - \cos A_2 \cdot \Delta h_1}{\cos\varphi \cdot \sin(A_2 - A_1)}, \quad (2.13)$$

здесь $\Delta h_i = h_{\text{изм}i} - h_i$.

Полученные географические координаты места самолёта φ, λ поступают на указатели и в канал вычисления ортодромических координат. Формулы пересчёта географических координат места самолёта в ортодромические получены из сферического треугольника на поверхности земного шара $M P_N P_0$ (рис. 2.20), где точка M характеризует место самолёта, P_N – северный полюс Земли, P_0 – полюс ортодромии.

$$\sin X = \sin\Phi \cdot \sin\varphi + \cos\Phi \cdot \cos\varphi \cdot \cos(L - \lambda);$$

$$\operatorname{tg} Y = \cos\Phi \cdot \operatorname{tg}\varphi \cdot \operatorname{cosec}(L - \lambda) - \sin\Phi \cdot \operatorname{ctg}(L - \lambda), \quad (2.14)$$

здесь X, Y – ортодромические координаты места самолёта; Φ, L – широта и долгота полюса выбранной ортодромии.

Для определения ортодромического курса в астроориентаторе непрерывно вычисляется значение путевого угла ортодромической параллели β

$$\operatorname{tg}\beta = \cos\varphi \cdot \operatorname{tg}\Phi \cdot \operatorname{cosec}(L - \lambda) - \sin\varphi \cdot \operatorname{ctg}(L - \lambda). \quad (2.15)$$

Истинный и ортодромический курсы вычисляются по формулам

$$\text{ИК} = A - KU; \quad \text{OK} = A - KU - \beta. \quad (2.16)$$

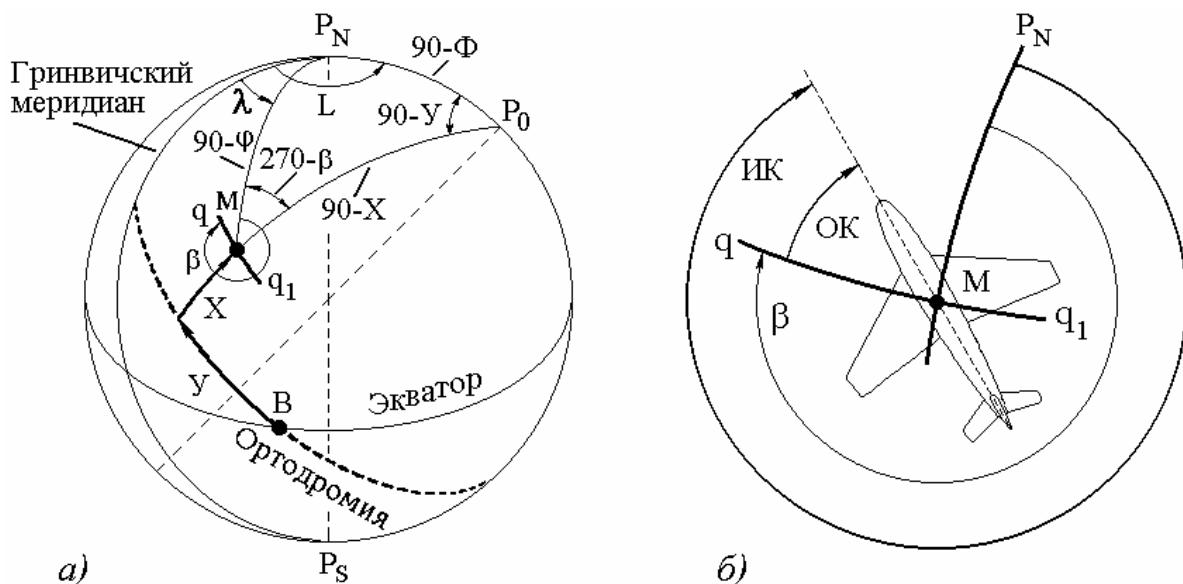


Рис. 2.20. Определение ортодромического курса

В астроориентаторе БЦ-63 используется метод навигации, получивший название метода кругов равных высот, который реализуется в ночное время полёта. Днем можно использовать *высотно-азимутальный метод* определения координат места самолёта. Погрешность этого метода больше, так как точность самолётных систем, определяющих направление плоскости истинного горизонта, выше точности систем, определяющих направление географического меридiana.

Рассмотрим возможность построения высотно-азимутального астроориентатора, определяющего координаты места ЛА по одному светилу. На рис. 2.21, *a* показан сферический треугольник, где буквами А, В, С обозначены углы, а буквами **a**, **b**, **c** – соответствующие дуги, лежащие против одноимённых углов.

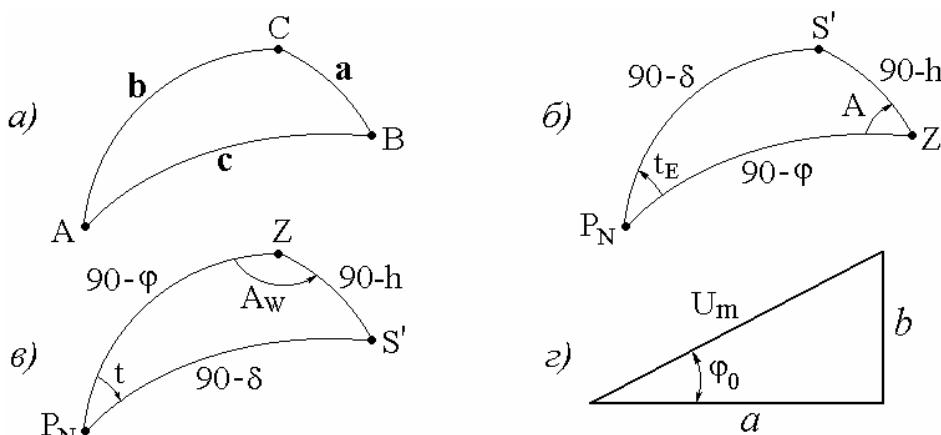


Рис. 2.22. Решение полярного треугольника светила

Решение таких треугольников известно. Приведем формулы, используемые при решении косоугольных сферических треугольников:

$$\sin(\mathbf{a})/\sin(A) = \sin(\mathbf{b})/\sin(B) = \sin(\mathbf{c})/\sin(C); \quad (2.17)$$

$$\cos(\mathbf{a}) = \cos(\mathbf{b})\cdot\cos(\mathbf{c}) + \sin(\mathbf{b})\cdot\sin(\mathbf{c})\cdot\cos(A); \quad (2.18)$$

$$\cos(A) = -\cos(\mathbf{b})\cdot\cos(\mathbf{c}) + \sin(\mathbf{b})\cdot\sin(\mathbf{c})\cdot\cos(\mathbf{a}); \quad (2.19)$$

$$\sin(\mathbf{a})\cdot\operatorname{ctg}(\mathbf{b}) = \sin(C)\cdot\operatorname{ctg}(B) + \cos(\mathbf{a})\cdot\cos(C); \quad (2.20)$$

$$\sin(A)\cdot\operatorname{ctg}(B) = \sin(\mathbf{c})\cdot\operatorname{ctg}(\mathbf{b}) - \cos(A)\cdot\cos(\mathbf{c}). \quad (2.21)$$

При решении полярного треугольника светила необходимо привести в соответствие обозначения для сферического треугольника рис. 2.21, *a* и одного из треугольников рис. 2.21, *б*, *в*. Далее по формулам (2.17-2.21) вычисляются искомые навигационные параметры.

В качестве примера рассмотрим решение треугольника рис. 2.21, б для случая определения координат места самолёта по Солнцу.

Дано: A, h, δ. Определить φ, t.

Решение:

Из уравнения (2.17) и рис. 2.21, б находим

$$\sin(90 - h)/\sin(t_E) = \sin(90 - \delta)/\sin(A), \quad (2.22)$$

тогда

$$\sin(t_E) = \cos(h) \cdot \sin(A) / \cos(\delta). \quad (2.23)$$

На основе уравнения (2.18) получаем

$$\cos(90 - \delta) = \cos(90 - h) \cdot \cos(90 - \varphi) + \sin(90 - h) \cdot \sin(90 - \varphi) \cdot \cos(A),$$

отсюда

$$\sin(\delta) = \sin(h) \cdot \sin(\varphi) + \cos(h) \cdot \cos(\varphi) \cdot \cos(A). \quad (2.24)$$

В электротехнике используется понятие «мгновенное значение напряжения» – это вектор, значение которого определяется как

$$u = U_m \cdot \sin(\omega t + \varphi_0) \text{ или } u = a \cdot \sin(\omega t) + b \cdot \cos(\omega t), \quad (2.25)$$

здесь $U_m = \sqrt{a^2 + b^2}$; $\operatorname{tg}(\varphi_0) = b/a$ (рис. 2.21, ε).

Введем обозначения

$$\begin{aligned} \omega t &= \varphi; \quad a = \sin(h); \quad b = \cos(h) \cdot \cos(A); \\ \operatorname{tg}(\varphi_0) &= b/a = \cos(h) \cdot \cos(A) / \sin(h); \\ U_m &= \sqrt{\sin^2(h) + \cos^2(h) \cdot \cos^2(A)}. \end{aligned} \quad (2.26)$$

Сравнивая (2.24) и (2.25) с учётом (2.26), получим

$$\sin(\delta) = [\sqrt{\sin^2(h) + \cos^2(h) \cdot \cos^2(A)}] \cdot \sin(\varphi + \varphi_0). \quad (2.27)$$

Отсюда

$$\begin{aligned} \sin(\varphi + \varphi_0) &= \sin(\delta) / \sqrt{\sin^2(h) + \cos^2(h) \cdot \cos^2(A)} \quad \text{и} \\ \varphi + \varphi_0 &= \arcsin[\sin(\delta) / \sqrt{\sin^2(h) + \cos^2(h) \cdot \cos^2(A)}]. \end{aligned} \quad (2.28)$$

С учётом (2.26) уравнение (2.28) перепишем в виде

$$\begin{aligned} \varphi &= \arcsin[\sin(\delta) / \sqrt{\sin^2(h) + \cos^2(h) \cdot \cos^2(A)}] - \\ &\quad - \operatorname{arctg}[\cos(h) \cdot \cos(A) / \sin(h)]. \end{aligned} \quad (2.29)$$

Уравнения (2.29) и (2.23) позволяют определить широту места и часового угол светила по измеренным значениям его высоты и азимута.

Азимут светила определяется как

$$A = ИК + КУ, \quad (2.30)$$

а из уравнения (2.7) по вычисленному значению часового угла светила можно определить долготу места

$$\lambda = t + \alpha - S_{rp}, \quad (2.31)$$

здесь $t = 360^\circ - t_E$.

Не на всех вычислительных машинах имеется функция \arcsin , в этом случае для главных значений можно воспользоваться формулой

$$\arcsin(X) = \arctg[X/\sqrt{1-X^2}]. \quad (2.32)$$

Методические и инструментальные погрешности астрокомпасов и астроориентаторов

Погрешности астрономических компасов [14, с. 192-196]. Астрономическим компасам свойственны методические и инструментальные погрешности. Методические погрешности вызываются следующими причинами: 1) ошибками в определении координат места летательного аппарата, вводимыми в счётно-решающее устройство компаса; 2) ошибками счисления времени, вводимого в прибор; 3) кренами пеленгатора.

Методические погрешности горизонтального астрокомпаса возникают вследствие неточного вычисления азимута A и измерения курсового угла КУ светила. Погрешность измерения истинного курса ΔIK получим из уравнения (2.1), варьируя величинами A и КУ.

Погрешность вычисления азимута вызывается ошибками введения координат места летательного аппарата $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$. Полная погрешность вычисления азимута ΔA определяется как

$$\Delta A = \Delta\varphi \cdot \sin A \cdot \operatorname{tgh} + \Delta\lambda \cdot (\sin\varphi - \cos\varphi \cdot \operatorname{tgh} \cdot \cos A). \quad (2.33)$$

Погрешность ΔA нарастает по мере увеличения высоты светила h .

При наклонах плоскости пеленгации, вызванных углами крена и тангенса летательного аппарата, возникает креновая погрешность. Компенсация креновой методической погрешности может быть выполнена двумя способами: 1) стабилизацией пеленгаторного устройства при помощи вертикали; 2) введением поправок от счётно-решающего устройства.

Погрешность измерения ортодромического курса возникает вследствие отклонения оси вращения пеленгаторной головки относительно рас-

чётного положения (см. уравнение 2.9). Эта погрешность нарастает по мере увеличения пройденного расстояния.

Погрешности от оптических искажений возникают при прохождении солнечного света сквозь атмосферу Земли и астрокупол ЛА. Сюда же относятся помехи от света, отражённого от облаков и т. п.

Для экваториальных компасов характерны методические погрешности, вызванные изменением зенитного расстояния светила вследствие рефракции атмосферы и астрокупола, неточности задания координат места нахождения ЛА и координат географического места светила, наклонами плоскости пеленгации светила.

Методические погрешности в измерении высоты светила могут быть вызваны астрономической рефракцией и параллаксом светила. Астрономической рефракцией называется преломление светового луча в земной атмосфере, вследствие которого видимое направление на небесное светило приподнимается над горизонтом.

Плотность атмосферного воздуха в нижних слоях больше, чем в верхних, вследствие этого луч, идущий от светила, все более искривляется (рис. 2.22).

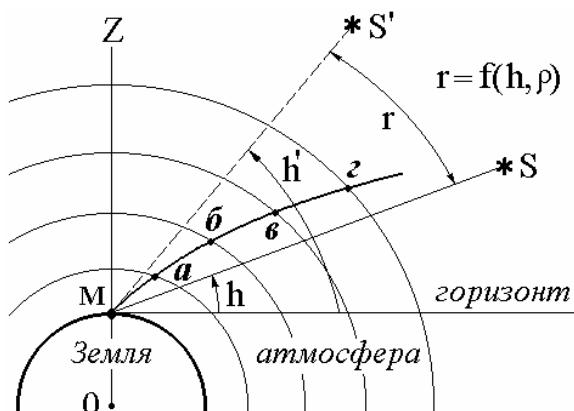


Рис. 2.22. К определению астрономической рефракции

Наблюдатель, находящийся в точке М, увидит светило в точке по направлению касательной к кривой пути светового луча, т. е. по направлению MS'. Угол S'MS между видимым направлением на светило MS' и истинным направлением MS, по которому светило наблюдалось бы при отсутствии атмосферы, является астрономической рефракцией (γ).

Траектория светового луча располагается в плоскости вертикала светила, поэтому рефракция изменяет только высоту светила. Чем больше высота светила, тем меньше рефракция. Когда светило находится на горизонте, рефракция максимальная и достигает $35'$. Рефракция зависит от плотности атмосферного воздуха. С увеличением высоты полёта плотность ρ воздуха уменьшается, уменьшается и рефракция.

В астрономическом авиационном ежегоднике координаты небесных светил даются относительно центра Земли, т. е. предполагается, что центр небесной сферы совпадает с центром Земли. Параллаксом светила называется угол p (рис. 2.23) между направлением из какой-либо точки земной поверхности и направлением из центра Земли на светило.

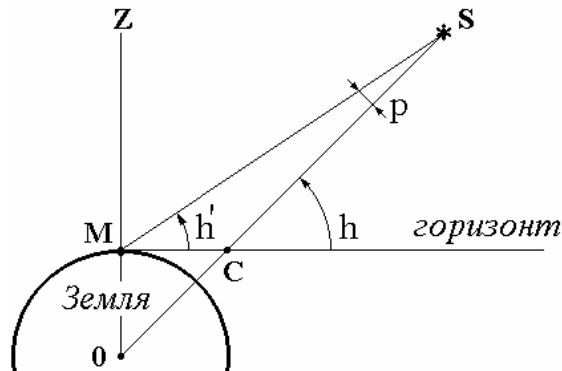


Рис. 2.23. К определению параллакса небесного светила

Пусть наблюдатель находится в точке M , а светило – в точке S . Введем обозначения: h – геоцентрическая высота светила, h' – видимая высота светила, $R = OM$ – радиус Земли, $D = OS$ – расстояние от центра Земли до светила. Угол h является внешним углом треугольника SMC , тогда

$$h = h' + p, \quad (2.34)$$

здесь p – параллакс светила.

Из треугольника SOM получим

$$\sin p / R = \sin(90 + h') / D, \quad (2.35)$$

тогда

$$\sin p = (R/D) \cdot \cosh h'. \quad (2.36)$$

Наибольший параллакс получается при нахождении светила на горизонте. Горизонтальный параллакс Луны $53\div62'$; Венеры $0',55$; Марса $0',4$; Солнца $8'',8$; параллакс звёзд ничтожно мал.

Инструментальные погрешности в измерении высоты и курсового угла светила складываются из погрешностей пеленгатора, рефракции астрокупола или астроокна, вертикали, вычислительного устройства, указателей. Эти погрешности зависят не только от параметров отдельных деталей и узлов, но и от внешних условий: перегрузок и вибраций, температуры, влажности, напряжения питающей сети. Кроме того, погрешности меняются с течением времени вследствие старения материалов, изменения свойств смазок и др. Оценить расчётным путем значения всех погрешностей невозможно, поэтому обычно дается оценка наиболее существенных и наиболее вероятных погрешностей.

Погрешности пеленгаторного устройства возникают вследствие наличия зоны нечувствительности, статических и динамических ошибок фотоследящего устройства. Эти погрешности появляются как в плоскости вертикала светила Δh , так и в поперечной плоскости $\Delta KU'$ (рис. 2.24).

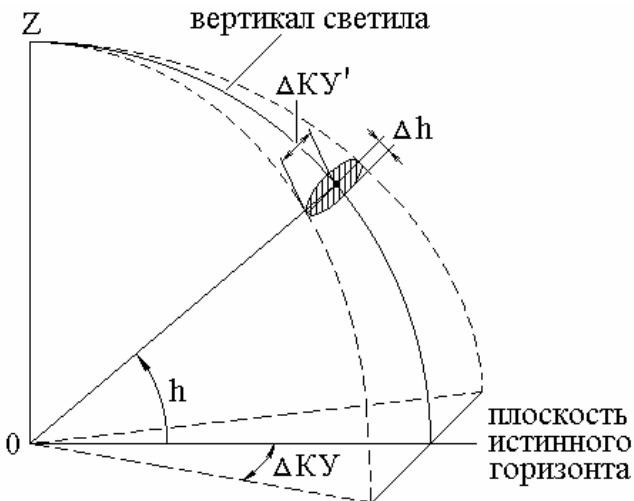


Рис. 2.24. Погрешности пеленгаторного устройства

Погрешность в измерении курсового угла ΔKU :

$$\Delta KU = \Delta KU' / \cosh. \quad (2.37)$$

При $h = 0 \Delta KU = \Delta KU'$, а при $h \rightarrow 90^\circ$ погрешность измерения курсового угла возрастает.

Погрешности рефракции астрокупола. Астрокупол, или астроокно может иметь различную геометрическую форму – сферическую или плоскую. Астрокупол сферической формы (рис. 2.25, а) деформируется под

действием скоростного напора воздуха, неравномерного нагрева поверхности и перепада давления между атмосферой и воздухом в кабине ЛА. Кроме того, точка опоры пеленгатора O' может быть смещена относительно центра O сферы астрокупола. Деформация астрокупола и смещение опоры пеленгатора вызывают рефракцию – отклонение луча, идущего от небесного светила S , на угол r_1 .

Для плоского астроокна (рис. 2.25, б) характерны деформации, вызванные перепадом давления между атмосферным и кабинным воздухом и перепадом температуры на внешней и внутренней поверхностях стекла. Последнее вызывает неодинаковое расширение наружной и внутренней поверхностей стекла, вследствие чего астроокно выпучивается.

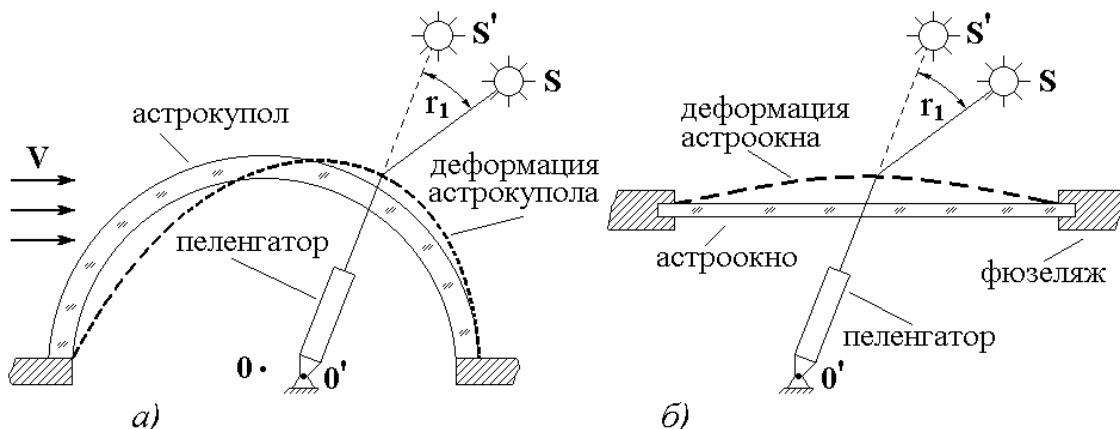


Рис. 2.25. Погрешности рефракции астрокупола (а) и астроокна (б)

Рефракция астрокупола или астроокна может быть разложена на две составляющие – одна в плоскости вертикала светила (приводит к погрешности в измерении высоты светила), другая в плоскости курсового угла.

Погрешности астроориентаторов [14, с. 495-505]. Ранее указывалось, что астроориентатор горизонтальной системы координат решает систему уравнений (2.10). Предположим, что при измерении высот h_i допускаются ошибки Δh_i , это приведет к появлению ошибок по широте $\Delta\phi$ и долготе $\Delta\lambda$. Тогда из уравнений (2.10) получим

$$\begin{aligned} \sin(h_i + \Delta h_i) &= \sin(\phi + \Delta\phi) \cdot \sin\delta_i + \\ &+ \cos(\phi + \Delta\phi) \cdot \cos\delta_i \cdot \cos[(S_{rp} - \alpha_i + \lambda) + \Delta\lambda], \end{aligned} \quad (2.38)$$

здесь склонения δ_i , прямые восхождения светил α_i и звёздное гринвичское время S_{rp} выбираются из ААЕ и считаются точно известными.

Воспользуемся формулами синуса и косинуса суммы двух углов:

$$\begin{aligned}\sin(h_i + \Delta h_i) &= \sin h_i \cdot \cos \Delta h_i + \cosh h_i \cdot \sin \Delta h_i, \\ \sin(\varphi + \Delta \varphi) &= \sin \varphi \cdot \cos \Delta \varphi + \cos \varphi \cdot \sin \Delta \varphi, \\ \cos(\varphi + \Delta \varphi) &= \cos \varphi \cdot \cos \Delta \varphi - \sin \varphi \cdot \sin \Delta \varphi, \\ \cos[(S_{rp} - \alpha_i + \lambda) + \Delta \lambda] &= \\ &= \cos(S_{rp} - \alpha_i + \lambda) \cdot \cos \Delta \lambda - \sin(S_{rp} - \alpha_i + \lambda) \cdot \sin \Delta \lambda,\end{aligned}$$

формулой 5-ти элементов

$$\sin \delta_i \cdot \cos \varphi - \cos \delta_i \cdot \sin \varphi \cdot \cos(S_{rp} - \alpha_i + \lambda) = \cosh h_i \cdot \cos A_{iw}$$

и формулой синусов

$$\cos \delta_i \cdot \sin(S_{rp} - \alpha_i + \lambda) = \cosh h_i \cdot \sin A_{iw},$$

учитывая, что углы Δh_i , $\Delta \varphi$, $\Delta \lambda$ малы, получим

$$\Delta h_i = \cos A_{iw} \cdot \Delta \varphi - \sin A_{iw} \cdot \cos \varphi \cdot \Delta \lambda. \quad (2.39)$$

Решим систему уравнений (2.39) относительно $\Delta \varphi$ и $\Delta \lambda$, тогда

$$\begin{aligned}\Delta \varphi &= \frac{\Delta h_1 \cdot \sin A_2 - \Delta h_2 \cdot \sin A_1}{\sin(A_2 - A_1)}, \\ \Delta \lambda &= \frac{\Delta h_2 \cdot \cos A_1 - \Delta h_1 \cdot \cos A_2}{\cos \varphi \cdot \sin(A_2 - A_1)}.\end{aligned} \quad (2.40)$$

Из выражений (2.40) видно, что ошибки в определении координат места $\Delta \varphi$ и $\Delta \lambda$ будут иметь наименьшее значение при

$$\sin(A_2 - A_1) = 1,$$

т. е. если $A_2 - A_1 = 90^\circ$. Практический диапазон изменения разности азимутов составляет $90 \pm 30^\circ$.

Глава 3. Радиотехнические измерители навигационных параметров

Задачи вождения летательного аппарата могут быть успешно решены и радиотехническими средствами, которые действуют независимо от условий погоды, а на беспилотных ЛА могут обеспечить активное вождение, когда программа полёта изменяется по команде с Земли. Радиотехнические средства обладают высокой точностью и большой дальностью действия. Решение таких важных задач, как определение путевой скорости, угла сноса и т. п. в любых погодных условиях полёта, часто трудно выпол-

нить без радиотехнических средств. Радиотехнические средства не исключают, а дополняют другие, значительно увеличивая точность, надёжность и безопасность вождения летательного аппарата.

Радиотехнические средства навигации не лишены недостатков. В ряде случаев они требуют установки на Земле радиостанций, или измерительных устройств, связанных с летательным аппаратом радиолинией, что облегчает создание организованных помех. Дальность действия и ошибки существенно зависят от условий распространения радиоволн и уровня естественных внешних и внутренних радиопомех.

Под радионавигационным оборудованием понимают комплекс радиотехнических устройств, предназначенных для обеспечения полёта летательного аппарата относительно радионавигационных точек (РНТ), т. е. пунктов, местоположение которых точно известно, и для определения элементов движения центра тяжести ЛА. Радионавигационное устройство может излучать радиосигнал, в котором информация о параметре содержится в какой-либо величине, характеризующей электромагнитное поле.

Мгновенное значение электрической составляющей напряжённости поля на некотором расстоянии от передающей антенны имеет вид

$$e = E_m \sin(\omega t + \phi). \quad (3.1)$$

Электромагнитное поле характеризуется амплитудой, частотой, фазой и моментом времени прихода радиосигнала. В связи с этим различают амплитудные, фазовые, частотные и временные радионавигационные устройства.

Абсолютные измерения используются сравнительно редко, т. к. результат определяется не только значением параметра, но и рядом других, часто нестабильных величин (мощностью передатчика, чувствительностью приёмника). Поэтому производят относительные измерения, т. е. измеряют соотношения амплитуд, разности фаз или интервал времени по двум радиосигналам. Измерения могут производиться на высокой частоте или частоте модуляции, тогда различают РНУ типа Н (несущая) и типа М (модуляция). РНУ могут работать и по шумоподобному сигналу.

Радиодальномеры

Радионавигационное устройство, предназначенное для измерения линейных координат, называется радиодальномером. В момент времени t_1 (рис. 3.1) передатчик включается. Спустя время t_d (в момент t_2) сигнал передатчика достигает приёмника. Искомое расстояние определится как

$$D = (t_2 - t_1) \cdot C = t_d \cdot C, \quad (3.2)$$

здесь C – скорость распространения электромагнитных волн.

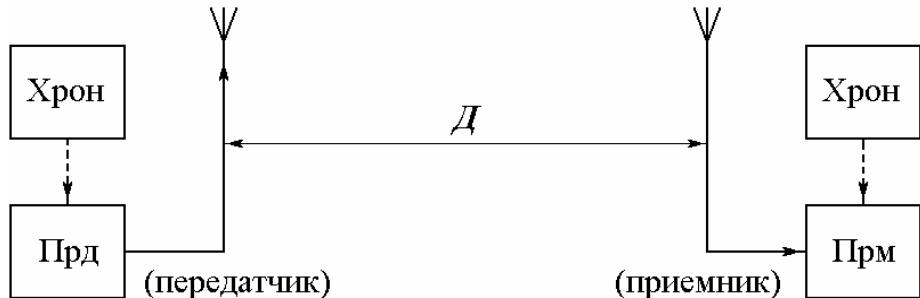


Рис. 3.1. Схема измерения дальности

Передатчик может включаться периодически. Необходимо, чтобы в месте расположения приёмника были часы, по которым, зная заранее время включения передатчика, можно было бы определить t_d . Такие часы, обеспечивающие синхронность работы приёмника и передатчика, называются хронизаторами (Хрон, рис. 3.1).

Хронизатор ставится как на передающей, так и на приёмной стороне. При неточной работе хронизаторов возникает ошибка измерения расстояния. Из уравнения (3.2), при условии $C = \text{const}$, получим

$$\Delta D = C \cdot (dt_d/dt) \cdot \Delta t, \quad (3.3)$$

здесь ΔD – ошибка дальномера, (dt_d/dt) – нестабильность хронизаторов, Δt – время полёта.

Если ошибка дальномера должна быть не более 1 км за 10 часов работы, то нестабильность хронизаторов $(dt_d/dt) \leq 10^{-10}$. Такая нестабильность соответствует точности хода часов ± 3 секунды за 1000 лет. В качестве хронизаторов используются кварцевые генераторы, стабильность которых не превышает 10^{-6} . Поэтому измерение расстояния по схеме рис. 3.1 сопровождается недопустимо большими ошибками.

На рис. 3.2 представлена упрощённая схема дальномера, у которого передатчик и приёмник установлены на летательном аппарате. Сигнал передатчика переизлучается ретранслятором (Рет), или отражается от какого-либо препятствия и возвращается к приёмнику.

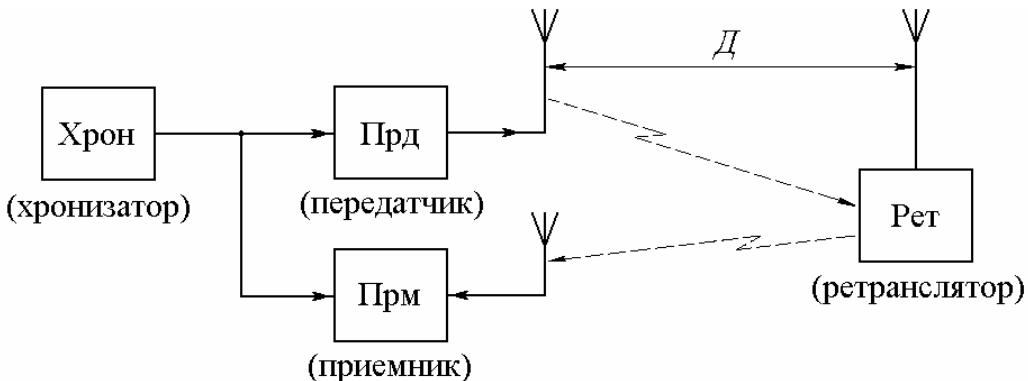


Рис. 3.2. Схема измерения дальности с ретранслятором

Измеряемая дальность определяется из выражения

$$2D = C \cdot t_D; \quad D = C \cdot (t_D/2), \quad (3.4)$$

здесь t_D – время прохождения сигнала до ретранслятора и обратно.

Приёмник и передатчик управляются одним хронизатором, допустимая нестабильность которого лежит в пределах существующих технических возможностей кварцевых генераторов.

Увеличение точности работы хронизатора и системы измерения t_D целесообразно лишь до определённого предела. При идеальном хронизаторе ошибка измерения расстояния определяется непостоянством скорости распространения радиоволн. Экспериментально установлено, что

$$\Delta C/C \leq 10^{-5}. \quad (3.5)$$

Это ставит предел точности измерения расстояния, т. к.

$$\Delta D/D = \Delta C/C. \quad (3.6)$$

Для измерения расстояния применяются фазовые, частотные и временные (импульсные) радиодальномеры.

Фазовый радиодальномер

К фазовым принято относить такие радионавигационные устройства, в которых информация о навигационном параметре содержится в фазе принимаемого сигнала. Возможны два варианта фазовых РНУ. В первом из них информация содержится в фазе несущих колебаний (РНУ типа Н), во

втором – в фазе модулирующего колебания (РНУ типа М). Фазовые РНУ применяют для определения расстояния, разности расстояний и угловых навигационных параметров. Упрощённая структурная схема *фазового радиодальномера типа М* приведена на рис. 3.3.

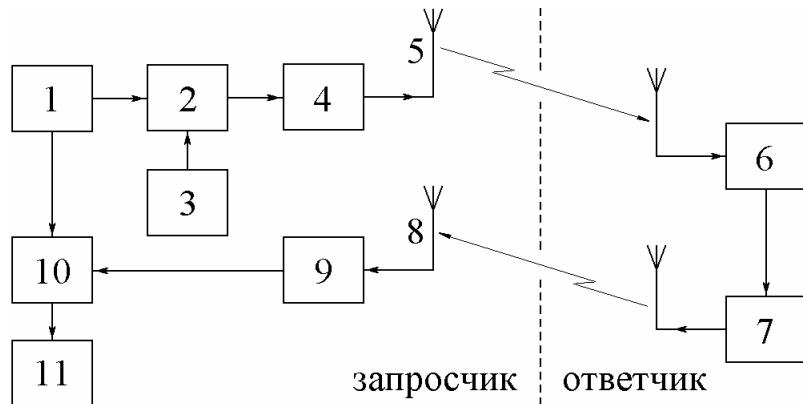


Рис. 3.3. Фазовый радиодальномер типа М: 1 – генератор масштабной частоты; 2 – амплитудный модулятор; 3 – генератор высокой частоты; 4 – усилитель мощности; 5 – антенна передатчика; 6 – приёмник ретранслятора; 7 – передатчик ретранслятора; 8 – антенна приёмника; 9 – приёмник; 10 – измеритель разности фаз; 11 – индикатор дальности

В дальномере обязательно использование ответчика, в задачу которого входит не только увеличение дальности действия, но и изменение несущей частоты ответного сигнала. Необходимость такой операции вызывается тем, что в запросчике дальномера используется режим непрерывного излучения. Поэтому на входе приёмника обычно присутствует не только ответный сигнал, но и прямой, идущий от передатчика. Во избежание интерференции прямого и ответного сигналов их разносят по частоте.

Передатчик фазового дальномера работает в режиме амплитудной модуляции. Источником модулирующего сигнала служит генератор масштабной частоты (1). В приёмнике запросчика (9) принятый сигнал усиливается и детектируется. Выделенный модулирующий сигнал поступает на измеритель разности фаз (10), где производится сравнение его с фазой модулирующего напряжения, служащего опорным сигналом.

Если пренебречь фазовыми сдвигами модулирующего сигнала в передатчике, ретрансляторе и приёмнике, то нетрудно получить связь разности фаз принятого и опорного сигналов от расстояния D между запросчиком и ответчиком. Модулирующий сигнал можно записать как

$$U_1 = U_m \sin \Omega_m t_1 = U_m \sin \varphi_1, \quad (3.7)$$

здесь $\varphi_1 = \Omega_m t_1$ – фаза сигнала в момент излучения.

Излученный сигнал после ретрансляции возвращается к запросчику в идеальном случае с той же фазой φ_1 .

Однако, за время $t_D = 2D/C$ фаза опорного сигнала изменится

$$\varphi_2 = \Omega_m (t_1 + t_D). \quad (3.8)$$

Поэтому разность фаз опорного и принимаемого сигналов в момент приёма пропорциональна дальности D

$$\varphi_p = \varphi_2 - \varphi_1 = \Omega_m (2D/C), \quad (3.9)$$

или

$$\varphi_p = 2\pi F_m (2D/C) = 2\pi D/(\lambda_m/2), \quad (3.10)$$

здесь $\lambda_m = C/F_m$ – длина волны, соответствующая масштабной частоте F_m .

Отсюда

$$D = (1/2\pi) \cdot (\lambda_m/2) \cdot \varphi_p = M \cdot \varphi_p, \quad (3.11)$$

здесь $M = (1/2\pi) \cdot (\lambda_m/2)$ – масштабный коэффициент.

Фазовым РНУ свойственна неоднозначность измерений. Если отсутствуют дополнительные устройства, то φ_p изменяется в пределах

$$0 \leq \varphi_p \leq \varphi_{p\max} = 2\pi. \quad (3.12)$$

Выражение (3.12) является условием однозначности измерений. При $\varphi_p > 2\pi$ показания измерителя разности фаз повторяются.

Максимальная дальность, соответствующая диапазону однозначного измерения разности фаз определится как

$$D_{\max} = M \cdot \varphi_{p\max} = \lambda_m/2. \quad (3.13)$$

Чем выше масштабная частота (короче длина волны λ_m), тем меньше дальность однозначного отсчёта $D_{\text{одн}}$. Так, при $F_m = 30$ кГц, $D_{\max} = 5$ км.

Для увеличения $D_{\text{одн}}$ достаточно уменьшить масштабную частоту. Однако это уменьшит точность измерения. Действительно, дифференцируя (3.11) и переходя к конечным приращениям, получим

$$\Delta D = M \cdot \Delta \varphi_p. \quad (3.14)$$

При данной ошибке измерителя разности фаз $\Delta \varphi_p$ дальномерная ошибка ΔD тем меньше, чем меньше масштаб M , т. е. чем меньше длина

волны λ_m . При точности измерителей разности фаз $(0,01 \div 0,03) \cdot 2\pi$ возможно измерение дальности с точностью порядка $(0,01 \div 0,03) \cdot (\lambda_m/2)$.

Устранить противоречие между требованием высокой точности и однозначностью отсчёта можно, используя две масштабные частоты. Более низкая масштабная частота позволяет грубо, но однозначно измерить расстояние от 0 до D_{max} , более высокая – для точного измерения расстояния.

Частотный радиодальномер

Упрощённая структурная схема частотного радиодальномера приведена на рис. 3.4.

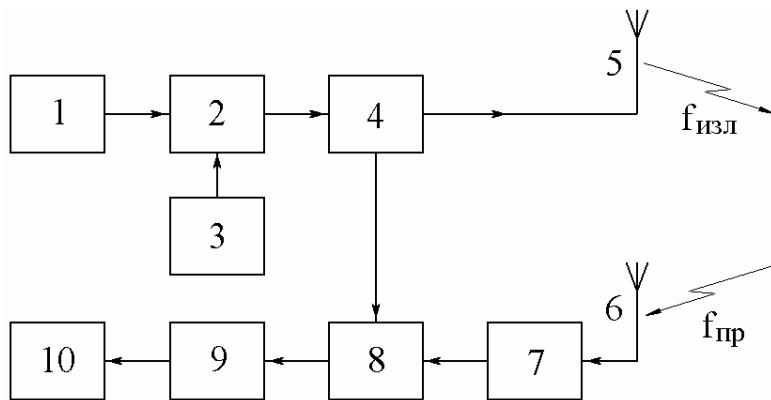


Рис. 3.4. Частотный радиодальномер: 1 – генератор масштабной частоты; 2 – частотный модулятор; 3 – генератор высокой частоты; 4 – усилитель мощности; 5 – антенна передатчика; 6 – антенна приёмника; 7 – приёмник; 8 – балансный детектор (смеситель); 9 – частотометр; 10 – индикатор дальности

Вырабатываемые генератором масштабной частоты (1) периодические колебания в частотном модуляторе (2) управляют частотой генератора высокой частоты (3). Промодулированные по частоте колебания усиливаются по мощности (4) и излучаются антенной (5). Принятый отражённый сигнал (антенна 6, приёмник 7) поступает на балансный детектор (8), куда подается также опорное напряжение – часть напряжения излучаемых частотно-модулированных колебаний. В балансном детекторе (8) выделяется сигнал разностной частоты. Этот сигнал измеряется частотометром (9), шкала которого (указатель 10) проградуирована в единицах дальности.

Допустим, что генератор (1) вырабатывает напряжение, изменяющееся по пилообразному закону. Тогда частота излучаемого сигнала $f_{изл}$ изменяется так, как показано на рис. 3.5 сплошной линией.

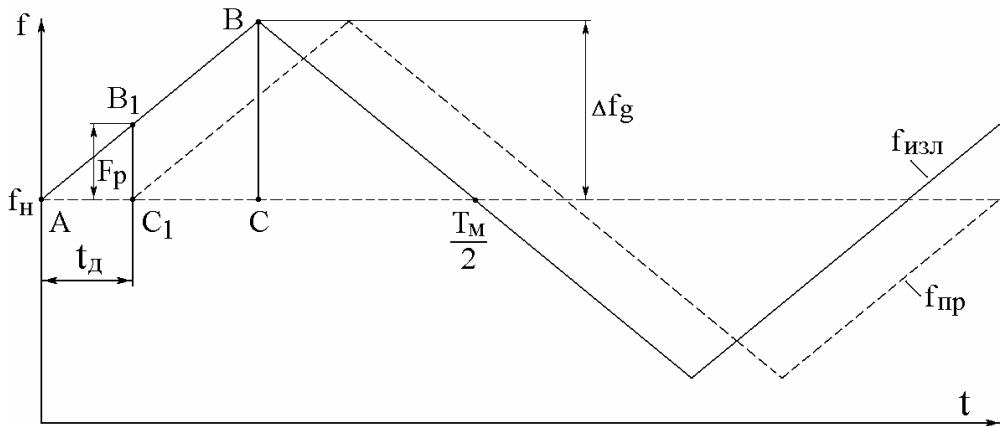


Рис. 3.5. Изменение частоты излучаемого и принимаемого сигналов

Принимаемый сигнал изменяется по тому же закону, но запаздывает на время $t_{\Delta} = 2D/C$ (пунктирная кривая на рис. 3.5). Поэтому поступающие на смеситель (8) сигналы отличаются по частоте. Разностная частота определяется из рассмотрения треугольников ABC и AB_1C_1 (рис. 3.5):

$$AC_1/AC = B_1C_1/BC, \quad B_1C_1 = AC_1 \cdot BC/AC,$$

т. е. $F_p = |f_{\text{изл}} - f_{\text{пр}}| = [\Delta f_g/(T_m/4)] \cdot t_{\Delta}$, тогда

$$F_p = [8 \cdot \Delta f_g / (T_m \cdot C)] \cdot D. \quad (3.15)$$

Измеряемая дальность равна

$$D = M \cdot F_p, \quad (3.16)$$

здесь M – масштабный коэффициент,

$$M = C / (8 \cdot \Delta f_g \cdot F_m). \quad (3.17)$$

Связь ошибки измерителя частоты ΔF_p с дальномерной ошибкой ΔD при постоянстве M определяется выражением

$$\Delta D = M \cdot \Delta F_p. \quad (3.18)$$

Для уменьшения ΔD , при данном значении ΔF_p , следует уменьшать M путем увеличения Δf_g и F_m . Увеличению F_m препятствует неоднозначность отсчета, возникающая при нарушении условия

$$t_{\Delta \max} < T_m/2, \quad (3.19)$$

т. к. смеситель выделяет абсолютное значение разностной частоты.

Условие (3.19) используется для выбора частоты F_m . Значение F_m выбирается в диапазоне сотен герц. Большие возможности для уменьшения M открываются при увеличении девиации частоты Δf_g . Увеличению Δf_g

препятствует только необходимость применения более высоких несущих частот f_h . Это объясняется тем, что технически возможно получить

$$\Delta f_g \leq 0,1f_h. \quad (3.20)$$

Обычно f_g порядка десятков мегагерц, тогда f_h не менее сотен мегагерц. Такие схемы используются при построении самолётных радиовысотомеров. Современные радиовысотомеры имеют вес до 10 кг, точность ± 1 м на высотах до 100 м. В частотном дальномере (высотомере) отсутствуют меры селекции сигналов. Это делает прибор чувствительным к *прямому сигналу*, который может поступать на приёмную антенну путем отражения от элементов конструкции летательного аппарата. На больших высотах мощность этого сигнала соизмерима с мощностью сигнала, отражённого от поверхности Земли. Это приводит к тому, что диапазон работы такого прибора ограничен несколькими тысячами метров.

Импульсный радиодальномер

Упрощённая структурная схема *импульсного радиодальномера* приведена на рис. 3.6.

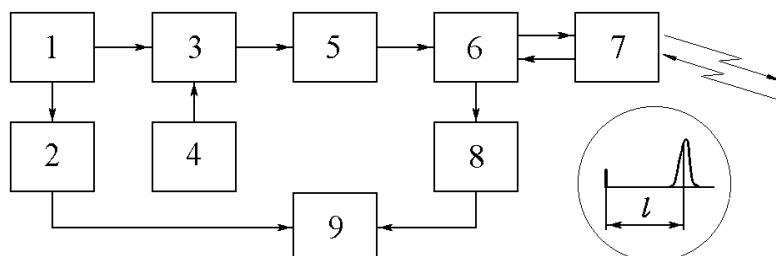


Рис. 3.6. Импульсный радиодальномер: 1 – генератор тактовых импульсов (хронизатор); 2 – ждущий генератор линейной развертки; 3 – импульсный модулятор; 4 – генератор высокой частоты; 5 – усилитель мощности; 6 – переключатель; 7 – антenna; 8 – приёмник; 9 – индикатор дальности (электронно-лучевая трубка)

Генератор тактовых импульсов (1) вырабатывает импульсы длительностью τ_i и периодом следования $T_{\text{сл}}$ (рис. 3.7). Сигнал с генератора (1) поступает в импульсный модулятор (3), где производится импульсная модуляция сигнала высокой частоты, поступающего с генератора (4). Одновременно запускается ждущий генератор линейной развертки (2). Промодулированный высокочастотный сигнал усиливается усилителем мощности (5) и через переключатель (6) излучается антенной (7).

Отражённый сигнал воспринимается антенной (7) и через переключатель (6) поступает на приёмник (8), усиливается, детектируется и поступает на электронно-лучевую трубку (9).

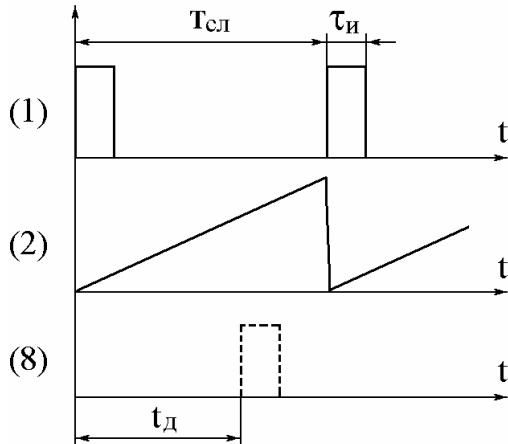


Рис. 3.7. Сигналы в схеме импульсного дальномера

Расстояние l от момента начала развертки до переднего фронта принятого импульса есть функция измеряемой дальности \bar{D} .

$$t_d = 2\bar{D}/C, \quad l = V \cdot t_d, \quad (3.21)$$

здесь V – скорость развертки.

Отсюда $l = V \cdot 2\bar{D}/C$, тогда

$$\bar{D} = l \cdot C / 2V = M \cdot l, \quad (3.22)$$

здесь $M = C/2V$ – масштабный коэффициент.

Чтобы относительная ошибка дальномера была небольшой, следует уменьшать нестабильность масштабного коэффициента M . Для этого необходима *высокая линейность* роста напряжения генератора развертки (2).

Из (3.22) следует, что

$$\Delta \bar{D} = M \cdot \Delta l. \quad (3.23)$$

Таким образом, при данной ошибке измерения расстояния на экране электронно-лучевой трубы, для уменьшения дальномерной ошибки следует уменьшать M , т. е. увеличивать скорость развертки V .

Увеличение скорости развертки возможно до определённого предела, так как диаметр экрана может оказаться недостаточным для получения $l_{max} = V \cdot t_{dmax}$. В этом случае следует применить кольцевую развертку.

Длительность импульса τ_i определяет разрешающую способность дальномера. Импульсы однажды близких целей отдельно наблюдаются на

экране электронно-лучевой трубы, если временной сдвиг между их передними фронтами $t_{dp} > \tau_i$. При $\tau_i < 1$ мкс разрешающая способность такова, что дальномер может отличать цели, находящиеся друг от друга на расстоянии 150 м. Следует иметь в виду, что при излучении импульса приёмник не работает. Первый сигнал, который может быть принят, запаздывает на время $t_{dmin} = \tau_i$ относительно момента запуска передатчика. Поэтому минимальное измеряемое расстояние определится из выражения

$$D_{min} = (C/2) \cdot \tau_i. \quad (3.24)$$

Период следования импульсов выбирается из условия однозначности измерения дальности

$$T_{cl} > t_{dmax}. \quad (3.25)$$

Отличительной особенностью любого импульсного дальномера является измерение временной задержки принимаемого импульса относительно импульса, излучаемого передатчиком дальномера. По способу формирования принимаемого сигнала различают дальномеры с отражённым сигналом и с ретрансляцией сигнала. В радиодальномерах с ретрансляцией сигнала импульсы 1 (рис. 3.8) излучаются самолётным устройством – запросчиком, принимаются ответчиком (импульсы 1a), ответчик усиливает сигнал, задерживает его на время t_3 и излучает обратно (импульсы 2). На самолёте, через время t_d , принимаются импульсы ответчика (2a).

Благодаря этому минимальная измеряемая дальность практически равна нулю, расчёт дальности ведется по формуле

$$D = (C/2) \cdot (t_d - t_3). \quad (3.26)$$

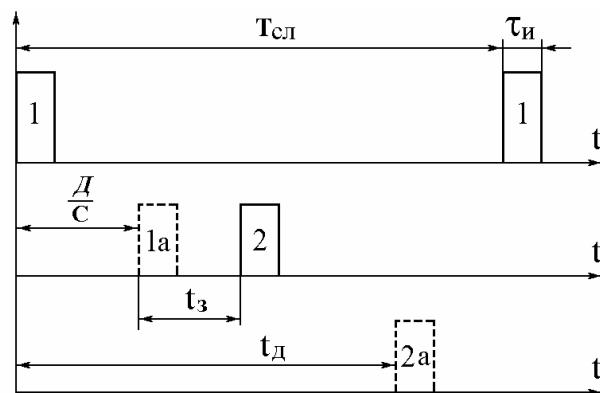


Рис. 3.8. Сигналы в схеме дальномера с ретранслятором

Разностно-дальномерные гиперболические навигационные устройства

Рассмотренные радиодальномеры требуют установки на борту ЛА передатчика. Это приводит к увеличению габаритных размеров и веса бортового оборудования, увеличению потребления мощности от источников питания, а также к недопустимой демаскировке летательного аппарата. Положительные качества радиодальномеров сохраняются в разностно-дальномерных РНУ, которые не нуждаются в бортовом передатчике. Подобные системы используют импульсный или фазовый метод.

Рассмотрим импульсный метод. В радионавигационных точках А, Б, В (рис. 3.9) устанавливают передающие радиостанции, работающие в импульсном режиме.

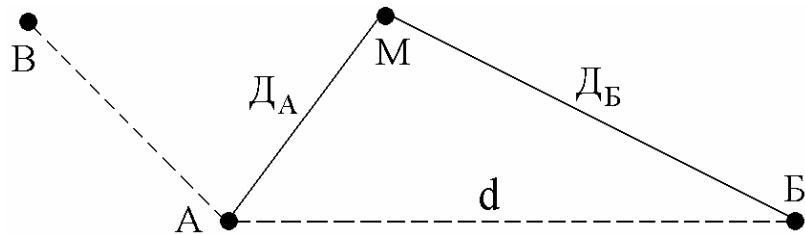


Рис. 3.9. Расположение станций разностно-дальномерной радионавигационной системы

Выбором мощности и длины волны радиостанций обеспечивается дальность действия системы порядка сотен и даже тысяч километров. Станция А синхронизирует работу станций Б и В и называется ведущей. Станции Б и В называются ведомыми. Ведущая станция излучает последовательности импульсов А (рис. 3.10, а).

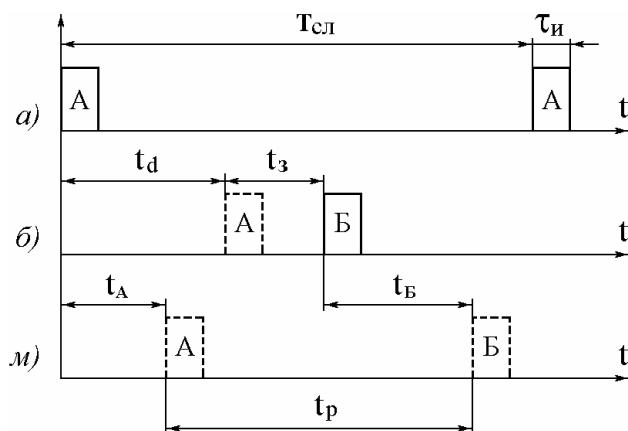


Рис. 3.10. Сигналы в разностно-дальномерной системе

Спустя время $t_d = d/C$ после излучения импульсы принимаются, например, станцией Б и, после задержки на время t_3 в аппаратуре станции Б, которая работает в режиме ретранслятора, вновь излучаются на той же несущей частоте (импульс Б, рис. 3.10, б). На летательном аппарате, находящемся в точке М, импульсы станций А и Б принимаются, соответственно, спустя время t_A и t_B (рис. 3.10, м) после излучения: $t_A = \Delta_A/C$; $t_B = \Delta_B/C$.

Таким образом, на борту летательного аппарата имеются две импульсные последовательности, сдвинутые на время t_p :

$$t_p = t_d + t_3 - t_A = t_d + t_3 + (\Delta_B - \Delta_A)/C. \quad (3.27)$$

Расстояние между станциями d , называемое базой системы, не меняется. При постоянной задержке t_3 получим:

$$t_p = (\Delta_B - \Delta_A)/C + \text{const}. \quad (3.28)$$

Если летательный аппарат следует с курсом, при котором $t_p = \text{const}$, то траектория полёта представляет собой гиперболу. Гиперболы с фокусами в точках А и Б (рис. 3.11) являются линиями равных положений.

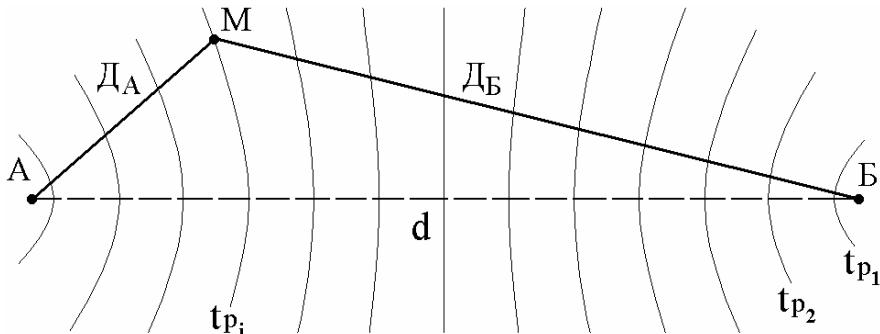


Рис. 3.11. Линии равных положений (гиперболы)

Гиперболы наносятся на карту и оцифровываются в микросекундах t_p . Следует иметь в виду, что оцифровка карт справедлива только для конкретного значения $t_3 = \text{const}$. При изменении задержки t_3 по определённому закону изменяется оцифровка гипербол. В этом случае пользование картами для лиц, не знающих закон изменения t_3 , становится невозможным. Для определения места летательного аппарата следует найти вторую линию положения – гиперболу, соответствующую станциям А и В. Сигналы излучаются на той же несущей, что и в первой паре. Отличаются сигналы пар станций А-Б и А-В по частоте следования импульсов $F_{\text{сл}} = 1/T_{\text{сл}}$.

Приёмоиндикатор (рис. 3.12) представляет собой импульсный дальномер, в котором отсчёт времени t_p производится относительно импульса А. Импульсы с приёмника (Прм) поступают на электронно-лучевую трубку (ЭЛТ). Генератор развертки (ГЛР) имеет перестраиваемый период $T_{раз} = T_{сл}/n$, где $n = 1, 2, 3\dots$. Импульсы выбранной пары станций на экране останавливаются. Импульсы другой пары смещаются по экрану.

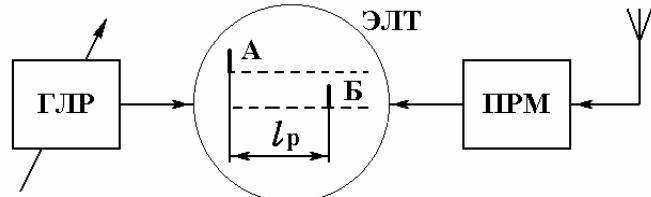


Рис. 3.12. Схема бортового приёмоиндикатора

Для повышения точности отсчёта развертка выполняется в виде двух строк, причем импульс станции А выводится в начало верхней строки. Время t_p определяется путем измерения расстояния l_p между передними фронтами импульсов А и Б (или А и В).

Минимальное разностное время t_{pmin} соответствует нахождению летательного аппарата в точке Б (рис. 3.11):

$$t_{pmin} = t_d + t_3 + 0 - t_d = t_3. \quad (3.29)$$

Наибольшее время t_{pmax} соответствует нахождению летательного аппарата в точке А (рис. 3.11):

$$t_{pmax} = t_d + t_3 + t_d - 0 = 2 t_d + t_3. \quad (3.30)$$

Время задержки t_3 выбирается таким, чтобы импульс станции Б всегда попадал на нижнюю строку развертки, даже тогда, когда $t_p = t_{pmin}$. Поэтому период развертки выбирается из условия $T_{раз} = t_{pmin} = t_3$.

Период развертки должен быть кратен периоду следования импульсов. Отсюда, при двухстрочной развертке

$$T_{раз} = T_{сл}/2. \quad (3.31)$$

Период импульсов выбирается из условия однозначного отсчёта

$$T_{сл} \geq t_{pmax}. \quad (3.32)$$

В таких системах частота следования импульсов выбирается в пределах $F_{сл} = (20 \div 35)$ Гц. Импульсные разностно-дальномерные системы на дальностях порядка 1000 км обеспечивают при работе на поверхности

луче точность определения места летательного аппарата порядка нескольких километров. При переходе на пространственную волну точность ухудшается до 10÷15 км, однако, дальность действия возрастает до 2000 км. Для определения одной линии положения в рассматриваемой системе требуется время порядка минуты.

Радионавигационные устройства определения углового положения летательного аппарата

Радионавигационные устройства, предназначенные для определения угловых координат, разделяют на радиопеленгаторы и радиомаяки. Радиопеленгатором называется устройство, предназначенное для определения направления на источник излучения. Радиопеленгование основано на свойстве электромагнитных волн распространяться с конечной скоростью по кратчайшему расстоянию. Радиопеленгатор состоит из антенной системы, обладающей направленными характеристиками, радиоприёмного устройства, блока преобразования информации и индикатора для отсчёта пеленга. Радиопеленгаторы бывают наземные и бортовые.

Радиопеленгаторы классифицируются по различным признакам:

- 1) по диапазону частот – радиопеленгаторы сверхдлинных, длинных, средних, коротких и ультракоротких волн; в гражданской авиации наибольшее распространение получили радиопеленгаторы средних волн (бортовые радиокомпасы) и ультракоротких волн (наземные автоматические пеленгаторы);
- 2) по способу пеленгования – амплитудные и фазовые радиопеленгаторы (типа Н и М), т. е. навигационная информация заключена в амплитуде или фазе радиосигнала, а также фазоамплитудные;
- 3) по отсчёту пеленга – слуховые и с визуальным отсчётом;
- 4) по типу антенных систем – с малой базой (рамочные антенны), с большой базой;
- 5) по уровню автоматизации процессов измерений – автоматические и неавтоматические; в неавтоматическом радиопеленгаторе оператор, после настройки приёмника поворотом антенны, вручную определяет по индикатору пеленг.

Радиомаяк представляет собой передающее устройство, характеристики излучаемого сигнала которого зависят от направления излучения. В основном радиомаяки устанавливают на Земле.

Фазовый радиомаяк

Наиболее широко распространенным представителем угломерных радионавигационных систем (РНС), с использованием фазового метода измерения азимута, является всенаправленный азимутальный радиомаяк VOR, который вместе с радиодальномером DME образует комплексную систему ближней навигации, принятую в качестве стандартной странами – членами ICAO (международная организация гражданской авиации). Угломерный канал состоит из двух радиолиний «Земля – борт».

По одной из них (радиолиния азимутального сигнала) передаётся информация об азимуте самолёта, по второй – опорный сигнал. Азимутальный сигнал передаётся на борт самолёта с помощью вращающейся в горизонтальной плоскости диаграммы направленности того или иного вида, при этом сами азимутальные антенны могут быть вращающимися или неподвижными. За счёт вращения диаграммы направленности антенны (ДНА) параметры принимаемого на «борту» сигнала оказываются зависящими от углового положения ДНА. Зная в момент приёма азимутального сигнала положение ДНА, можно на борту самолёта определить его азимут (истинный пеленг аппарата – ИПА). С помощью опорного сигнала задается так называемый «северный» момент времени, т. е. тот момент времени, в который максимум ДНА совпадает с направлением северного магнитного меридиана, проходящего через радиомаяк.

Параметры опорного сигнала не должны зависеть от углового положения самолёта. Передача его на все самолёты должна осуществляться одновременно, поэтому излучение опорного сигнала осуществляется с помощью ненаправленных антенн. В целях упрощения устройства, опорный сигнал передаётся на несущей частоте азимутального сигнала и поэтому должен быть дополнительно кодирован. ДНА радиомаяка VOR представляет собой кардиоиду, вращающуюся в горизонтальной плоскости со скоростью 1800 об/мин. За счёт этого в любой точке рабочей зоны

радиомаяка создается амплитудно-модулированный сигнал с частотой огибающей, равной 30 Гц, и фазой φ , зависящей от азимута самолёта A. На рис. 3.13 показан принцип формирования этого сигнала.

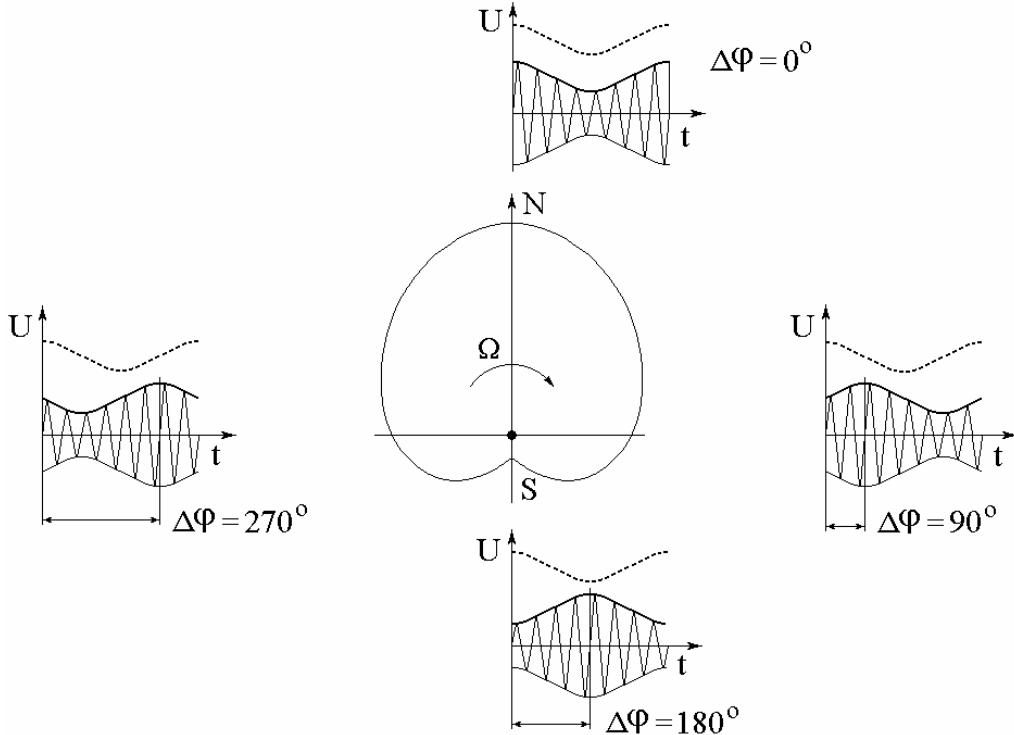


Рис. 3.13. Принцип действия фазового угломерного канала

Сигнал $U(t)$ принимается на борту самолёта. Сплошной линией показан азимутальный сигнал, пунктирной – опорный сигнал. В «северный» момент времени фазы этих сигналов совпадают ($\Delta\varphi = 0$). Как видно из рис. 3.13, фаза огибающей принимаемого сигнала зависит от азимута самолёта – точки приёма (на рис. 3.13 они находятся под азимутами 0° , 90° , 180° , 270°). Огибающая этого сигнала, имеющая частоту 30 Гц, называется напряжением переменной фазы.

При передаче опорного сигнала колебания несущей частоты радиомаяка модулируются по амплитуде напряжением поднесущей частоты 9960 Гц, которое в свою очередь модулируется по частоте сигналом 30 Гц, соответствующим частоте вращения кардиоиды. Для приёма и преобразования информации на борту самолёта должна быть установлена специальная аппаратура. Отечественная бортовая навигационно-посадочная аппаратура типа КУРС-МП имеет канал VOR.

Радиомаяк VOR работает в диапазоне УКВ. Дальность действия его зависит от высоты полёта. При высоте 8÷10 км дальность действия составляет 250÷350 км. Погрешность измерения азимута находится в пределах 1÷3,5° и зависит от характера местности.

Для повышения точности в угломерном канале американской системе ближней навигации TACAN используется двухканальный метод измерения азимута. Диаграмма направленности антенной системы (рис. 3.14, *a*) представляет собой кардиоиду (ДНА грубого канала), на которую наложена периодическая функция азимутального угла, имеющая 9 периодов, каждый из которых равен 40° (ДНА точного канала).

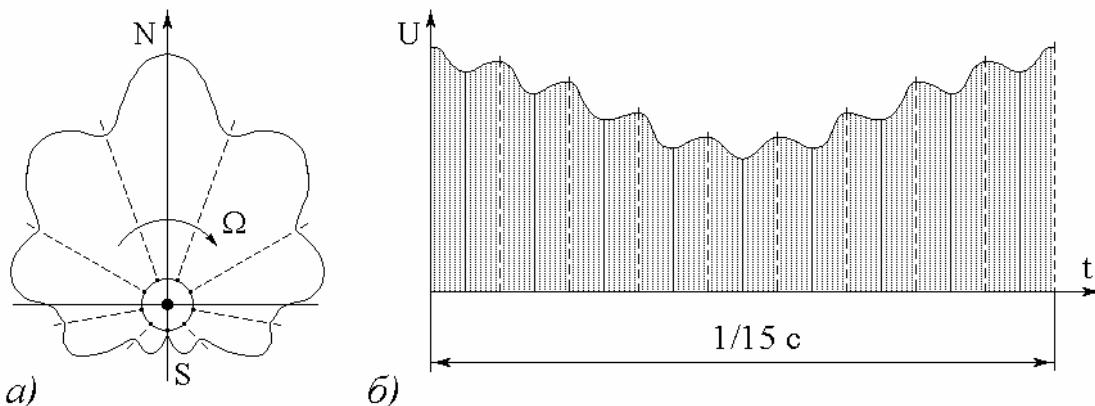


Рис. 3.14. Принцип действия угломерного канала системы ТАСАН

Диаграмма вращается с угловой скоростью Ω , равной 15 об/с, поэтому принимаемый сигнал всегда промодулирован по амплитуде (рис. 3.14, *б*). Когда максимум кардиоиды направлен на север, передатчик излучает серию импульсов определённой длительности. Эти импульсы служат в качестве опорного сигнала частотой Ω . Каждый раз, когда через северное направление проходит очередной максимум ДНА, передатчиком излучается второй опорный сигнал (частотой 9Ω), отличающийся от первого количеством импульсов.

Принятый на самолёте сигнал детектируется и подается на фильтры Φ_1 и Φ_2 (рис. 3.15), разделяющие частоты Ω и 9Ω . Колебания частотой Ω используются для грубого, но однозначного, измерения фазы в измерителе ИФ₁, на выходе которого включён грубый указатель азимута (УА_г).

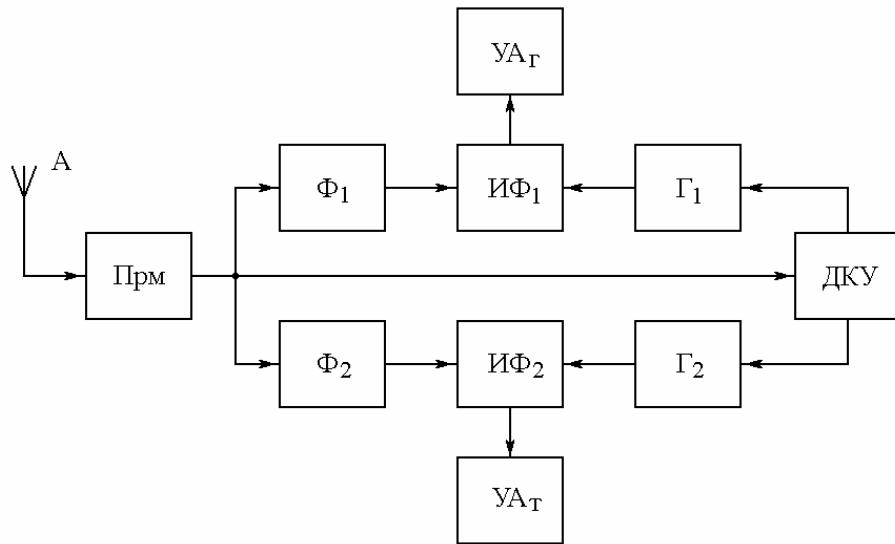


Рис. 3.15. Схема бортового оборудования для обработки сигналов фазового радиомаяка системы ТАСАН

Опорный сигнал частоты Ω подается на ИФ₁ от генератора Г₁, для синхронизации которого используется первый начальный сигнал, выделяемый декодирующими устройством ДКУ. Аналогичным образом производятся и точные измерения азимута (ИФ₂, Г₂, УА_т). При использовании только частоты 9Ω показания ИФ₂ повторяются через каждые 40° по азимуту. Реальная точность измерения азимута в системе ТАСАН примерно в 5 раз выше, чем в радиомаяке VOR в тех же условиях.

Фазовый радиопеленгатор

Упрощённая структурная схема фазового радиопеленгатора приведена на рис. 3.16, а.

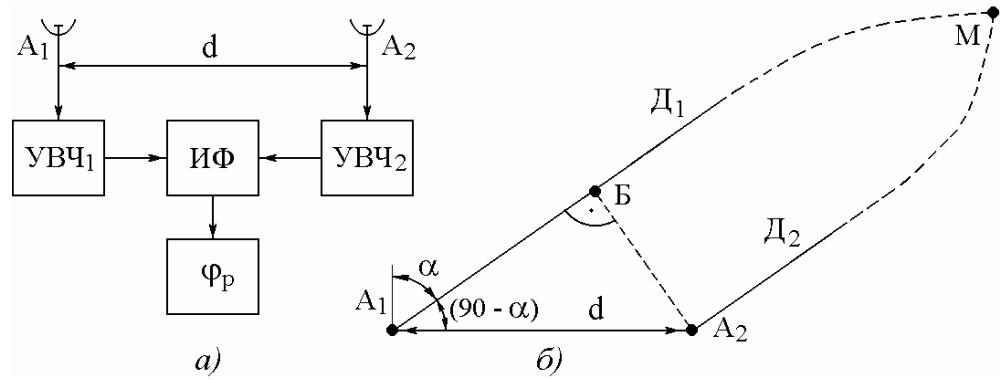


Рис. 3.16. Фазовый радиопеленгатор

Принимаемые антеннами А₁ и А₂ высокочастотные колебания усиливаются в усилителях высокой частоты (УВЧ) и поступают на измеритель

разности фаз (ИФ). Разность фаз сигналов (φ_p) зависит от углового положения базы d антенной системы относительно источника излучения. Источник излучения находится в точке M (рис. 3.16, б). Расстояние от антенны A_1 до M равно D_1 , а от антенны A_2 до M – D_2 . Разность фаз сигналов, принятых антеннами A_1 и A_2 , равна

$$\varphi_p = \omega \cdot (t_1 - t_2), \quad (3.33)$$

здесь

$$t_1 = D_1/C, \quad t_2 = D_2/C. \quad (3.34)$$

Отсюда

$$\varphi_p = (\omega/C) \cdot (D_1 - D_2), \quad (3.35)$$

$$\omega = 2\pi F; \quad C/F = \lambda. \quad (3.36)$$

Тогда

$$\varphi_p = (2\pi/\lambda) \cdot (D_1 - D_2), \quad (3.37)$$

$$D_1 \gg d; \quad D_2 \gg d; \quad D_1 - D_2 = A_1 B = d \cdot \cos(90^\circ - \alpha) = d \cdot \sin \alpha. \quad (3.38)$$

Поэтому

$$\varphi_p = (2\pi/\lambda) \cdot (A_1 B) = (2\pi/\lambda) \cdot d \cdot \sin \alpha, \quad (3.39)$$

$$\alpha = \arcsin \{ \varphi_p / [2\pi \cdot (d/\lambda)] \}. \quad (3.40)$$

Если разностная фаза измеряется с ошибкой $\Delta\varphi_p$, то, раскладывая уравнение (3.40) в ряд Тейлора, учитывая, что $d, \lambda = \text{const}$, ограничиваясь первыми членами разложения, получим ошибку угловой координаты $\Delta\alpha$

$$\Delta\alpha = \Delta\varphi_p / [2\pi \cdot (d/\lambda) \cdot \cos \alpha]. \quad (3.41)$$

Для повышения точности определения α следует увеличивать отношение (d/λ) , что возможно либо за счёт увеличения базы антенной системы d , либо за счёт уменьшения длины волны λ . Возможно и одновременное увеличение d при уменьшении λ . Наибольшая точность достигается при $\alpha = 0$, т. е. при поворотной (подвижной) антенной системе, когда база перпендикулярна направлению на радиостанцию.

В фазовых радиопеленгаторах, как и в фазовых дальномерах, увеличение точности сопровождается неоднозначностью отсчёта, появляющейся при $\varphi_p > 2\pi$. Для устранения неоднозначности можно использовать две пары антенн с разными базами. Система с малой базой, т. е. с малым отношением d/λ , обеспечивает грубый, но однозначный отсчёт. Система

с большой базой служит для уточнения угловой координаты. Зона однозначного отсчёта точного канала должна быть больше ошибки грубого канала. В силу необходимости большого разноса антенн и снабжения их устройством для поворота, фазовые радиопеленгаторы применяются в наземных станциях определения координат ЛА. В наземных условиях можно получить на волнах сантиметрового или дециметрового диапазона точность порядка единиц или даже долей угловых минут.

Амплитудные радиопеленгаторы

В амплитудных пеленгаторах используется зависимость амплитуды принимаемого сигнала от направления. Для создания этой зависимости служат направленные антенны. В амплитудных пеленгаторах угловые координаты определяются с помощью методов максимума, минимума и равносигнального. Упрощённая схема пеленгатора, работающего по методу *максимума*, приведена на рис. 3.17.

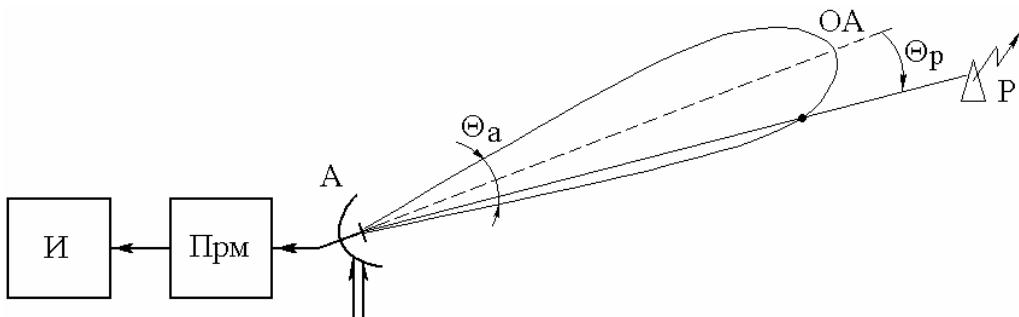


Рис. 3.17. Схема пеленгатора, работающего по методу максимума

Сигнал, принятый антенной (A), усиливается и преобразуется в приёмнике (Прм). Индикатор (И) позволяет определить значение напряжения на выходе приёмника. Поворачивая антенну и наблюдая за показаниями индикатора, добиваются совмещения оси диаграммы направленности антенны OA с направлением на передающую станцию. В этом случае показания индикатора (И) максимальны (отсюда и название метода). Угол поворота антенны соответствует измеряемой угловой координате и отсчитывается по лимбу. В момент отсчёта угол рассогласования Θ_p равен нулю.

Главное достоинство пеленгаторов, использующих метод максимума, заключается в том, что угол определяется при максимальном принимающем сигнале. Благодаря этому возрастает дальность действия и помехо-

устойчивость пеленгаторов. Точность пеленгования зависит от ширины диаграммы направленности. Крутизна диаграммы в направлении оси антенной системы невелика. Точность отсчёта составляет

$$\Delta\alpha = (0,2 \div 0,3)\Theta_a, \quad (3.42)$$

здесь Θ_a – ширина диаграммы направленности.

Для уменьшения Θ_a следует применять большие антенны или уменьшать длину волны. Для антенн с параболическим рефлектором

$$\Theta_a \approx 70(\lambda/d_a), \quad (3.43)$$

здесь d_a – диаметр рефлектора.

Для бортовых устройств d_a всегда ограничен, поэтому приемлемая точность достигается только на волнах сантиметрового или миллиметрового диапазона. Амплитудные пеленгаторы, использующие метод максимума, широко применяются, например, в радиотехнических устройствах, где уровень принимаемого сигнала очень мал. При установке таких устройств на Земле возможно увеличение размеров антенн и достижение точностей порядка долей угловых минут.

Схема пеленгатора, использующего метод *минимума*, аналогична рассмотренной, только ДНА пеленгатора имеет резко выраженный минимум. Поворачивая antennу, по минимальному сигналу определяется направление прихода радиоволн. Диаграмму направленности с резко выраженными минимумами имеет рамочная антenna (рис. 3.18, а).

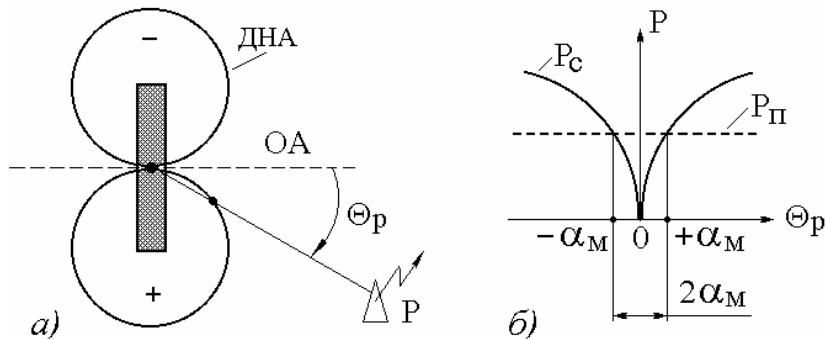


Рис. 3.18. Диаграмма направленности рамочной антенны

Рамочная антenna может применяться на любых частотах, причем геометрические размеры рамки сравнительно невелики. Из-за большой крутизны ДНА в области минимума пеленгатор обладает высокой точно-

стью. Однако точность пеленгатора значительно снижается из-за влияния помех. На рис. 3.18, б показано изменение мощности сигнала (P_C) на выходе приёмника в зависимости от угла рассогласования Θ_p (сплошная линия). Пунктирной линией показана мощность помех (P_{Π}). При уменьшении Θ_p сигнал на выходе приёмника уменьшается до тех пор, пока не будет выполнено равенство $P_C = P_{\Pi}$. В этот момент сигнал пропадает и, при дальнейшем вращении антенны, отсутствует вплоть до угла $2\alpha_m$.

Угол $2\alpha_m$ (называется углом молчания) определяет точность пеленгатора. Погрешность определения угловой координаты

$$\Delta\alpha = (0,2 \div 0,5)\alpha_m, \quad (3.44)$$

поэтому такие пеленгаторы применяются там, где уровень сигнала намного выше уровня помех.

Диаграмма направленности антенны пеленгатора, использующего *равносигнальный* метод, состоит из двух пересекающихся лепестков L_1 и L_2 (рис. 3.19).

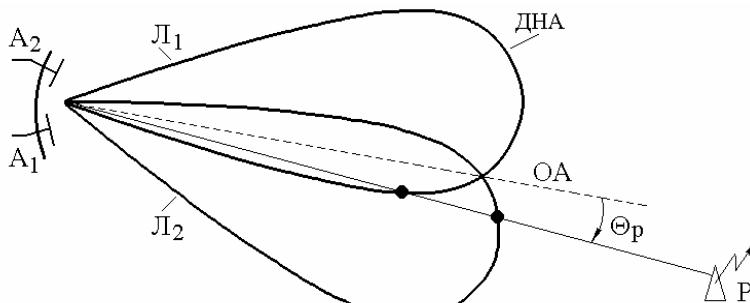


Рис. 3.19. Равносигнальный метод

Направление пересечения совпадает с осью антенной системы ОА пеленгатора. При наличии угла рассогласования Θ_p амплитуды сигналов, воспринимаемых антеннами A_1 и A_2 , разные. Равенство амплитуд соответствует равенству сигналов (равносигнальный метод), принимаемых по лепесткам L_1 и L_2 , следовательно, и нулевому значению угла рассогласования Θ_p . Равносигнальный метод совмещает достоинства методов минимума и максимума. Он обладает достаточной точностью, поскольку угловая координата определяется на крутом участке диаграммы. При определении угла принимаемый сигнал близок к максимальному и влияние помех не-

велико. Обычно лепестки L_1 и L_2 пересекаются на уровне $0,7 \div 0,8$ от максимума. Точность зависит от ширины диаграммы направленности:

$$\Delta\alpha = 0,01\Theta_a. \quad (3.45)$$

Несмотря на меньшую зависимость $\Delta\alpha$ от Θ_a , чем в методе максимума, наиболее целесообразны сантиметровые и миллиметровые волны.

Амплитудно-фазовые радиопеленгаторы

В амплитудно-фазовом пеленгаторе информация об угле рассогласования заключена в амплитуде принимаемого сигнала, а информация о знаке угла – в его фазе. Примером амплитудно-фазового пеленгатора может служить автоматический радиокомпас (АРК).

В амплитудно-фазовом пеленгаторе используются направленные свойства рамочной антенны. Диаграмма направленности этой антенны в горизонтальной плоскости показана на рис. 3.18, *a*, где Θ_p – угол между направлением на радиостанцию и перпендикуляром к плоскости витков рамочной антенны (осью рамочной антенны ОА).

Допустим, что поле пеленгуемой радиостанции в месте установки антенной системы вертикально поляризованное, т. е. присутствует только вертикальная составляющая электрического поля. Тогда можно представить рамку как антенну, состоящую из двух, разнесенных на расстояние b , вертикальных вибраторов (**С**, **Ю**) с противофазным подключением к нагрузке (рис. 3.20, где **Ц** – центральный вибратор).

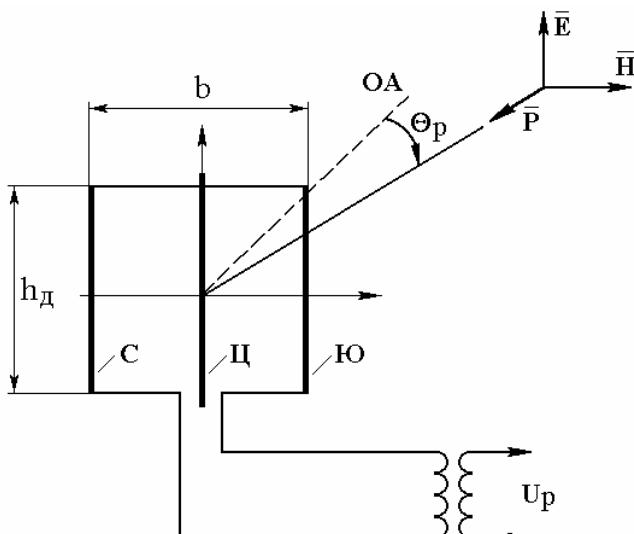


Рис. 3.20. Упрощённая схема рамочной антенны

Результирующая ЭДС такой антенны равна разности ЭДС, наводимых в вибраторах (например, в направлении север-юг) равна

$$e_{c-yo} = e_c - e_{yo}, \quad (3.46)$$

здесь e_c и e_{yo} – ЭДС, наводимые в вибраторах **C** и **Ю**.

Допустим, что фронт волны сигнала пеленгуемой радиостанции приходит под углом α относительно северного направления (рис. 3.21, *a*).

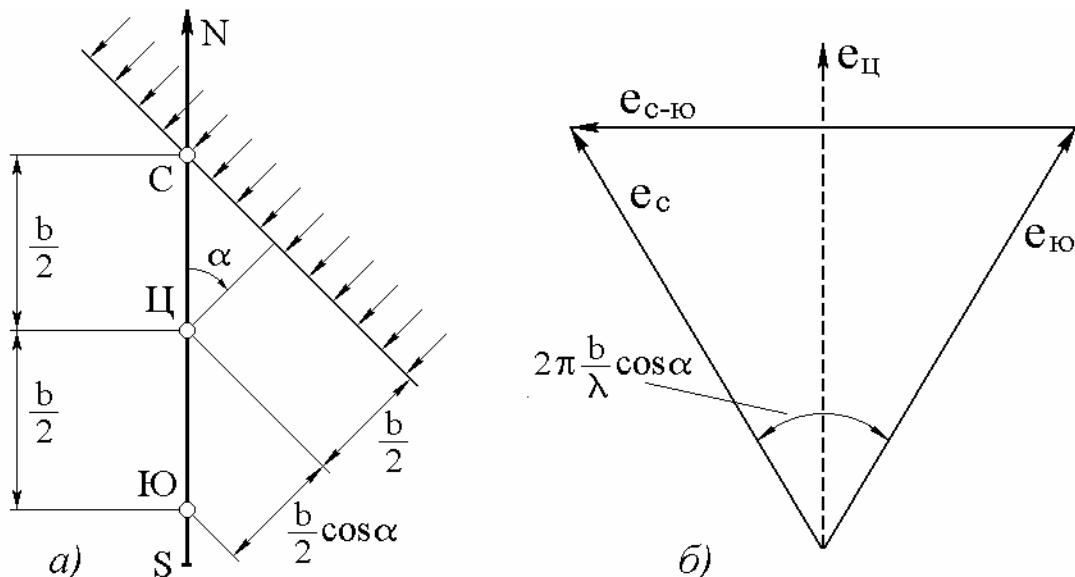


Рис. 3.21. Векторная диаграмма ЭДС, наводимых в рамочной антенне

Если расстояние между вибратором **C** и центральной антенной **I** равно $b/2$, то фронт волны достигает центрального вибратора спустя время

$$\Delta t = (1/C) \cdot (b/2) \cdot \cos\alpha. \quad (3.47)$$

К этому моменту фаза поля у вибратора **C** уже будет отличаться от начальной на величину

$$\Delta\phi = \omega\Delta t. \quad (3.48)$$

Если напряжённость поля у центральной антенны E_i принять равной

$$E_i = E_m \sin\omega\Delta t, \quad (3.49)$$

то в момент t , когда фронт волны достигает центральной антенны, напряжённость поля в месте расположения вибратора **C** равна

$$E_c = E_m \sin(\omega t + \Delta\phi) = E_m \sin[\omega t + (\pi \cdot b/\lambda) \cdot \cos\alpha]. \quad (3.50)$$

Напряжённость поля в месте вибратора **Ю** в тот же момент

$$E_{yo} = E_m \sin(\omega t - \Delta\phi) = E_m \sin[\omega t - (\pi \cdot b/\lambda) \cdot \cos\alpha]. \quad (3.51)$$

Электродвижущие силы, которые наводятся в вибраторах, равны

$$e_c = E_{mb} \sin[\omega t + (\pi \cdot b/\lambda) \cdot \cos\alpha], \quad (3.52)$$

$$e_{io} = E_{mb} \sin[\omega t - (\pi \cdot b/\lambda) \cdot \cos\alpha], \quad (3.53)$$

$$e_{ci} = E_{mb} \sin\omega t, \quad (3.54)$$

здесь $E_{mb} = h_d \cdot E_m$; h_d – действующая высота вибратора.

Векторная диаграмма ЭДС в рассмотренных элементах антенной системы радиопеленгатора показана на рис. 3.21, б. Как видно из диаграммы рис. 3.21, б, вектор e_{cio} результирующей ЭДС рамочной антенны опережает вектор e_{ci} ЭДС центральной антенны на 90° .

Считая сигнал радиостанции немодулированным, получим для результирующего напряжения рамочной антенны U_p выражение

$$U_p = 2k \cdot E_m \cdot h_d \cdot n \cdot \sin[(\pi \cdot b/\lambda) \cdot \sin\Theta_p] \cdot \cos\omega t \approx U_{mp} \cdot \cos\omega t, \quad (3.55)$$

здесь $U_{mp} = 2\pi \cdot k \cdot E_m \cdot h_d \cdot (b/\lambda) \cdot n \cdot \sin\Theta_p = U_{mp0} \cdot \sin\Theta_p$; $\Theta_p = 90^\circ - \alpha$; k – коэффициент, зависящий от параметров схемы; E_m – амплитуда напряжённости поля в месте расположения рамки; n – число витков рамки.

При выводе уравнения (3.55) учитывалось, что для средневолнового диапазона (рабочего диапазона АРК) всегда справедливы соотношения

$$b/\lambda \leq 1; \quad \sin(\pi \cdot b \cdot \sin\Theta_p/\lambda) \approx \pi \cdot b \cdot \sin\Theta_p/\lambda. \quad (3.56)$$

Амплитуда результирующего напряжения рамки зависит от угла рассогласования Θ_p . Вектор результирующего напряжения рамки сдвинут по фазе на 90° относительно вектора напряжённости электрического поля. Для определения фазы результирующего напряжения рамочной антенны используется напряжение U_a , наводимое в центральной антенне:

$$U_a = U_{ma} \sin\omega t, \quad (3.57)$$

которое совпадает по фазе с напряжённостью поля в точке установки антенны. На самолёте не удается расположить центральную (ненаправленную) антенну в центре рамочной антенны. Поэтому будет дополнительный фазовый сдвиг между напряжённостями поля, наводящими ЭДС в рамочной и ненаправленной антennaх. Этот фазовый сдвиг ϕ_a равен

$$\phi_a = 2\pi \cdot (d_a/\lambda), \quad (3.58)$$

здесь d_a – расстояние между центром рамки и ненаправленной антенной.

Расстояние d_a на самолёте невелико, поэтому можно считать, что дополнительный фазовый сдвиг близок к нулю. Напряжение от ненаправленной антенны используют в качестве опорного для определения фазы результирующего напряжения рамочной антенны. С этой целью модулируют выходное напряжение рамочной антенны с помощью сигнала от местного генератора, а затем производят сложение полученных после модуляции колебаний с колебаниями от ненаправленной антенны.

Наиболее эффективным сложение будет при разности фаз, равной 0 или 180° , когда геометрическое сложение векторов может быть заменено алгебраическим. Поэтому необходимо компенсировать фазовый сдвиг между U_p и U_a . Это осуществляется в канале рамки (или в канале ненаправленной антенны) специальными фазосдвигающими устройствами.

Упрощённая функциональная схема амплитудно-фазового радиопеленгатора приведена на рис. 3.22. Графики напряжений в соответствующих точках пеленгатора показаны на рис. 3.23.

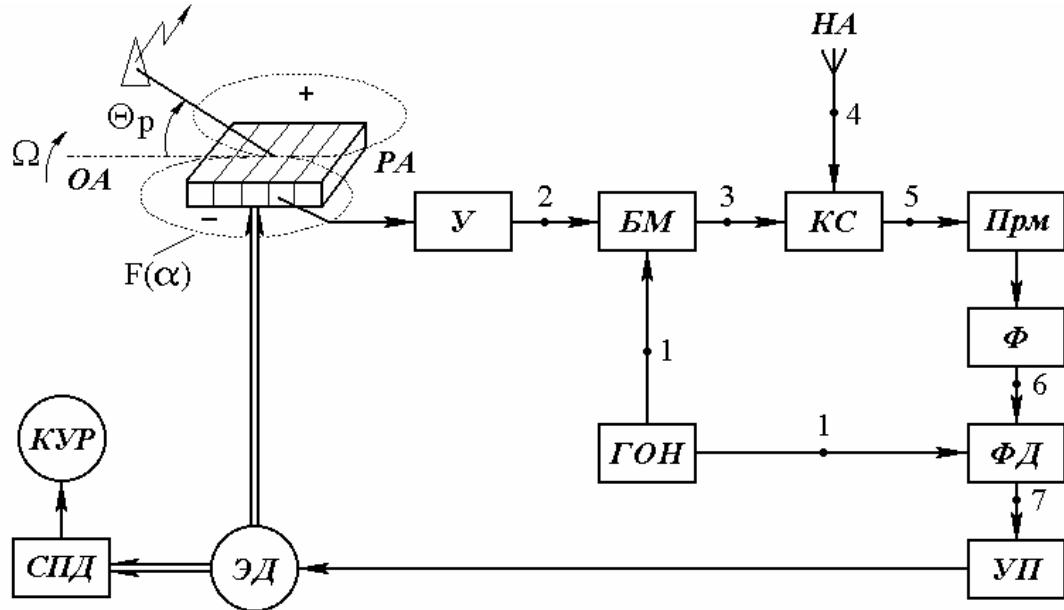


Рис. 3.22. Функциональная схема амплитудно-фазового радиопеленгатора

Сигнал, пропорциональный углу Θ_p , снимается с рамочной антенны РА и поступает на усилитель У. Фазовый сдвиг U_p и U_a ликвидируется в усилителе У. Усиленный сигнал рамки модулируется по амплитуде в балансном модуляторе БМ. Модулирующее низкочастотное напряжение $F_{\text{оп}}$ подается с генератора опорного напряжения ГОН. Фаза напряжения $U_{\text{бм}}$

меняется на 180° при переходе модулирующего напряжения через ноль. На входной контур приёмника, называемый контуром сложения КС, поступают напряжения с балансного модулятора $U_{бм}$ и ненаправленной антенны (НА) U_a . Амплитуда напряжения U_a устанавливается, например, равной амплитуде $U_{бм}$ при приёме в направлении максимума диаграммы рамочной антенны.

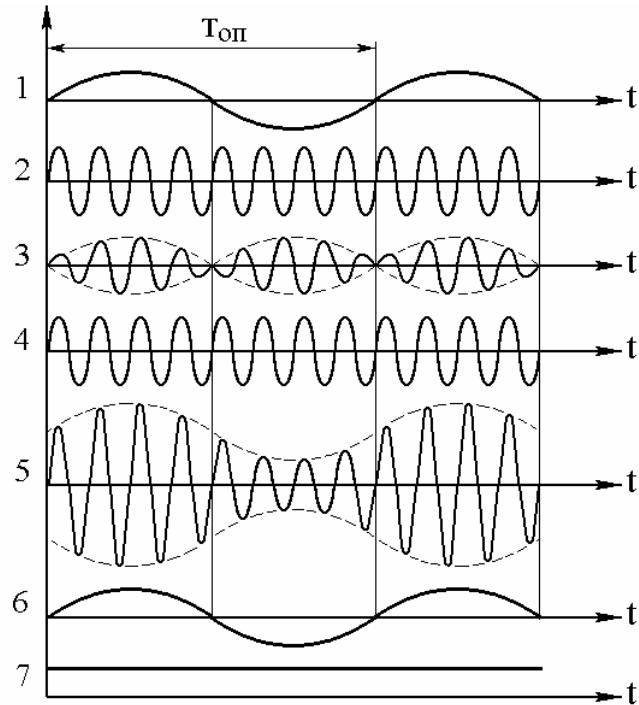


Рис. 3.23. Графики напряжений в схеме амплитудно-фазового радиопеленгатора

Напряжение на выходе контура сложения $U_{кс}$ равно

$$U_{кс} = U_a + U_{бм} = U_a \cdot (1 + m \cdot \sin 2\pi F_{оп} t) \cdot \sin \omega t, \quad (3.59)$$

здесь $m = U_{бм}/U_a$ – коэффициент модуляции; $F_{оп}$ – частота генератора опорного напряжения.

Напряжение на выходе контура сложения оказывается модулированным по амплитуде. Частота модуляции определяется генератором ГОН. Глубина модуляции зависит от амплитуды напряжения рамочной антенны U_p , т. е. от угла рассогласования Θ_p . С уменьшением угла рассогласования глубина модуляции уменьшается, т. к. уменьшается напряжение U_p . При $\Theta_p = 0$ глубина модуляции равна нулю. Поэтому этот метод носит название метода *минимума глубины амплитудной модуляции*.

Фаза огибающей U_{kc} может принимать два значения 0 и 180° в зависимости от знака угла рассогласования, т. к. фаза высокочастотного сигнала U_p изменяется на 180° при смене знака угла рассогласования. Продетектированный в приёмнике сигнал фильтруется фильтром Φ , не пропускающим колебания с частотами, отличающимися от частоты модуляции F_{op} , и подается на фазовый детектор ФД. В качестве опорного сигнала ФД использует напряжение ГОН.

Постоянное напряжение с фазового детектора (амплитуда $U_{\phi d}$ пропорциональна значению угла рассогласования Θ_p , полярность – знаку угла Θ_p) преобразуется в усилителе-преобразователе УП в напряжение частоты 400 Гц. Амплитуда преобразованного напряжения определяется значением, а фаза – знаком $U_{\phi d}$.

Преобразованное напряжение приводит во вращение электродвигатель ЭД привода рамки. Рамка вращается с угловой скоростью Ω до тех пор, пока действует напряжение $U_{\phi d}$, т. е. до тех пор, пока существует угол рассогласования Θ_p . В результате этого ось рамочной антенны ОА совмещается с направлением на радиостанцию.

Двум минимумам напряжения рамочной антенны соответствуют два положения равновесия следящей системы. Одно из них неустойчивое. С помощью электрической системы передачи данных СПД угол поворота рамки передаётся на индикатор курсового угла радиостанции (КУР).

При рассмотрении принципа действия амплитудно-фазового пеленгатора считалось, что принимаемый сигнал не модулирован. Если принимаемый сигнал имеет амплитудную модуляцию, то на выходе приёмника, кроме составляющей с частотой F_{op} , действуют составляющие с частотами модуляции.

Эти составляющие должны подавляться фильтром Φ и фазовым детектором ФД. Поэтому, в целях предупреждения нарушения работы пеленгатора, следует так выбирать частоту генератора ГОН, чтобы она была ниже возможных частот модуляции сигнала.

Точность пеленгатора в существенной степени зависит от структуры поля в месте расположения рамочной антенны. Любое искажение поля вызывает появление ошибки.

Наиболее типичными причинами искажения структуры поля следует считать ненормальную поляризацию принимаемого сигнала и интерференцию поля пеленгуемой радиостанции, а также полей, создаваемых различного рода переизлучателями летательного аппарата. Приём ненормально поляризованного сигнала сопровождается появлением поляризационной ошибки.

Ошибка радиодевиации является результатом искажения поля вследствие интерференции. Погрешность измерения курсового угла такими пеленгаторами составляет $\pm 2^\circ$.

Азимутально-дальномерная система ближней навигации

Широкое распространение получила радиотехническая система ближней навигации (РСБН), которая состоит из наземного и бортового оборудования. Появление этой системы явилось большим достижением на пути автоматизации полёта, обеспечения высокой точности самолётования и безопасности полётов. Азимутально-дальномерная система РСБН позволяет в зоне действия решать следующие задачи самолётования:

- 1) непрерывно определять место самолёта;
- 2) выполнять полёт по заданному маршруту;
- 3) выводить самолёт в любую заданную точку;
- 3) определять навигационные элементы полёта (путевую скорость, угол сноса, путевой угол);
- 4) осуществлять пробивание облачности и заход на посадку;
- 5) наблюдать с Земли по индикатору кругового обзора за самолётами, определять их координаты и опознавать самолёты, если они оборудованы аппаратурой системы опознавания.

РСБН работает в полярной системе координат, непрерывно измеряет дальность от самолёта до маяка и азимут самолёта относительно магнитного меридиана, проходящего через радиомаяк.

Дальномерный канал

Дальномерный канал РСБН представляет собой импульсный радиодальномер с ретранслятором, принцип действия которого рассмотрен ранее (см. рис. 3.8). Упрощённая функциональная схема дальномерного канала радиосистемы ближней навигации приведена на рис. 3.24.

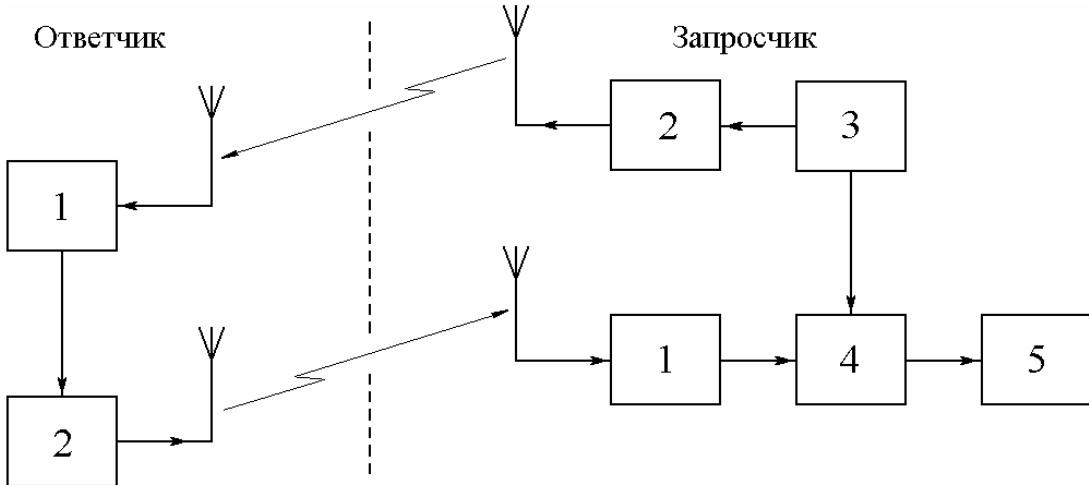


Рис 3.24. Схема дальномерного канала РСБН: 1 – приёмники; 2 – передатчики; 3 – хронизатор; 4 – измеритель времени; 5 – индикатор дальности

Определение дальности производится на борту самолёта измерением интервала времени t_d , необходимого для прохождения сигналом расстояния D от самолёта до наземного ответчика и обратно:

$$t_d = 2D/C, \quad (3.60)$$

здесь C – скорость распространения радиоволн.

Генератор запросных импульсов (3) на самолёте запускает передатчик (2) и одновременно включает измеритель времени (4). Принятый на борту самолёта ответный сигнал также поступает на измеритель времени.

В РСБН измеритель времени построен по компенсационной схеме, когда временной модулятор измерителя, задерживая опорный сигнал, компенсирует задержку дальномерного (ответного) сигнала.

В дальномерных каналах радиотехнических систем ближней навигации, построенных по принципу временных радионавигационных устройств, применяются импульсные сигналы, что позволяет ретранслятору отвечать нескольким запросчикам, т. е. обеспечивается возможность определения дальности одновременно на нескольких самолётах.

Угломерный канал

Диаграммы направленности (ДН) антенной системы наземного радиомаяка приведены на рис. 3.25.

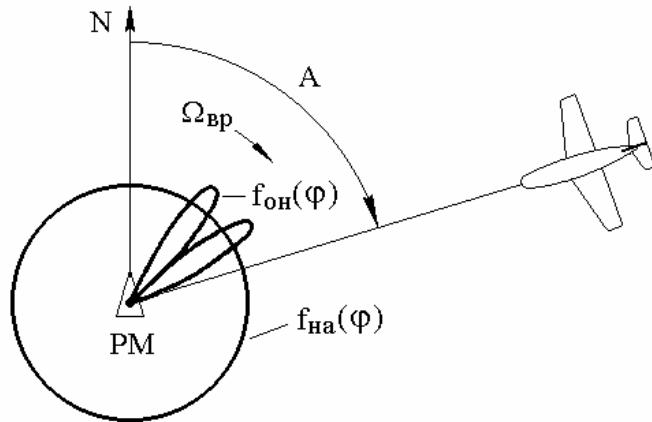


Рис. 3.25. Диаграммы направленности антенн наземного радиомаяка:
 $f_{\text{oh}}(\phi)$ – ДН остронаправленной антенны; $f_{\text{на}}(\phi)$ – ДН ненаправленной антенны

Аппаратура наземного радиомаяка (PM) состоит из двух передатчиков, питающих остронаправленную и ненаправленную антенные.

Направленная антenna излучает немодулированные колебания и вращается со скоростью $\Omega_{\text{вр}} = 100$ об/мин (1,66 Гц). Ненаправленная антenna излучает две серии опорных импульсов, условно обозначенных по количеству импульсов в серии, приходящихся на один оборот направленной антены: опорные «35», с частотой следования $1,66 \cdot 35 = 58,1$ Гц, и опорные «36», с частотой следования $1,66 \cdot 36 = 59,76$ Гц.

Датчики опорных импульсов установлены таким образом, чтобы в момент совмещения оси симметрии диаграммы направленности вращающейся антены с северным направлением меридiana происходило совпадение одного из импульсов серии «35» с одним из импульсов серии «36». Это совпадение называют северным и используют в качестве сигнала начала отсчёта времени при измерении азимута А. Для повышения точности фиксации момента прохождения оси симметрии диаграммы направленности вращающейся антены через точку, где находится самолёт, используют двухлепестковую диаграмму направленности. При такой диаграмме азимутальный сигнал на входе бортового приёмника имеет форму двойного колокола с острым минимумом, по которому и производят отсчёт врем-

мени. На борту самолёта по времени совпадения одного из импульсов серий «35» и «36» фиксируют момент, когда ось симметрии диаграммы направленности вращающейся антенны проходит через северное направление.

Время приёма совпадающих импульсов t_0 не зависит от углового положения самолёта относительно радиомаяка. Момент же приёма сигнала направленной антенны связан с азимутом самолёта A соотношением:

$$t = t_0 + A/\Omega_{\text{вр}}, \quad (3.61)$$

здесь $\Omega_{\text{вр}} = 2\pi F_{\text{вр}} = 2\pi \cdot 1,66$ – угловая скорость вращения антенны.

Измеряя на борту время t_A

$$t_A = t - t_0 = A/\Omega_{\text{вр}}, \quad (3.62)$$

можно найти азимут самолёта A .

Упрощённая функциональная схема бортового оборудования угломерного канала представлена на рис. 3.26, а временные диаграммы сигналов на выходе самолётного приёмника угломерного канала – на рис. 3.27.

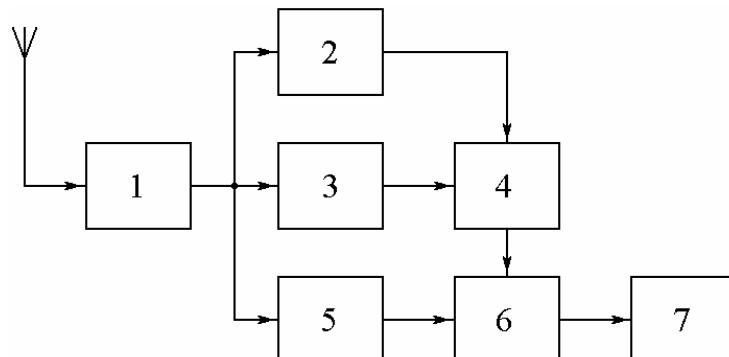


Рис. 3.26. Упрощённая функциональная схема угломерного канала РСБН:

- 1) – приёмник; 2, 3) – каналы выделения опорных импульсов;
- 4) – каскад совпадения; 5) – канал выделения азимутального сигнала;
- 6) – измеритель временной задержки; 7) – индикатор азимута

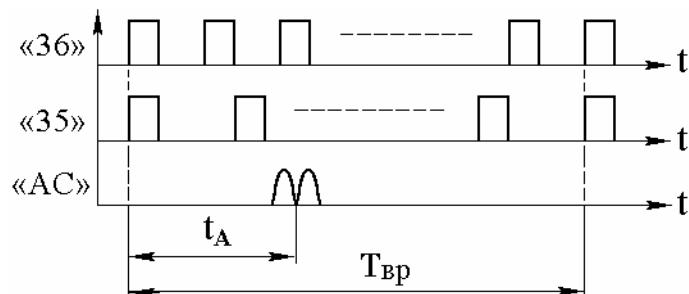


Рис. 3.27. Временные диаграммы сигналов на выходе самолётного приёмника РСБН: «35» и «36» – опорные импульсы; «AC» – азимутальный сигнал

Временную задержку азимутального сигнала относительно северного совпадения можно измерить любым из методов, используемых в импульсных радионавигационных устройствах. Для измерения временной задержки азимутального сигнала относительно северного совпадения в РСБН применён двухшкольный фазометрический метод.

С целью наблюдения воздушной обстановки в зоне действия системы, последняя имеет наземное индикаторное устройство типа индикатора кругового обзора (ИКО). Наземный передатчик ретранслятора в данном режиме служит запросчиком, а самолётное оборудование – ответчиком, образуя радиолокационную станцию с активным ответом.

Основные параметры отечественной системы РСБН-2: дальность действия – 370 км; диапазон волн – 30 см; количество каналов – 40; параметры азимутального канала – точность измерения $\pm 0,25$ град, время поиска 30 с, время памяти $2 \div 10$ с, частота облучения самолёта азимутальным сигналом 1,66 Гц; параметры дальномерного канала – точность ± 200 м, длительность импульсов 1,5 мкс, частота следования импульсов в режиме поиска 100 Гц, в режиме слежения 30 Гц, максимальное время поиска 60 с, время памяти $2 \div 10$ с, пропускная способность 100 самолётов.

Доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса Навигационный треугольник скоростей

Самолёт относительно воздушной массы перемещается с истинной воздушной скоростью в направлении своей продольной оси. Одновременно он перемещается вместе с воздушной массой со скоростью ветра. Движение относительно земной поверхности будет происходить с путевой скоростью \bar{W} . Вектор путевой скорости \bar{W} равен векторной сумме вектора истинной воздушной скорости \bar{V} и вектора скорости ветра \bar{U} :

$$\bar{W} = \bar{V} + \bar{U}. \quad (3.63)$$

Проекции векторов \bar{W} , \bar{V} , \bar{U} на плоскость истинного горизонта образуют навигационный треугольник скоростей А В С, изображенный на рис. 3.28, где приняты следующие обозначения: \bar{W}_g , \bar{V}_g , \bar{U}_g – горизонтальные проекции соответствующих векторов; ИК – истинный курс; δ_h –

направление ветра навигационное; УС – угол сноса, отсчитывается от вектора истинной воздушной скорости вправо и влево; УВ – угол ветра (угол между векторами \bar{W}_r и \bar{U}_r); КУВ – курсовой угол ветра (угол между векторами \bar{V}_r и \bar{U}_r); ПУ – путевой угол.

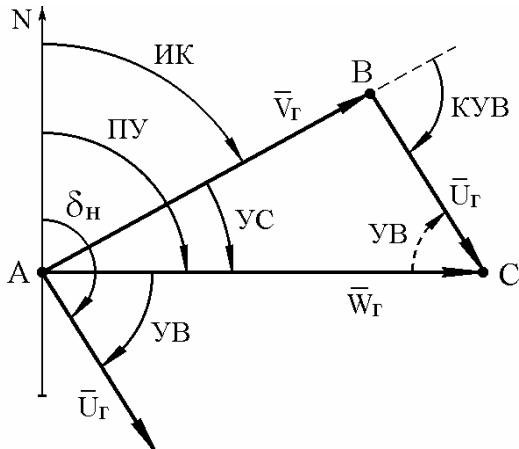


Рис. 3.28. Навигационный треугольник скоростей

Иногда у векторов скорости индексы «г» и знак вектора опускают, подразумевая, что это именно горизонтальные составляющие соответствующих векторов. Решая навигационный треугольник скоростей, можно определить необходимые параметры:

$$\text{ПУ} = \text{ИК} + \text{УС}; \quad (3.64)$$

$$\text{УВ} = \delta_h - \text{ПУ}; \quad (3.65)$$

$$\text{КУВ} = \delta_h - \text{ИК} = \text{УВ} + \text{УС}; \quad (3.66)$$

$$V \sin(\text{УС}) = U \sin(\text{УВ}); \quad (3.67)$$

$$W = V \cos(\text{УС}) + U \cos(\text{УВ}). \quad (3.68)$$

Методы построения доплеровских измерителей путевой скорости и угла сноса

Радиотехнический метод измерения путевой скорости и угла сноса основан на эффекте Доплера, сущность которого заключается в изменении частоты принимаемых колебаний при относительном движении приёмника и передатчика колебаний. (Эффект смещения частоты для звука был открыт в 1842 г. австрийским физиком Х. Доплером). Изменение частоты тем больше, чем больше скорость движения приёмника относительно передатчика. Такой же эффект имеет место, если передатчик и приёмник не-

подвижны относительно друг друга и находятся на движущемся объекте, а колебания принимаются после отражения от неподвижного объекта.

Пусть на летательном аппарате находится радиолокационная станция (РЛС), передатчик которой вырабатывает немодулированные колебания

$$U_1 = U_{1m} \sin \omega_1 t = U_{1m} \sin \varphi_1. \quad (3.69)$$

Предположим, что излучаемые колебания отражаются от точечного объекта на поверхности Земли, тогда принимаемые колебания будут

$$U_2 = U_{2m} \sin \omega_1(t - t_d) = U_{2m} \sin \varphi_2, \quad (3.70)$$

здесь D – расстояние от самолёта до точки отражения;

$$t_d = 2D/C. \quad (3.71)$$

Частота принимаемых колебаний определяется из выражения (3.70) дифференцированием фазы

$$\omega_2 = d\varphi_2/dt = \omega_1(1 - dt_d/dt). \quad (3.72)$$

Подставляя (3.71) в (3.72), получим

$$\omega_2 = \omega_1(1 - 2V_d/C), \quad (3.73)$$

здесь $V_d = dD/dt$ – радиальная скорость, т. е. скорость изменения расстояния в направлении распространения радиоволн.

Из уравнения (3.73) видно, что отражённые колебания отличаются по частоте от излучаемых колебаний на величину Ω_d

$$\Omega_d = \omega_1(2V_d/C), \quad (3.74)$$

называемую доплеровским смещением частоты (доплеровской частотой).

При приближении РЛС к точечному объекту на поверхности Земли $\Omega_d > 0$, при удалении $\Omega_d < 0$, при неизменном расстоянии $\Omega_d = 0$.

Доплеровскую частоту можно выразить как

$$F_d = f_1(2V_d/C) = 2V_d/\lambda_1, \quad (3.75)$$

Выражение (3.75) показывает связь между доплеровской частотой и радиальной скоростью, последнюю можно связать с вектором путевой скорости \bar{W} и углом сноса самолёта УС.

На рис. 3.29 приведена схема, поясняющая измерение путевой скорости и угла сноса в предположении, что полёт совершается в горизонтальной плоскости и скольжение отсутствует, где: a – проекция на вертикаль-

ную плоскость; б) – проекция на плоскость горизонта; \bar{V} – вектор истинной воздушной скорости; \bar{U} – вектор скорости ветра.

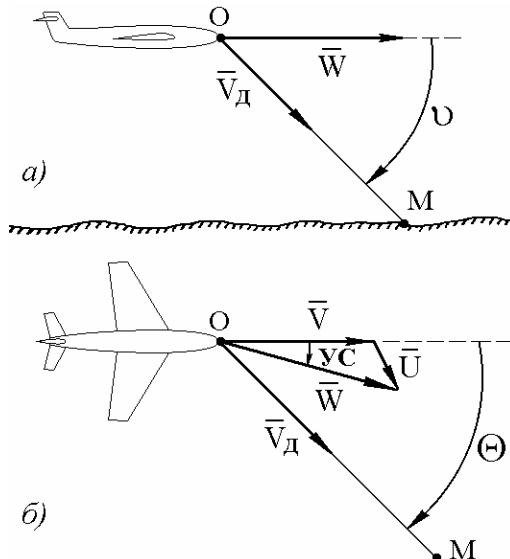


Рис. 3.29. Схема расположения радиолуча и векторов скоростей

Допустим, что на борту самолёта имеется антenna с игольчатой диаграммой направленности, т. е. электромагнитная энергия отражается от точки М на земной поверхности. Антenna повернута в горизонтальной плоскости на угол Θ относительно продольной оси самолёта и на угол υ в вертикальной плоскости. Углы Θ и υ называют установочными.

Вектор \bar{V}_d представляет собой проекцию вектора путевой скорости \bar{W} на направление ОМ (направление оси диаграммы антенны), тогда

$$V_d = W \cdot \cos \upsilon \cdot \cos(\Theta - YC). \quad (3.76)$$

Подставляя (3.76) в (3.75), получим основное уравнение ДИСС:

$$W = \{\lambda_1 / [2 \cos \upsilon \cdot \cos(\Theta - YC)]\} \cdot F_d = M_w \cdot F_d, \quad (3.77)$$

здесь $M_w = \lambda_1 / [2 \cos \upsilon \cdot \cos(\Theta - YC)]$ – масштабный коэффициент по скорости.

Доплеровская частота содержит информацию как о путевой скорости, так и об угле сноса. В уравнении (3.77) две неизвестные величины (YC и W), поэтому необходимы дополнительные устройства, позволяющие решить это уравнение. Зависимость доплеровской частоты F_d от угла Θ поворота антенны в горизонтальной плоскости относительно продольной оси самолёта приведена на рис. 3.30.

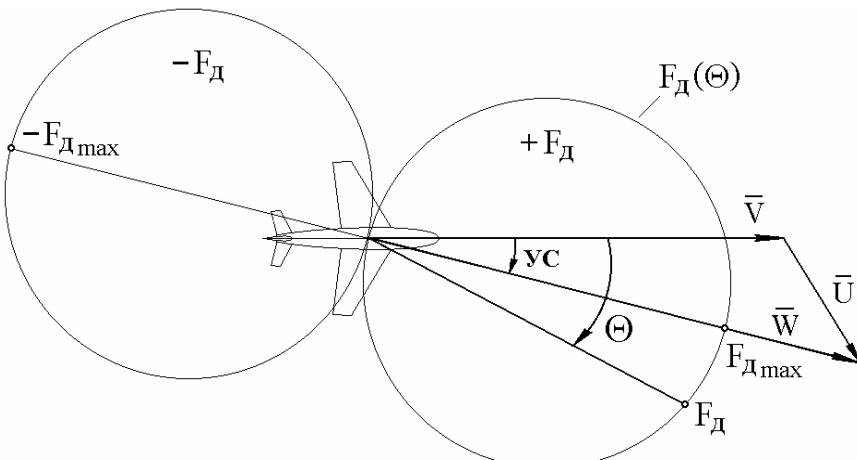


Рис. 3.30. Зависимость доплеровского сдвига частот от угла поворота антенны относительно продольной оси летательного аппарата

Из графика $F_D(\Theta)$ следует, что возможны три метода измерения угла сноса при постоянной путевой скорости: максимума F_D , минимума F_D и сравнения доплеровских частот, принимаемых по двум антеннам.

При методе максимума антenna, снабженная поворотным устройством, устанавливается так, чтобы измеритель частоты, включённый на выходе приёмника, давал максимальные показания. При этом угол поворота антенны Θ равен углу сноса YCS .

Достоинством метода является простота реализации и возможность измерения путевой скорости в том положении антенны, в каком найден угол сноса. Точность определения путевой скорости здесь наивысшая.

К недостаткам относится необходимость поворотной антенны и низкая точность определения угла сноса из-за небольшой крутизной кривой $F_D(\Theta)$ в области максимума.

При реализации метода минимума необходима поворотная антenna, которую устанавливают под углом $\Theta = 90^\circ \pm YCS$ к продольной оси летательного аппарата. При этом показания измерителя частоты равны нулю. Метод минимума требует того же оборудования, что и метод максимума.

Его достоинством является высокая точность определения угла сноса из-за большой крутизны кривой $F_D(\Theta)$ в области минимума. Для определения путевой скорости необходимо возвращения антенны в положение $\Theta = YCS$.

Метод сравнения не требует подвижных антенн и позволяет автоматически и одновременно измерять путевую скорость и угол сноса с приемлемой точностью. Для его реализации необходимы две антенны и два приёмника. Можно использовать один приёмник, который поочередно подключается то к одной, то к другой антенне.

Метод сравнения, несмотря на более сложную реализацию, наиболее совершенен. Его широко используют при построении ДИСС. В двухантенном варианте (рис. 3.31) диаграммы направленности антенн разворачивают вправо и влево относительно продольной оси самолёта на одинаковые углы $\pm\Theta$.

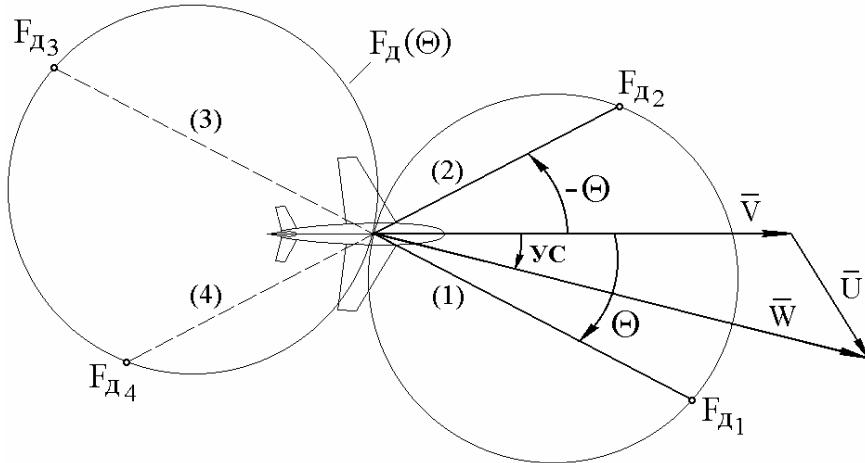


Рис. 3.31. К построению ДИСС методом сравнения

Доплеровские частоты для колебаний, принятых первой и второй антеннами, соответственно равны:

$$F_{d1} = [2\cos\psi \cdot \cos(\Theta - \text{УС})/\lambda_1] \cdot W, \quad (3.78)$$

$$F_{d2} = [2\cos\psi \cdot \cos(\Theta + \text{УС})/\lambda_1] \cdot W. \quad (3.79)$$

Уравнения (3.78, 3.79) получены независимыми путями и могут быть использованы для вычисления как W , так и УС. Приведенная выше теория ДИСС справедлива только при горизонтальном полёте. Если имеется крен или тангаж, то точность ДИСС уменьшается.

Менее чувствителен к изменению углов наклона летательного аппарата ДИСС с тремя или четырьмя антennами, диаграммы направленности которых расположены относительного летательного аппарата в виде буквы «Y» или «X».

Примером отечественного измерителя путевой скорости и угла сноса является система НАС-1, доплеровский канал которой имеет следующие технические характеристики: диапазон измеряемых путевых скоростей 300÷800 км/ч; диапазон измеряемых углов сноса $\pm 20^\circ$; среднеквадратичные погрешности по путевой скорости $\pm 0,5\%$ от текущего значения, по углу сноса $\pm 20'$; высотность от 500 до 15000 м; мощность передатчика не менее 5,5 Вт; антенна неподвижная, четырехлучевая; частота коммутации лучей порядка 5 Гц.

Глава 4. Системы счисления пути

Аэрометрические вычислительные комплексы

Аэрометрические вычислительные комплексы определяют координаты летательного аппарата методом воздушного счисления пути. Ориентировка способом счисления пути заключается в расчёте местонахождения ЛА путем последовательного учёта значения и направления пройденного пути от исходного пункта маршрута. Для решения задач счисления пути используются почти все виды навигационных систем координат. Рассмотрим навигационный треугольник скоростей (рис. 4.1).

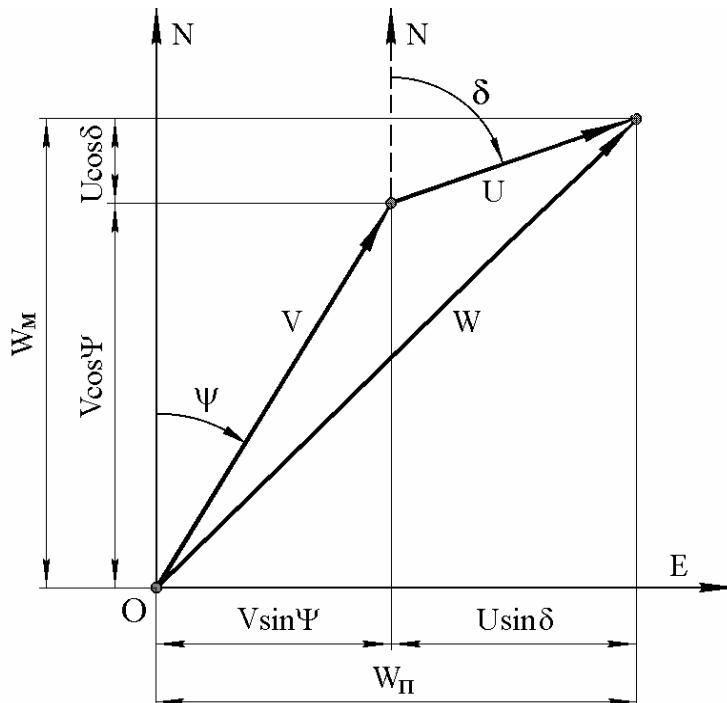


Рис. 4.1. К выводу уравнений системы счисления пути: W – путевая скорость; V – истинная воздушная скорость; U – скорость ветра; δ - направление ветра навигационное; Ψ – истинный курс

Воспользуемся правилом, согласно которому проекция суммы векторов на любую ось равна сумме проекций слагаемых векторов на ту же ось. Определим проекции путевой скорости на оси координат ЕОН:

$$W_m = V \cos \Psi + U \cos \delta; \quad (4.1)$$

$$W_n = V \sin \Psi + U \sin \delta, \quad (4.2)$$

здесь W_m – проекция путевой скорости на направление меридiana, W_n – на направление параллели.

Истинная воздушная скорость V и истинный курс Ψ непрерывно измеряются датчиками скорости и курса летательного аппарата в течение всего времени полёта t . Скорость U и направление δ ветра определяются каким-либо методом аэронавигации.

Векторы скоростей \bar{V} и \bar{U} меняются в полёте по значению и направлению и, следовательно, являются функциями времени. В течение бесконечно малого промежутка времени dt перемещение летательного аппарата по меридиану будет

$$dS_m = W_m dt, \quad (4.3)$$

а по параллели

$$dS_n = W_n dt, \quad (4.4)$$

здесь dS_m и dS_n – составляющие пройденного летательным аппаратом пути по меридиану и параллели.

Курсограф осуществляет измерение пройденного пути посредством непрерывного суммирования составляющих dS_m и dS_n в течение времени полёта t . Измеренные составляющие S_m и S_n равны:

$$S_m = \int_{t_0}^t W_m dt = \int_{t_0}^t (V \cos \Psi + U \cos \delta) dt, \quad (4.5)$$

$$S_n = \int_{t_0}^t W_n dt = \int_{t_0}^t (V \sin \Psi + U \sin \delta) dt. \quad (4.6)$$

Курсограф графически строит на карте траекторию пройденного пути. Уравнения (4.5, 4.6) носят названия уравнений курсографа. Навигационный автомат, являющийся указателем географических координат (широты, долготы места летательного аппарата), превращает линейное перемещение ЛА в соответствующие угловые величины.

Связь между линейными и угловыми величинами, в предположении шаровой формы Земли, имеет вид

$$d\varphi = 360 \cdot dS_m / (2\pi \cdot R) = 180 \cdot dS_m / (\pi \cdot R); \quad (4.7)$$

$$d\lambda = 180 \cdot dS_n / (\pi \cdot r), \quad (4.8)$$

здесь R – радиус Земли; $r = R \cdot \cos\varphi$ – радиус окружности данной параллели; φ – широта данной параллели.

Указатель географических координат (навигационный координатор) непрерывно интегрирует угловые величины $d\varphi$ и $d\lambda$; в результате получаются координаты широты и долготы местонахождения ЛА

$$\varphi = \varphi_0 + \frac{180}{\pi R} \int_{t_0}^t (V \cos \Psi + U \cos \delta) dt, \quad (4.9)$$

$$\lambda = \lambda_0 + \frac{180}{\pi R} \int_{t_0}^t \frac{V \sin \Psi + U \sin \delta}{\cos \varphi} dt. \quad (4.10)$$

Не всегда удобно определять положение летательного аппарата в географической системе координат. Известны навигационные автоматы, работающие в условной системе координат, в качестве которой используется прямоугольная система ХОУ, повернутая относительно географической системы координат на угол карты Ψ_k (рис. 4.2).

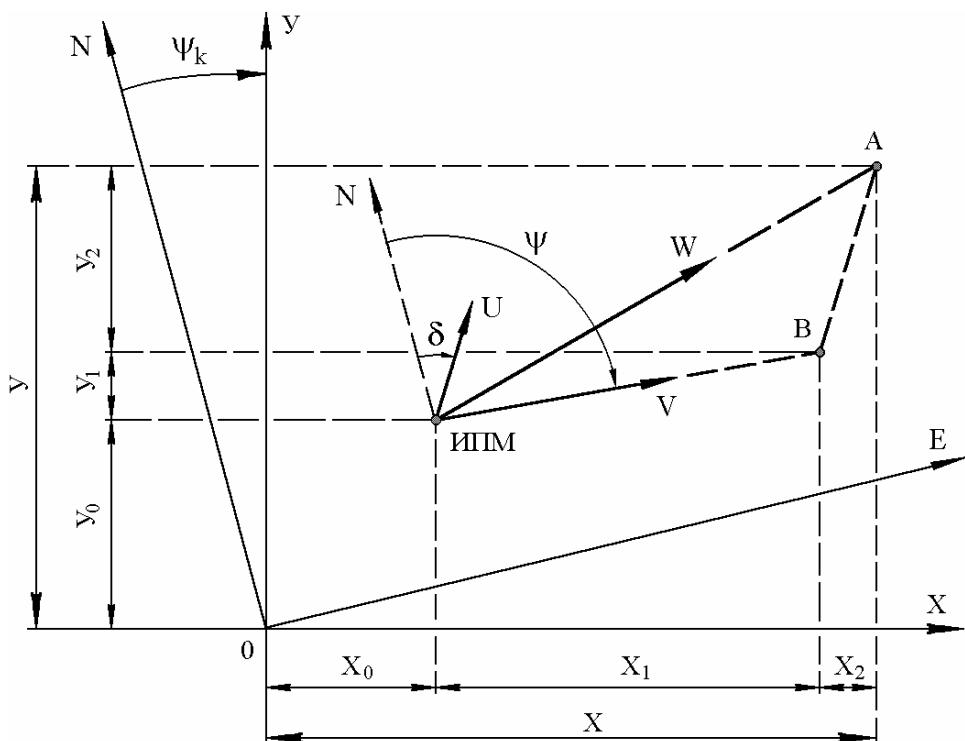


Рис. 4.2. Определение места летательного аппарата в условной системе координат

Угол карты отсчитывается от северного направления меридиана по часовой стрелке до оси **Y** прямоугольной системы координат. Начало системы координат **XOY** совмещают с исходным пунктом маршрута (ИПМ) или каким-либо наземным ориентиром. В рассматриваемой системе текущие координаты местонахождения самолёта **X**, **Y** определяются как

$$X = X_0 + \int_{t_0}^t [V \sin(\Psi - \Psi_k) + U \sin(\delta - \Psi_k)] dt; \quad (4.11)$$

$$Y = Y_0 + \int_{t_0}^t [V \cos(\Psi - \Psi_k) + U \cos(\delta - \Psi_k)] dt, \quad (4.12)$$

здесь X_0 , Y_0 – начальные координаты исходного пункта маршрута.

На рис. 4.2 указаны координаты местонахождения летательного аппарата для некоторого конечного времени t (точка А), для которого

$$X = X_0 + X_1 + X_2; \quad Y = Y_0 + Y_1 + Y_2, \quad (4.13)$$

Составляющие пройденного пути определяются из уравнений

$$\begin{aligned} X_1 &= \int_{t_0}^t V \sin(\Psi - \Psi_k) dt; \quad X_2 = \int_{t_0}^t U \sin(\delta - \Psi_k) dt; \\ Y_1 &= \int_{t_0}^t V \cos(\Psi - \Psi_k) dt; \quad Y_2 = \int_{t_0}^t U \cos(\delta - \Psi_k) dt. \end{aligned} \quad (4.14)$$

Решение системы уравнений (4.11-4.12) сводится к решению уравнений (4.13) и (4.14). Структурная схема навигационного индикатора, реализующего уравнения (4.11-4.12), представлена на рис. 4.3.

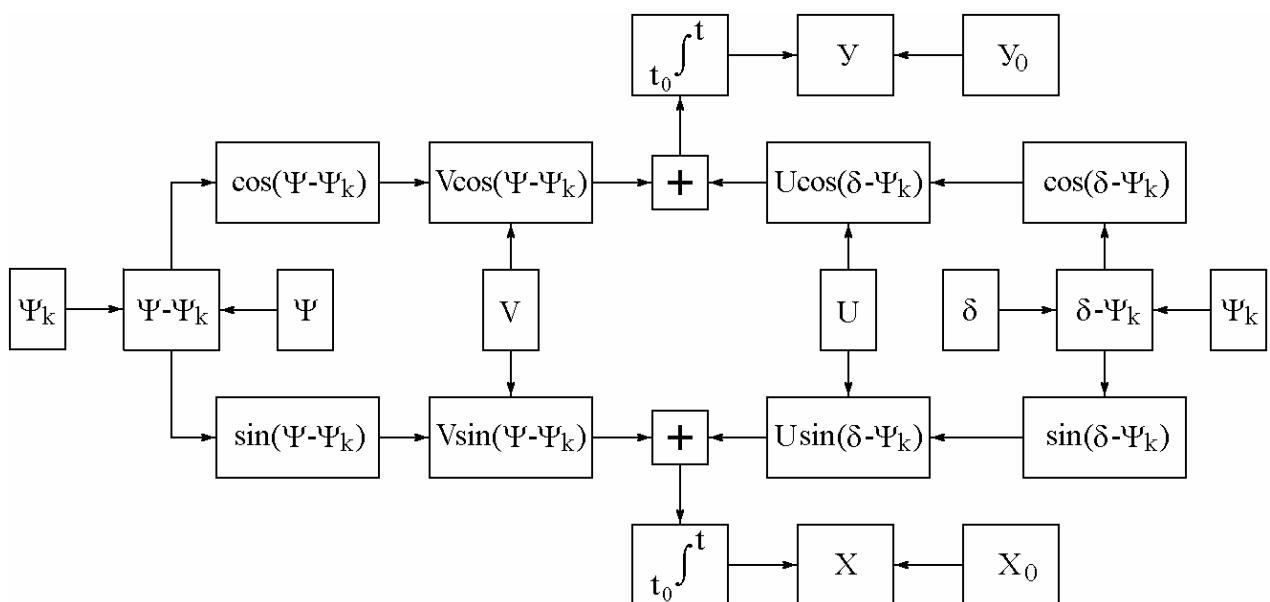


Рис. 4.3. Структурная схема навигационного автомата
условной прямоугольной системы координат

Примером такой системы служит навигационный индикатор НИ-50, который имеет следующие технические характеристики: рабочий диапазон высот – от 0 до 20 км; рабочий диапазон истинных воздушных скоростей (в зависимости от высоты полёта) – от 200 до 1100 км/час; диапазон учитываемой скорости ветра – 0 до 200 км/час. Инструментальная погрешность навигационного индикатора порядка 5÷7% от номинала.

В датчике воздушной скорости навигационного индикатора истинная воздушная скорость приближённо определяется по формуле

$$V = k_2 \sqrt{T_{\text{зат}}} \left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} \right)^{\alpha}, \quad (4.15)$$

здесь k_2 – коэффициент пропорциональности; $T_{\text{зат}}$ – температура заторможенного потока; $P_{\text{дин}}$ – динамическое давление воздушного потока; $P_{\text{ст}}$ – статическое давление; α – показатель степени ($0,1 \div 1,0$), выбирается таким, чтобы значение истинной воздушной скорости, определяемое из уравнения (4.15), минимально отличалось от действительного значения.

Все операции синусно-косинусного преобразования, умножения, алгебраического сложения в навигационном индикаторе выполняются с помощью потенциометрических схем.

Интегрирование осуществляется с помощью интегрирующих двигателей (двигателей постоянного тока), у которых скорость вращения прямо пропорциональна подводимому напряжению. В интегрирующем двигателе инерционность ротора и сухое трение сводятся к минимуму.

Погрешности навигационных автоматов

Погрешности навигационных автоматов, как и всяких сложных измерительных устройств косвенного метода измерения, состоят из методических и инструментальных. Основная методическая погрешность навигационного автомата счисления пути, основанного на интегрировании скорости относительно воздуха, вызывается отсутствием точной и непрерывной информации на летательном аппарате о скорости ветра. Кроме этого, существуют методические погрешности, вызванные погрешностями датчиков истинной воздушной скорости и курса.

Если уравнения (4.11 и 4.12) записать в наиболее общей форме

$$X = F_1(V, \Psi, U, \delta), \quad Y = F_2(V, \Psi, U, \delta), \quad (4.16)$$

где X, Y – координаты места, то методические погрешности можно определить в линейном приближении путем разложения в ряд:

$$\Delta X = (\partial F_1 / \partial V) \Delta V + (\partial F_1 / \partial \Psi) \Delta \Psi + (\partial F_1 / \partial U) \Delta U + (\partial F_1 / \partial \delta) \Delta \delta; \quad (4.17)$$

$$\Delta Y = (\partial F_2 / \partial V) \Delta V + (\partial F_2 / \partial \Psi) \Delta \Psi + (\partial F_2 / \partial U) \Delta U + (\partial F_2 / \partial \delta) \Delta \delta, \quad (4.18)$$

здесь $\Delta V, \Delta \Psi, \Delta U, \Delta \delta$ – первичные погрешности в измерении истинной воздушной скорости, истинного курса, скорости и направления ветра.

Погрешности, вызванные неполным учётом параметров ветра

Предположим, что каким-либо средством навигации получены сведения о скорости U_0 и направлении δ_0 ветра. Фактические значения скорости и направления ветра U и δ . Используя уравнения (4.11, 4.12, 4.17, 4.18), найдем погрешности в определении координат, вызванные погрешностями в определении скорости $\Delta U = U - U_0$ и направления ветра $\Delta \delta = \delta - \delta_0$.

$$\Delta X = \int_{t_0}^t \Delta U \sin \delta dt + \int_{t_0}^t U \Delta \delta \cos \delta dt; \quad (4.19)$$

$$\Delta Y = \int_{t_0}^t \Delta U \cos \delta dt - \int_{t_0}^t U \Delta \delta \sin \delta dt. \quad (4.20)$$

Значение ΔU может достигать десятков км/час, а угол $\Delta \delta$ – единиц градусов ($2\div 3^\circ$). Частота введения поправок на ветер определяется следующим образом. Задаются допустимыми погрешностями измерения координат ΔS и предполагаемым средним значением скорости ветра $\Delta U_{ср}$, которую не учитывает навигационный автомат. Допустимый интервал времени $\Delta T_{доп}$ между двумя коррекциями определится как

$$\Delta T_{доп} = \Delta S / \Delta U_{ср}. \quad (4.21)$$

Погрешности навигационных автоматов, вызванные погрешностями определения вектора истинной воздушной скорости

Вектор истинной воздушной скорости V не совпадает с продольной осью летательного аппарата. Наличие углов атаки α , скольжения β приводит к тому, что фактическое движение в горизонтальной плоскости относительно воздуха определяется уравнениями

$$X = \int_{t_0}^t V_r \sin(\Psi + \beta) dt; \quad (4.22)$$

$$Y = \int_{t_0}^t V_r \cos(\Psi + \beta) dt; \quad (4.23)$$

$$V_r = V \cdot \cos\theta; \quad V_{xo} = V \cdot \cos\alpha \cdot \cos\beta; \quad V_r = V_{xo} \cdot \cos\theta / (\cos\alpha \cdot \cos\beta), \quad (4.24)$$

здесь V_r – горизонтальная составляющая истинной воздушной скорости; θ – угол наклона траектории (в вертикальной плоскости, к плоскости истинного горизонта); α – угол атаки; β – угол скольжения.

Навигационный автомат получает от датчика скорости составляющую V_x истинной воздушной скорости вдоль оси приёмника воздушных давлений, отличающуюся от фактической осевой составляющей скорости V_{xo} на величину $\Delta V_x = V_x - V_{xo}$. Предположим, что на летательном аппарате отсутствуют измерители углов атаки и скольжения, а в навигационном автомате не учитывается угол наклона траектории. Погрешности навигационного автомата, вызванные указанными выше причинами, будут:

$$\Delta X_v = \int_{t_0}^t V_x \sin\Psi dt - \int_{t_0}^t V_r \sin(\Psi + \beta) dt, \quad (4.25)$$

$$\Delta Y_v = \int_{t_0}^t V_x \cos\Psi dt - \int_{t_0}^t V_r \cos(\Psi + \beta) dt. \quad (4.26)$$

Угол β невелик, поэтому

$$\cos(\Psi + \beta) = \cos\Psi - \beta \sin\Psi; \quad \sin(\Psi + \beta) = \sin\Psi + \beta \cos\Psi. \quad (4.27)$$

С учётом этих выражений, а также (4.24), получим

$$\Delta X_v = \int_{t_0}^t (V_{xo} + \Delta V_x) \sin\Psi dt - \int_{t_0}^t (V_r \sin\Psi + V_r \beta \cos\Psi) dt. \quad (4.28)$$

Обозначим

$$\Delta V_r = V_{xo} - V_r = V_{xo} \cdot [1 - \cos\theta / (\cos\alpha \cdot \cos\beta)]. \quad (4.29)$$

Тогда

$$\Delta X_v = \int_{t_0}^t (\Delta V_r + \Delta V_x) \sin\Psi dt - \int_{t_0}^t V_r \beta \cos\Psi dt, \quad (4.30)$$

$$\Delta Y_v = \int_{t_0}^t (\Delta V_r + \Delta V_x) \cos\Psi dt - \int_{t_0}^t V_r \beta \sin\Psi dt. \quad (4.31)$$

Наиболее существенные погрешности счисления пути, вызванные углом скольжения β , и погрешности датчика скорости ΔV_x . Влияние углов

атаки и наклона траектории сказываются в меньшей степени. Так, например, при постоянных углах $\alpha = \beta = \theta = 1^\circ$ погрешности счисления пути от угла скольжения составляют 1,75%, а от углов атаки и наклона траектории – 0,03% от пройденного расстояния. Для маневренных летательных аппаратов углы θ могут меняться в широких пределах, вследствие чего погрешности счисления пути могут оказаться значительными.

Чтобы уменьшить эти погрешности необходимо использовать сигналы гировертикали, датчиков углов атаки и скольжения для вычисления горизонтальной составляющей V_g истинной воздушной скорости.

Погрешности навигационных автоматов, вызванные погрешностями определения курса

Поскольку в вычислителе осуществляется интегрирование функций $V\sin\Psi$ и $V\cos\Psi$, то для выяснения влияния погрешности датчика курса важно определить, является ли его погрешность независимой от времени, или функцией времени.

С этой точки зрения погрешности датчика курса можно разделить на две группы: 1) независимые от времени погрешности (девиация, застой и др.); 2) периодические во времени погрешности (вызванные колебаниями в следящей системе или колебаниями чувствительного элемента); поворотные погрешности – не периодические, но зависящие от времени.

Полагая скорость ветра $U = 0$ и обозначив независимые от времени погрешности датчика курса через $\Delta\Psi$, получим значения погрешностей навигационного автомата ΔX_k , ΔY_k :

$$\Delta X_k = \int_{t_0}^t V \sin(\Psi + \Delta\Psi) dt - \int_{t_0}^t V \sin\Psi dt, \quad (4.32)$$

$$\Delta Y_k = \int_{t_0}^t V \cos(\Psi + \Delta\Psi) dt - \int_{t_0}^t V \cos\Psi dt. \quad (4.33)$$

Полагая $\Delta\Psi$ малым, имеем

$$\sin\Delta\Psi = \Delta\Psi; \quad \cos\Delta\Psi = 1;$$

$$\sin(\Psi + \Delta\Psi) = \sin\Psi + \Delta\Psi \cos\Psi;$$

$$\cos(\Psi + \Delta\Psi) = \cos\Psi - \Delta\Psi \sin\Psi.$$

Тогда

$$\Delta X_K = \int_{t_0}^t V \Delta \Psi \cos \Psi dt, \quad (4.34)$$

$$\Delta Y_K = - \int_{t_0}^t V \Delta \Psi \sin \Psi dt. \quad (4.35)$$

Полная погрешность ΔS_K равна

$$\Delta S_K = \sqrt{\Delta Y_K^2 + \Delta X_K^2} = \int_{t_0}^t V \Delta \Psi dt. \quad (4.36)$$

При $V = \text{const}$

$$\Delta S_K = V \cdot t \cdot \Delta \Psi = S \cdot \Delta \Psi, \quad (4.37)$$

здесь S – путь, пройденный летательным аппаратом за время t по кратчайшему расстоянию от точки вылета.

На рис. 4.4, а показано геометрическое построение, на основании которого может быть найдена погрешность ΔS_K навигационного автомата при известной ошибке $\Delta \Psi$ датчика курса; здесь $OA = OB = S$.

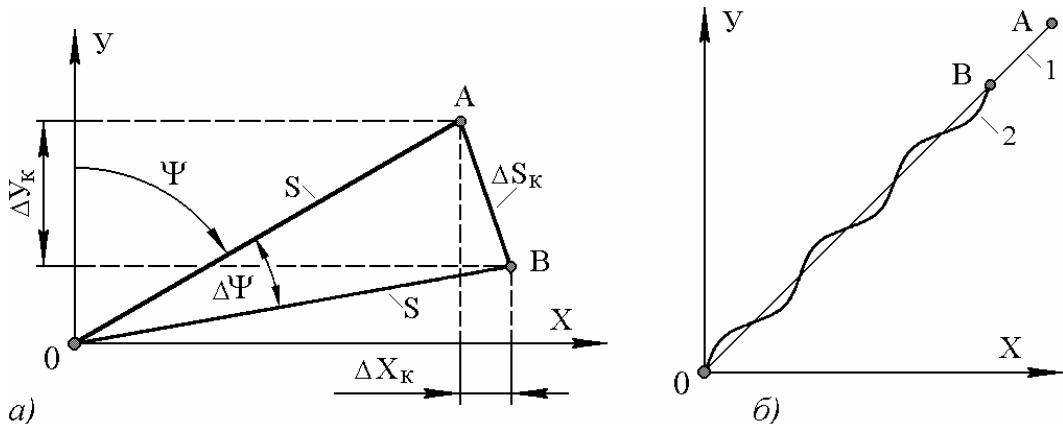


Рис. 4.4. Погрешности навигационного автомата, вызванные погрешностями датчика курса

Рассмотрим влияние периодических погрешностей датчика курса на показания навигационного автомата.

Положим, что датчик курса выдает навигационному автомату курс

$$\Psi = \Psi_{cp} + \Delta \Psi_{\sim}, \quad (4.38)$$

здесь Ψ_{cp} – средний курс, при отсутствии постоянной погрешности является истинным курсом; $\Delta \Psi_{\sim}$ – периодическая погрешность датчика курса.

Возникающая при этом погрешность навигационного автомата может быть получена из простейших геометрических построений. На рис. 4.4, б

кривая 1 представляет истинную траекторию летательного аппарата, кривая 2 – кажущуюся (отсчитываемую навигационным автоматом) траекторию, которая имеет вид волнообразной линии вследствие периодических погрешностей датчика курса.

Длины кривых 1 и 2 одинаковы. Точка А определяет истинное местоположение ЛА, точка В – кажущееся местоположение, отсчитываемое навигационным автоматом.

Вследствие периодической погрешности датчика курса навигационный автомат будет всегда показывать расстояние меньше истинного.

Периодические погрешности датчика курса с большой амплитудой недопустимы. Из этого можно сделать следующие практические выводы:

- 1) при использовании дистанционного магнитного компаса необходимо применять гироскопическую стабилизацию для уменьшения периодических погрешностей датчика курса;
- 2) следящие системы датчиков курса должны работать без автоколебаний или, если это возможно, с колебаниями малой амплитуды и большой частоты.

Инструментальные погрешности навигационных автоматов

Инструментальные погрешности навигационного автомата зависят от инструментальных погрешностей его составных частей. Причинами появления инструментальных погрешностей являются:

- 1) изменение напряжения сети, питающей навигационный автомат;
- 2) изменение температуры окружающей среды, при этом изменяются сопротивления схемы, магнитные потоки в электродвигателях, упругие свойства мембран датчика скорости, трение в опорах подвижных деталей, линейные размеры деталей и т. д.;
- 3) изменение моментов нагрузки на осях интегрирующих электродвигателей; момент нагрузки состоит из суммы моментов трения осей редуктора, приведенных к оси двигателя, и самого двигателя;
- 4) изменение входных и выходных сопротивлений элементов вычислительного устройства.

Доплеровские вычислительные комплексы

Примером подобной системы является отечественная система воздушного счисления пути АНУ-1 (автоматическое навигационное устройство), где в качестве одного из датчиков используется радиолокационный доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС). В отличие от навигационного индикатора типа НИ-50 параметры ветра в АНУ-1 учитываются автоматически, поскольку в основном режиме используется информация непосредственно о путевой скорости от ДИСС.

Вектор путевой скорости \bar{W} (рис. 4.5) равен векторной сумме вектора истинной воздушной скорости \bar{V} и вектора скорости ветра \bar{U} : $\bar{W} = \bar{V} + \bar{U}$.

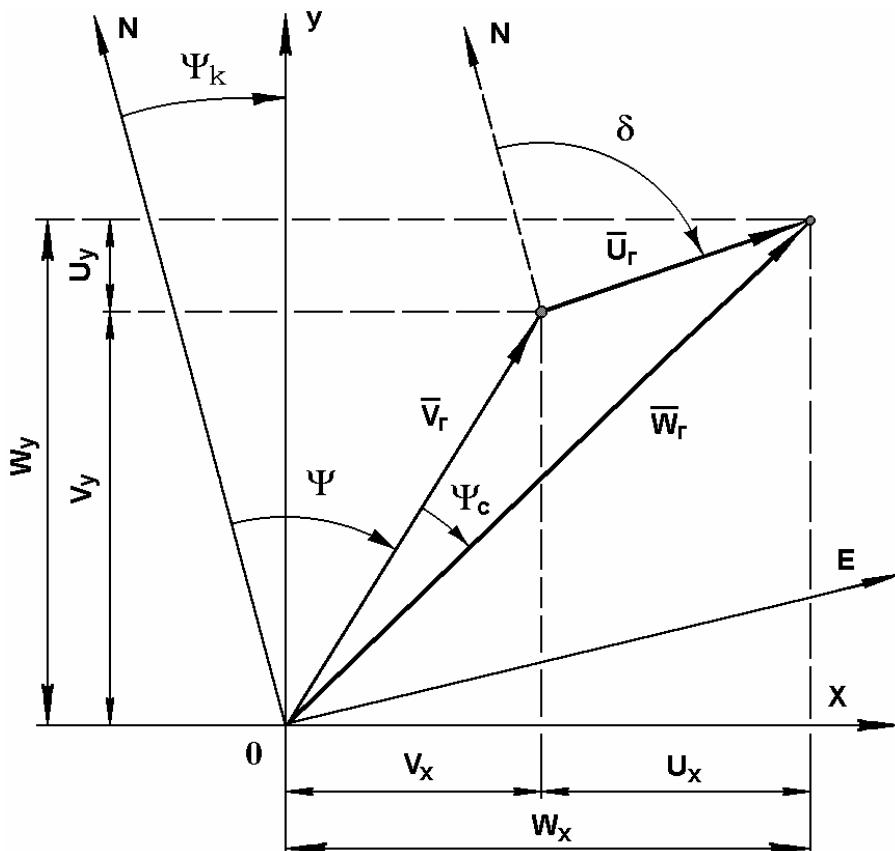


Рис. 4.5. Навигационный треугольник скоростей

Проекция суммы векторов на любую ось равна сумме проекций слагаемых векторов на ту же ось, тогда

$$W_x = V_x + U_x; \quad W_y = V_y + U_y, \quad (4.39)$$

здесь W_x, V_x, U_x – проекции соответствующих векторов на ось X; W_y, V_y, U_y – проекции соответствующих векторов на ось Y.

Уравнения (4.39) можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned} W_x &= W \sin(\Psi + \Psi_c - \Psi_k) = V \sin(\Psi - \Psi_k) + U \sin(\delta - \Psi_k); \\ W_y &= W \cos(\Psi + \Psi_c - \Psi_k) = V \cos(\Psi - \Psi_k) + U \cos(\delta - \Psi_k), \end{aligned} \quad (4.40)$$

здесь Ψ – курс самолёта, Ψ_c – угол сноса, Ψ_k – угол карты.

В режиме доплеровского счисления пути текущие координаты местонахождения самолёта определяются из уравнений:

$$\begin{aligned} X &= X_0 + \int_{t_0}^t W \sin(\Psi + \Psi_c - \Psi_k) dt; \\ Y &= Y_0 + \int_{t_0}^t W \cos(\Psi + \Psi_c - \Psi_k) dt, \end{aligned} \quad (4.41)$$

здесь X_0 , Y_0 – начальные координаты исходного пункта маршрута (ИПМ).

В этом режиме определяются и «запоминаются» составляющие скорости ветра:

$$\begin{aligned} U_x &= W_x - V_x = W \sin(\Psi + \Psi_c - \Psi_k) - V \sin(\Psi - \Psi_k); \\ U_y &= W_y - V_y = W \cos(\Psi + \Psi_c - \Psi_k) - V \cos(\Psi - \Psi_k). \end{aligned} \quad (4.42)$$

Если информация от доплеровского измерителя не поступает, то счисление пути в АНУ-1 в течение некоторого времени производится по данным о воздушной скорости и запомненным значениям составляющих скорости ветра (режим «Память ветра»):

$$W_{x_n} = V \sin(\Psi - \Psi_k) + U_x; \quad W_{y_n} = V \cos(\Psi - \Psi_k) + U_y; \quad (4.43)$$

здесь значения U_x , U_y остаются постоянными, равными вычисленным перед прекращением работы доплеровского измерителя.

Текущие координаты местоположения самолёта определяются интегрированием составляющих W_x , W_y .

АНУ-1 работает и при полном отсутствии информации от ДИСС. В этом случае скорость полёта измеряется датчиком воздушной скорости, а скорость и направление ветра устанавливаются вручную на задатчике. Текущие координаты летательного аппарата определяются из уравнений:

$$\begin{aligned} X &= X_0 + \int_{t_0}^t [V \sin(\Psi - \Psi_k) + U \sin(\delta - \Psi_k)] dt; \\ Y &= Y_0 + \int_{t_0}^t [V \cos(\Psi - \Psi_k) + U \cos(\delta - \Psi_k)] dt. \end{aligned} \quad (4.44)$$

Структурная схема навигационного автомата АНУ-1 приведена на рис. 4.6. В режиме счисления пути по путевой скорости и углу сноса, измеренным с помощью доплеровского радиолокатора, в навигационный автомат вводится путевая скорость W и угол сноса Ψ_c от ДИСС (1) и истинная воздушная скорость V от датчика скорости (14). Курс Ψ вводится от курсовой системы (4).

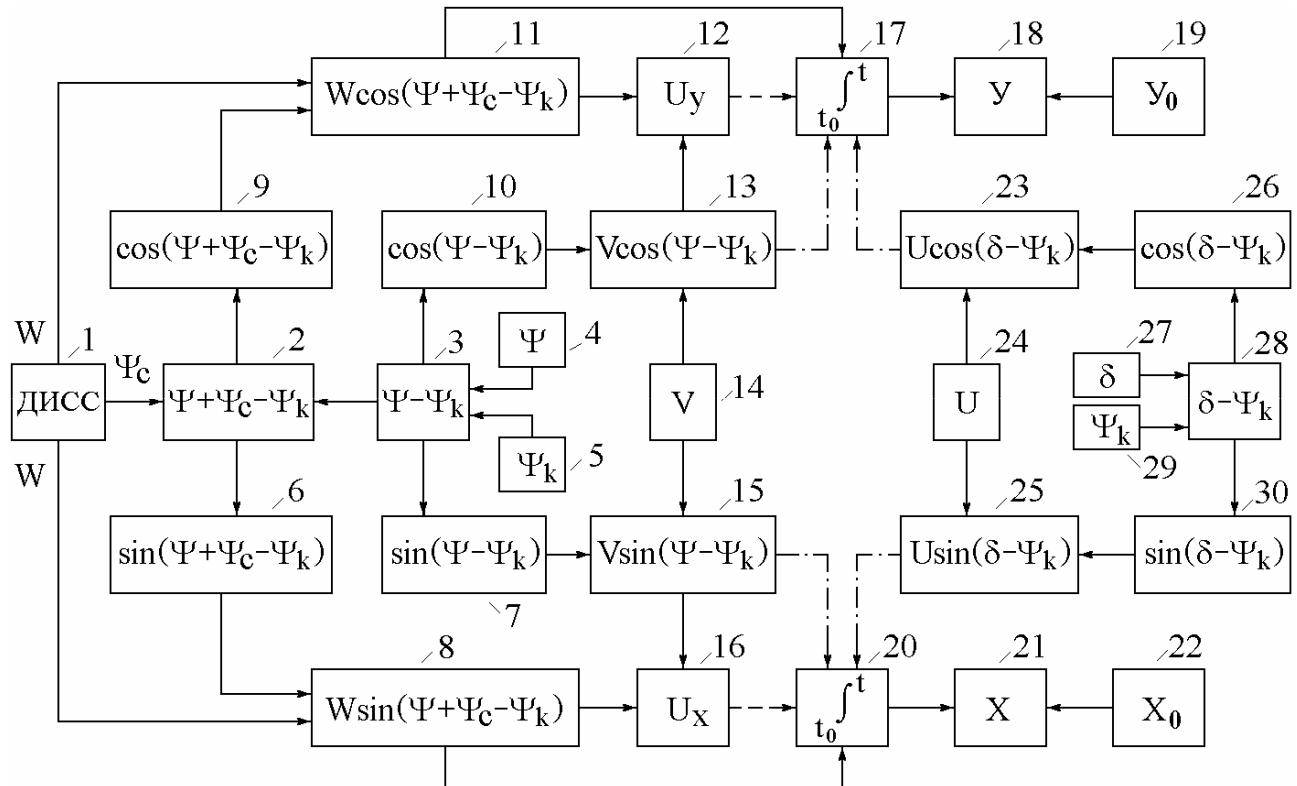


Рис. 4.6. Структурная схема АНУ-1

Сигнал курса Ψ подается в сумматор (3), куда также вводится угол карты Ψ_k от задатчика (5). Сигнал по углу сноса Ψ_c от ДИСС (1) поступает на сумматор (2), где суммируется с разностным сигналом $(\Psi - \Psi_k)$ от сумматора (3). На синусно-косинусных преобразователях (6, 9, 7, 10) формируются, соответственно, сигналы $\sin(\Psi + \Psi_c - \Psi_k)$, $\cos(\Psi + \Psi_c - \Psi_k)$, $\sin(\Psi - \Psi_k)$, $\cos(\Psi - \Psi_k)$, которые поступают на множительные устройства (8, 11, 15, 13). На множительные устройства (8, 11) подаются сигналы путевой скорости, на множительные устройства (15, 13) – истинной воздушной скорости. На выходах множительных устройств (8, 11, 15, 13) формируются сигналы, соответственно, W_x , W_y , V_x , V_y . Эти сигналы поступают

на устройства памяти (16, 12), где вычисляются и запоминаются значения составляющих скорости ветра U_x, U_y . Сигналы W_x, W_y поступают на интегрирующие двигатели (20, 17).

В результате интегрирования составляющих путевой скорости и ввода координат исходного пункта маршрута X_0, Y_0 (22, 19) на указателях (21, 18) получаем координаты летательного аппарата X, Y .

Если ДИСС прекращает работу, АНУ-1 переходит в режим «Память ветра». В этом режиме составляющие воздушной скорости V_x, V_y с множительных устройств (15, 13) поступают на интеграторы (20, 17). Одновременно на интеграторы подаются сигналы по составляющим U_x, U_y с запоминающих устройств (16, 12). На входах интеграторов действуют сигналы $V_x + U_x, V_y + U_y$; после интегрирования на указателях (21, 18) получаем координаты местоположения летательного аппарата X, Y .

При работе АНУ-1 в автономном режиме на интеграторы (20, 17) поступают составляющие V_x и V_y . Скорость ветра U вводится задатчиком (24), угол ветра – задатчиком (27), угол карты – задатчиком (29). Функции $\sin(\delta - \Psi_k)$ и $\cos(\delta - \Psi_k)$ формируются на синусно-косинусных потенциометрах (30, 26) и подаются на множительные звенья (25, 23); с выходов этих звеньев сигналы по составляющим скорости ветра U_x, U_y поступают на интеграторы (20, 17). На входах интеграторов сигналы суммируются $V_x + U_x, V_y + U_y$. В автономном режиме АНУ-1 работает подобно НИ-50.

Технические характеристики АНУ-1: диапазон высот – от 0 до 20 км, истинных воздушных скоростей – от 200 до 1100 км/час, скорости ветра – от 0 до 200 км/час, путевых скоростей – от 0 до 1100 км/час; инструментальная погрешность в основном режиме не более 2,5%, в автономном режиме – не более 5,5%.

Упрощённая структурная схема *навигационной системы с микропроцессорным вычислителем* приведена на рис. 4.7, где на входы 1...n подаются напряжения с датчиков первичной информации. По такой структуре могут быть построены и навигационные автоматы. В навигационном индикаторе местонахождение летательного аппарата определяется путем решения уравнений (4.11-4.12), где необходимо выполнять операции ин-

тегрирования. В микропроцессорных системах осуществляется численное интегрирование (например, методом прямоугольников, трапеций, Симпсона).



Рис. 4.7. Упрощённая структурная схема микропроцессорной навигационной системы: АЦП – аналого-цифровой преобразователь; ЭВМ – электронная вычислительная машина; СОУ – система отображения информации и управления

Так как в цифровой навигационной системе опрос датчиков и обработка информации осуществляются в дискретные моменты времени, будем рассматривать её состояние в моменты времени t_i ($i = 0, 1, 2, \dots$) через интервал ΔT (см. рис. 4.8, где F – подинтегральная функция).

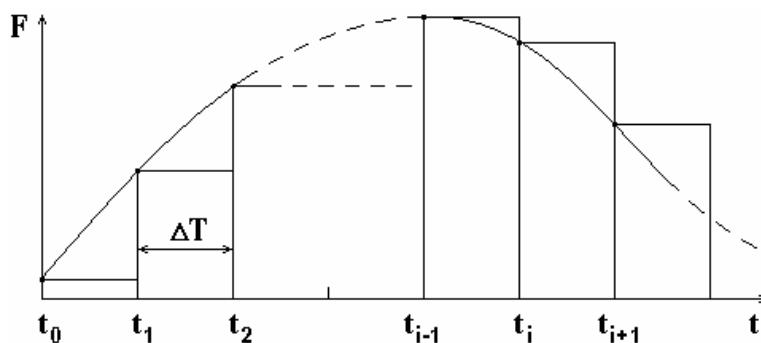


Рис. 4.8. Интегрирование методом прямоугольников

Считаем, что за промежуток времени ΔT навигационные элементы (V , U , Ψ , δ) не меняются, тогда, для интегрирования методом прямоугольников, уравнения (4.11-4.12) преобразуются следующим образом:

$$\begin{aligned} F_1 &= V_i \sin(\Psi_i - \Psi_k) + U_i \sin(\delta_i - \Psi_k); \\ F_2 &= V_i \cos(\Psi_i - \Psi_k) + U_i \cos(\delta_i - \Psi_k); \\ X_i &= X_{i-1} + \Delta T \cdot F_1; \quad Y_i = Y_{i-1} + \Delta T \cdot F_2. \end{aligned} \quad (4.45)$$

Запуск программы на опрос датчиков и цикл вычислений производятся в моменты времени t_i с периодом следования ΔT (см. рис. 4.8). Значение ΔT не должно быть меньше времени опроса датчиков и обработки информации. Максимальное значение ΔT зависит от допустимой погрешности определения координат места летательного аппарата.

Глава 5. Инерциальные системы навигации

Особенности и принципы инерциальной навигации

Принципы, лежащие в основе инерциальной навигации, неразрывно связаны с механикой – наукой об общих законах механического движения и взаимодействия материальных тел. При решении прикладных навигационных задач используются следующие законы классической механики.

Первый закон Ньютона (закон инерции). Материальная точка, на которую не действуют никакие силы, имеет постоянную по модулю и направлению скорость. Таким образом, всякая свободная материальная точка совершает простейшее, так называемое «инерциальное» движение, т. е. движется прямолинейно и равномерно ($\bar{V} = \text{const}$) или, в частности, находится в покое ($\bar{V} = 0$).

Второй закон Ньютона (основной закон динамики). Производная по времени от количества движения материальной точки равна действующей на неё силе, т. е.

$$d(\bar{m}\bar{V})/dt = \bar{F}. \quad (5.1)$$

Поскольку, $d(\bar{V})/dt = \bar{a}$, где \bar{a} – ускорение точки, то при $m = \text{const}$

$$m\bar{a} = \bar{F}, \quad (5.2)$$

т. е. произведение массы материальной точки на её ускорение равно действующей на неё силе.

Третий закон Ньютона (закон действия и противодействия). Две материальные точки **A** и **B** двух тел действуют друг на друга с силами, равными по модулю и направленными вдоль прямой, соединяющей эти точки, в противоположные стороны. Таким образом

$$\bar{F}_B = -\bar{F}_A. \quad (5.3)$$

Этот закон предполагает дальнодействие, т. е. возможность действия материальных тел друг на друга на расстоянии, что характерно для классической механики Ньютона.

Закон независимости действия сил. Если на материальную точку действуют одновременно несколько сил, то каждая из этих сил действует независимо от других и сообщает точке ускорение, равное этой силе, делён-

ной на массу точки. Следовательно, если на точку с массой m действует система сил $\bar{F}_1, \bar{F}_2, \dots, \bar{F}_n$, то ускорение, получаемое точкой,

$$\bar{a} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^n \bar{F}_i . \quad (5.4)$$

Из формулы (5.4) следует, что

$$m\bar{a} = \sum_{i=1}^n \bar{F}_i \quad \text{и} \quad \bar{F} = \sum_{i=1}^n \bar{F}_i ,$$

т. е. система нескольких сил $\bar{F}_1, \bar{F}_2, \dots, \bar{F}_n$ действует на материальную точку так же, как одна сила \bar{F} , равная сумме $\bar{F}_1, \bar{F}_2, \dots, \bar{F}_n$. Это следствие представляет обобщённый закон параллелограмма сил.

Всякое движение материального тела в пространстве является по своему существу относительным и требует обязательного указания системы отсчёта (системы координат), по отношению к которой оно рассматривается. Сформулированные выше законы механики Ньютона справедливы только по отношению к некоторой определённой системе отсчёта, которая называется «абсолютной» или «инерциальной».

Происхождение термина «инерциальный» связано с тем, что только в инерциальных системах координат справедлив первый закон Ньютона. Отсюда произошло и название «инерциальные системы координат», так как только в них справедлив закон инерции. Если наряду с инерциальной системой отсчёта ввести другую систему, движущуюся относительно первой прямолинейно и равномерно, то законы механики по отношению к этой новой системе будут теми же, что и по отношению к первоначальной.

Существует не одна, а бесконечное множество инерциальных систем отсчёта, движущихся друг относительно друга прямолинейно и равномерно. Совокупность бесчисленного множества инерциальных систем отсчёта образует инерциальное пространство. Значение инерциальных систем отсчёта состоит в том, что во всех этих системах ускорение тел однозначно определяется их взаимодействием. Это позволяет математически просто описывать движения тел. Однако, при решении некоторых задач механики более удобно перейти от инерциальных систем отсчёта к неинерциальным, т. е. движущимся с ускорением.

Неинерциальная система отсчёта может вращаться вокруг инерциальной по кругу, эллипсу или какой-либо сложной кривой, удаляться или приближаться к инерциальной с ускорением и т. д. Поэтому тело, испытывающее определённое воздействие со стороны другого тела, может приобрести в неинерциальной системе отсчёта ускорение, зависящее не только от указанного воздействия, но также от движения системы отсчёта.

Физические принципы, лежащие в основе инерциальной навигации, неразрывно связаны с решением второй (основной) задачи динамики: зная действующие на тело силы, а также его начальное положение и скорость, определить закон движения тела, т. е. его положение в любой момент времени относительно выбранной системы отсчёта.

Для навигации вблизи Земли и для измерения основных параметров движения летательного аппарата иногда удобно использовать геоцентрическую систему координат. В этой системе координат начало совпадает с центром Земли, одна ось направлена вдоль полярной оси, а две другие, произвольно расположенные в плоскости экватора, взаимно перпендикулярны и неподвижны относительно инерциального пространства.

При навигации в пределах небольших участков Землю можно считать сферой. Однако на участках большой протяженности такое упрощение приведет к большим навигационным ошибкам. Для математического описания фигуры геоида прибегают к его замене семейством эллипсоидов, построенных на основе геодезических измерений.

Выбор какого-либо референц-эллипсоида – ответственная задача. От этого зависит, в какой степени точно земная поверхность будет аппроксимироваться своей моделью. Сама поверхность геоида является эквидиагональной поверхностью сил земного тяготения.

Силы тяготения *неотличимы* от сил инерции согласно одному из постулатов А. Эйнштейна. Поэтому, если их заранее не скомпенсировать (или каким-либо образом не учесть), то это неизбежно скажется на точности измерения линейных и угловых ускорений, с которыми движется объект, а значит, и координат местоположения.

Понятие вертикали Земли

Знание направления вертикали позволяет решать важнейшие навигационные задачи. Особенности формы Земли, её вращения и распределения поля тяготения усложняют задачу определения вертикали. Вполне естественно предположить, что вертикаль должна проходить через центр Земли. Именно такую вертикаль, совпадающую с направлением геоцентрического радиус-вектора, называют геоцентрической вертикалью (1), рис. 5.1, *a*. Угол между направлением геоцентрической вертикали и плоскостью земного экватора называют геоцентрической широтой φ .

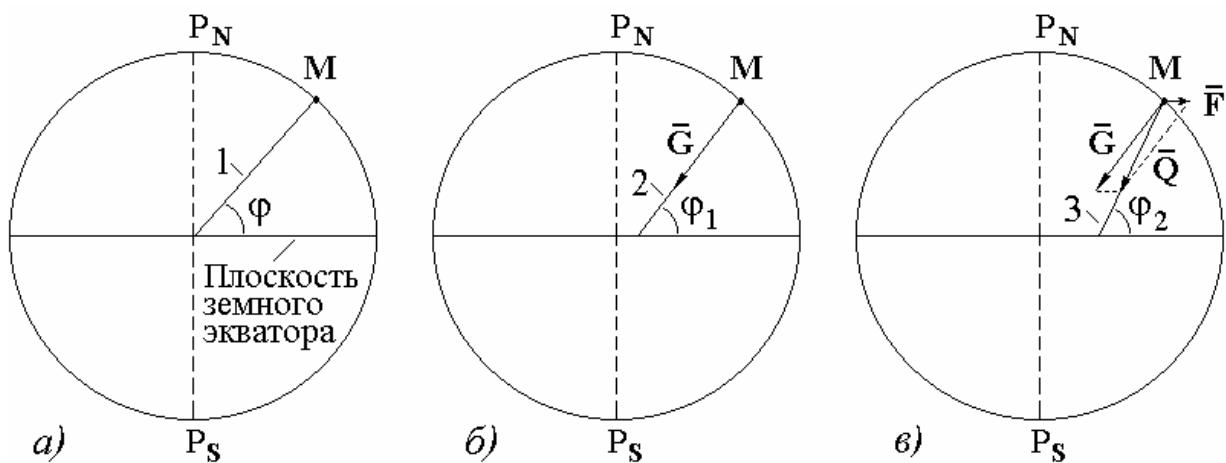


Рис. 5.1. Направления вертикалей, виды широт

Линия, совпадающая с направлением поля тяготения, образует гравитационную вертикаль (2), рис. 5.1, *б*. Угол между направлением гравитационной вертикали и плоскостью земного экватора называют гравитационной широтой φ_1 . Вследствие отклонения фактической формы Земли от шарообразной, гравитационное поле Земли не является радиальным.

Результирующий вектор силы притяжения Земли \bar{G} и центробежной силы \bar{F} , возникающей из-за суточного вращения Земли, составляет вектор силы тяжести \bar{Q} . Отвес, точка подвеса которого неподвижна или движется без ускорения относительно Земли, устанавливается по направлению поля сил тяжести. Это направление принято считать вертикалью места (3), рис. 5.1, *в*. Угол между линией отвеса и экваториальной плоскостью называют географической широтой φ_2 .

Широты φ , φ_1 , φ_2 связаны между собой соотношениями (5.5-5.6).

$$\varphi_2 - \varphi = c \cdot \sin 2\varphi, \quad (5.5)$$

здесь c – эллиптичность (сжатие) Земли, $c = 0,00335233$; при $\varphi = 45^\circ$ разность между φ_2 и φ максимальна, достигает $11,5'$.

$$\varphi_2 - \varphi_1 = 5,9' \cdot \sin 2\varphi. \quad (5.6)$$

*Основные вопросы практического осуществления
системы инерциальной навигации*

Инерциальные навигационные системы (ИНС) – это такие технические средства, которые позволяют определять непосредственно на движущемся объекте его координаты и вектор путевой скорости в результате измерения и интегрирования ускорений, действующих на него во время движения. Измеряемые ускорения отнесены к инерциальной системе координат. На рис. 5.2 приведена схема такого измерительного устройства для простейшего случая движения в горизонтальной плоскости.

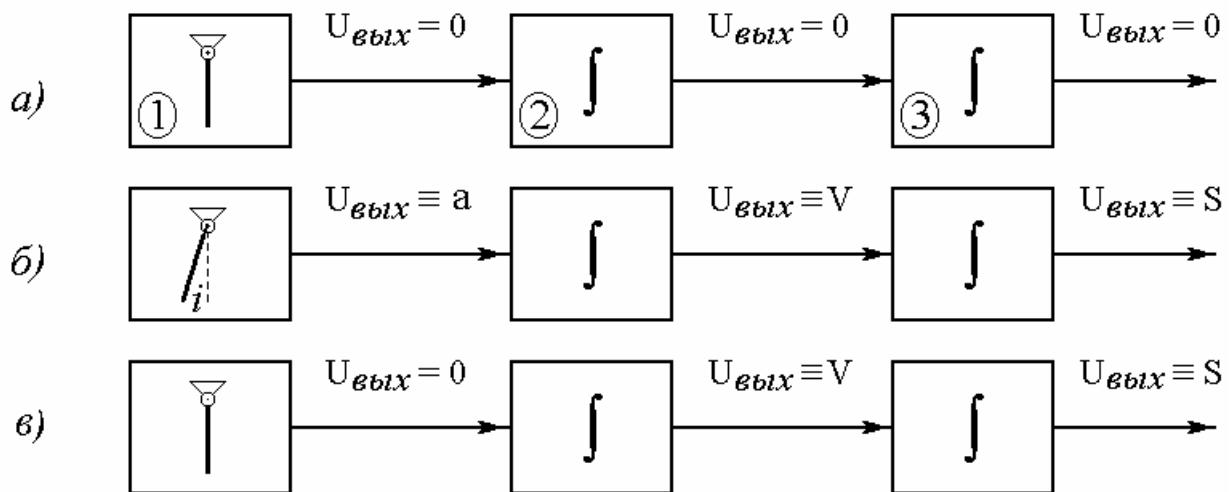


Рис. 5.2. Структурная схема простейшей ИНС: а) в состоянии покоя; б) движение с ускорением; в) движение с постоянной скоростью; 1 – датчик ускорения объекта; 2 – первый интегратор; 3 – второй интегратор

На летательном аппарате установлены маятниковый акселерометр и два интегрирующих вычислительных устройств. Акселерометр выдает электрический сигнал, пропорциональный ускорению ЛА. Напряжение с выхода каждого интегратора пропорционально интегралу входного напряжения. Устройство, показанное на рис. 5.2, позволяет измерять ускорения лишь в одном направлении. Используя акселерометры, ориентиро-

ванные по трем осям пространственной системы координат, можно измерять относительно какой-либо системы координат, связанной с инерциальным пространством (например, относительно «неподвижных» звёзд), вектор путевой скорости и координаты летательного аппарата при его поступательном перемещении на плоскости в любом направлении. Переход к неинерциальной системе координат, связанной, например, с Землей, осуществляется с помощью вычислительных устройств.

ИНС обладает всеми преимуществами автономного средства самолётования (не демаскирует летящий самолёт, не зависит от видимости земной поверхности и небесной сферы и т. п.). Система пригодна как для дальней, так и для ближней навигации, т. е. в принципе – для всех летательных аппаратов. Идея создания ИНС предлагалась уже давно. Однако отсутствие технических возможностей не позволяло создать работоспособную систему, так как инерциальные системы требуют приборов особо высокой точности, чтобы получить приемлемые результаты.

Акселерометр одинаково реагирует на ускорение, возникающее при его движении вместе с летательным аппаратом, и на гравитационное ускорение. Постоянный наклон платформы с акселерометрами по отношению к горизонту (невыдергивание вертикали) на угол в 1 миллирадиан ($3,4'$) приводит к ошибке (за счёт интегрирования составляющей ускорения силы тяжести в $0,001g \approx 0,01 \text{ м/с}^2$) примерно в 65 км за 1 час полёта.

Ошибка измерения пройденного пути из-за погрешности измерения ускорения растет в этом случае пропорционально квадрату времени действия системы. Обычно ориентация платформы с акселерометрами в неподвижном пространстве осуществляется с помощью гироскопов, к точностным характеристикам которых предъявляются очень жёсткие требования. Поэтому ИНС применялись лишь на таких объектах, где время их работы исчислялось несколькими минутами, например, на баллистических ракетах (на активном участке полёта). На германских ракетах ФАУ-2 акселерометры применялись для определения предельной скорости полёта на активном участке с целью выключения двигателя в нужный момент.

При разработке достаточно точных ИНС для воздушной навигации необходимо в первую очередь решить следующие основные задачи:

- 1) создание на летательном аппарате точной вертикали;
- 2) материализация и сохранение в процессе полёта летательного аппарата неподвижной (инерциальной) системы координат.

Известно, что задача определения вертикали на движущемся объекте весьма сложна. Уровни и маятники дают «кажущуюся» вертикаль, направленную по равнодействующей силы тяжести и сил инерции от ускорений, действующих на объект. Такая вертикаль сильно возмущаема и не-пригодна для применения в ИНС. Осреднение отклонений вертикали с помощью гироскопа на высокоскоростных летательных аппаратах невозможно из-за действия длительных и больших ускорений, а также из-за уходов гироскопов. Поэтому необходимы другие средства для создания невозмущаемой ускорениями летательного аппарата вертикали.

Что касается материализации неподвижной (инерциальной) системы, или сохранения начала отсчёта в абсолютной системе координат, т. е. постоянного направления в пространстве, то эта задача может быть решена с помощью гироскопов с ничтожно малым уходом, или телескопов, автоматически устанавливаемых в направлении выбранных звёзд.

Создание достаточно точной и невозмущаемой вертикали, равно как и технических средств для измерения вектора путевой скорости и координат места, возможно лишь при условии совмещения процессов измерения ускорений и построения точной вертикали.

Рассмотрим движение летательного аппарата в одной плоскости вокруг «неподвижной» Земли, имеющей форму шара (рис. 5.3, *а*). На горизонтальной платформе поместим акселерометр (рис. 5.3, *б*) – сейсмическую массу 2, удерживающую в горизонтальном направлении пружинами 3. При воздействии ускорения «*a*» масса 2 передвигается в направлении, обратном действию ускорения. Масса 2 перемещается по направляющей 4. Выходной сигнал, пропорциональный ускорению ($U = k \cdot a$), снимается с потенциометра 5, щётка которого связана с массой 2.

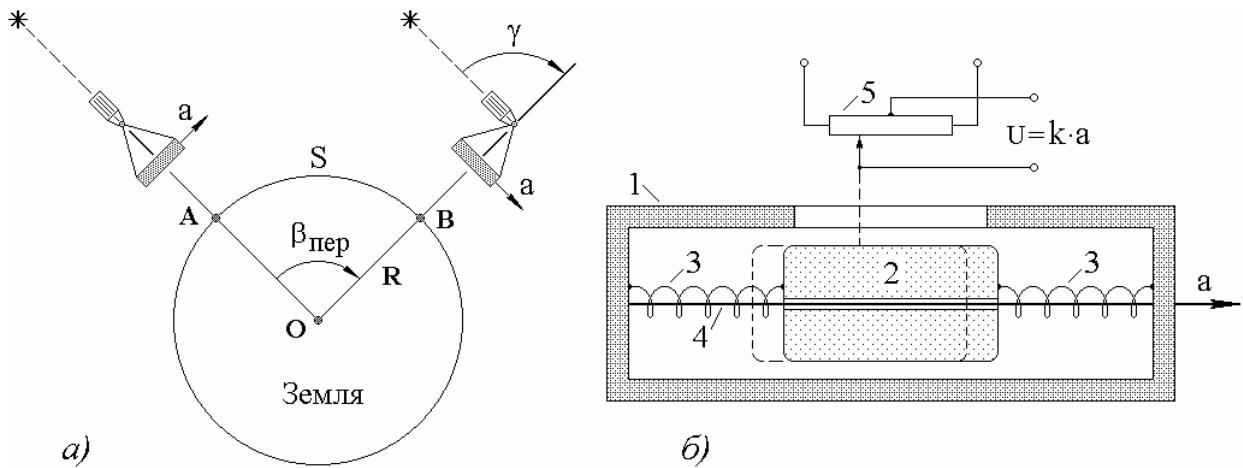


Рис. 5.3. К определению координат места самолёта

Пусть летательный аппарат, сохраняя горизонтальное движение, перемещается из точки **A** в точку **B** (рис. 5.3, *a*), тогда первый интегратор (рис. 5.2), на вход которого подается сигнал ускорения, будет выдавать сигнал, пропорциональный путевой скорости W :

$$W = \int_{t_0}^t a dt. \quad (5.7)$$

На выходе второго интегратора появится сигнал, пропорциональный пройденному пути S :

$$S = \curvearrowright AB = \int_{t_0}^t W dt = \int_{t_0}^t \int a dt dt. \quad (5.8)$$

Истинная вертикаль за это время повернется на угол $\beta_{\text{пер}}$:

$$\beta_{\text{пер}} = S/R, \quad (5.9)$$

здесь R – расстояние от центра Земли до летательного аппарата.

На этот же угол должна повернуться и платформа с акселерометрами, чтобы она осталась в горизонтальном положении. Выполнение равенства

$$\gamma = \beta_{\text{пер}} \quad (5.10)$$

является условием построения невозмущаемой вертикали на борту летательного аппарата.

Зная координаты точки старта **A** (ϕ_0, λ_0), можно получить координаты любой точки **B** (ϕ, λ) и вектор путевой скорости \bar{W} .

Классификация инерциальных навигационных систем

К наиболее существенным признакам, отражающим особенности структуры и информационных свойств ИНС, можно отнести:

- 1) методы измерения относительного движения в акселерометрах;
- 2) способы учёта гравитационных ускорений;
- 3) состав датчиков первичной информации;
- 4) методы ориентации датчиков первичной информации;
- 5) виды выходной информации ИНС;
- 6) способы технической реализации и др.

Каждый признак, в свою очередь, может быть разделён на подпризнаки, отображающие некоторые свойства инерциального счисления пути. Рассмотрим подробнее некоторые из них.

Акселерометры можно классифицировать по следующим признакам:

- 1) по количеству степеней свободы перемещения инерционной массы относительно корпуса – одномерные, двухмерные, трехмерные;
- 2) по характеру зависимости между силой реакции подвеса и выходным сигналом – простые, интегрирующие, дважды интегрирующие;
- 3) по характеру перемещения массы – осевые и маятниковые;
- 4) по способу подвеса чувствительного элемента – пружинные, с жёсткими опорами, с гидравлическим, аэродинамическим, электростатическим, магнитным и др. подвесом;
- 5) по виду выходного сигнала – механические (перемещение), электрические (ток, напряжение), временные – частота, период.

В зависимости от способа получения первичной информации ИНС разделяются на две группы:

- 1) однородные, использующие датчики первичной информации одинакового принципа действия для измерения линейных ускорений и угловых движений (находят применение акселерометрические ИНС, использующие только акселерометры в качестве датчиков информации);
- 2) разнородные: для измерения линейных ускорений – акселерометры, для измерения углов – гироколические, астрономические и другие датчики угловых величин.

В зависимости от вида относительной ориентации акселерометров и датчиков угловых величин инерциальные системы могут быть:

- 1) аналитическими;
- 2) полуаналитическими;
- 3) геометрическими;
- 4) связанными (бесплатформенными);
- 5) полусвязанными (локально свободными).

На структуру инерциальных систем влияют форма и содержание выходной информации, требующейся для выполнения задач навигации и управления. В зависимости от вида систем координат, используемых для формирования выходной информации, инерциальные системы разделяют следующим образом:

- 1) прямоугольной системы координат;
- 2) сферической системы координат;
- 3) цилиндрической системы координат
- 4) косоугольной системы координат;
- 5) криволинейной системы координат и др.

По виду навигационных задач, которые возлагаются на инерциальные системы, их можно подразделить на системы:

- 1) общей ориентировки, дающие координаты местонахождения в глобальном масштабе (географические и др.);
- 2) траекторные, определяющие местонахождение относительно заданной траектории;
- 3) полярные, определяющие местонахождение объекта относительно «полюса» (цели, ориентиры и т. п.), допуская при этом свободный навигационный маневр;
- 4) перехвата, осуществляющие наведение на движущуюся цель, и др.

Приведенный перечень задач, возлагаемых на ИНС, охватывает только информационную часть их функций. Следует учитывать также проблемы коррекции погрешностей, обеспечения надёжности измерений и ряд других вопросов, которые возникают при технической реализации ИНС.

Построение вертикали на подвижном объекте. Маятник Шулера.

Геометрическая инерциальная навигационная система

Поместим в точке А (рис. 5.4) платформу с акселерометром, которая может вращаться вокруг оси и устройство, способное удерживать заданное ему направление в пространстве (например, гироскоп, телескоп). При выполнении условия (5.11) будет построена невозмущаемая вертикаль

$$\gamma = \beta_{\text{неп}} = S/R \quad (5.11)$$

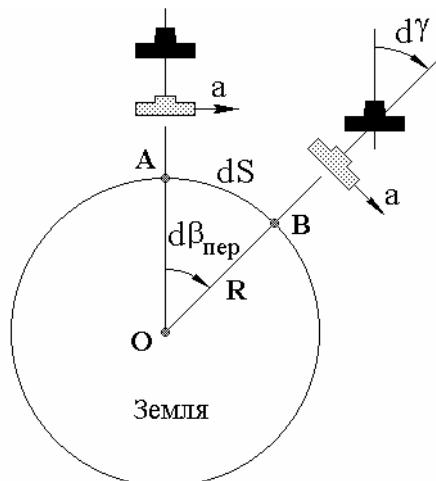


Рис. 5.4. Построение вертикали на подвижном объекте

Процесс построения вертикали должен быть непрерывным, поэтому вместо равенства (5.11) следует записать новое равенство

$$\Delta\gamma = \Delta\beta_{\text{неп}} = \Delta S/R \quad (5.12)$$

или, переходя к бесконечно малому промежутку времени,

$$d\gamma/dt = d\beta_{\text{неп}}/dt = (1/R) \cdot dS/dt. \quad (5.13)$$

Определение dS/dt осуществляется через ускорение «а»

$$dS/dt = \int_{t_0}^t a dt. \quad (5.14)$$

(5.14) → (5.13), получим

$$d\gamma/dt = \dot{\gamma} = (1/R) \int_{t_0}^t a dt. \quad (5.15)$$

Если выполняется условие (5.15), будет построена устойчивая вертикаль, а также определена путевая скорость

$$W = dS/dt = \int_{t_0}^t a dt \quad (5.16)$$

и пройденный путь

$$S = \int_{t_0}^t W dt = \int_{t_0}^t \int a dt dt. \quad (5.17)$$

Рассмотренная система обладает свойством маятника. Если в точке А (рис. 5.5) нормаль к платформе отклонится на малый угол γ_0 от истинной вертикали, то акселерометр измерит составляющую земного ускорения

$$a = -g \cdot \sin \gamma_0. \quad (5.18)$$

Ввиду малости γ_0 , можно считать $\sin \gamma_0 = \gamma_0$, тогда

$$a = -g \cdot \gamma_0. \quad (5.19)$$

(5.19) \rightarrow (5.15), считая $\gamma = \gamma_0$, получим

$$\dot{\gamma}_0 = -(g/R) \int_{t_0}^t \gamma_0 dt. \quad (5.20)$$

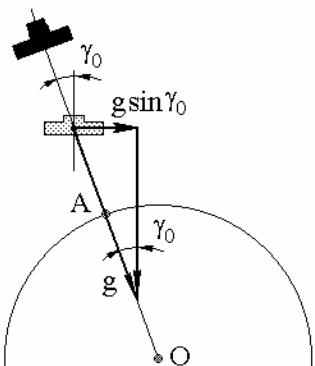


Рис. 5.5. К выводу уравнения маятника Шулера

После дифференцирования уравнения (5.20) получим

$$\ddot{\gamma}_0 + (g/R) \cdot \gamma_0 = 0. \quad (5.21)$$

Уравнение (5.21) описывает колебания системы относительно вертикали места летательного аппарата. Период Т вычисляется по формуле

$$T = 2\pi \cdot \sqrt{R/g} = 2\pi \cdot \sqrt{6371000 / (9,81 \cdot 3600)} \approx 84,4 \text{ мин.} \quad (5.22)$$

Длина L эквивалентного данной системе математического маятника равна 6371 км, т. е. радиусу Земли (рис. 5.6).

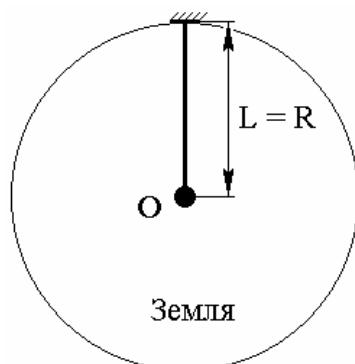


Рис. 5.6. Маятник Шулера (период колебаний 84,4 мин.)

Получен период так называемого маятника Шулера, который имеет следующую характеристику: перемещение маятника в пространстве равно в каждое мгновение дуге, представляющей собой смещение его подвеса вдоль поверхности Земли. Маятник всегда поворачивается вокруг точки подвеса на тот же угол, что и вертикаль. Такое идеальное устройство действует не как обычный маятник. Оно находится в равновесии, каковы бы ни были движения его точки подвеса. Причиной колебаний реальных устройств является несовершенство их элементов и неточность установки платформы в месте старта. Период колебаний такой платформы с акселерометрами составляет 84,4 мин.

Полуаналитическая инерциальная навигационная система

В системе полуаналитического типа акселерометр жёстко связан со стабилизатором и удерживается в горизонтальной плоскости. На рис. 5.7 показан гиростабилизатор, управляемый сигналами, пропорциональными интегралу по времени от измеренных ускорений.

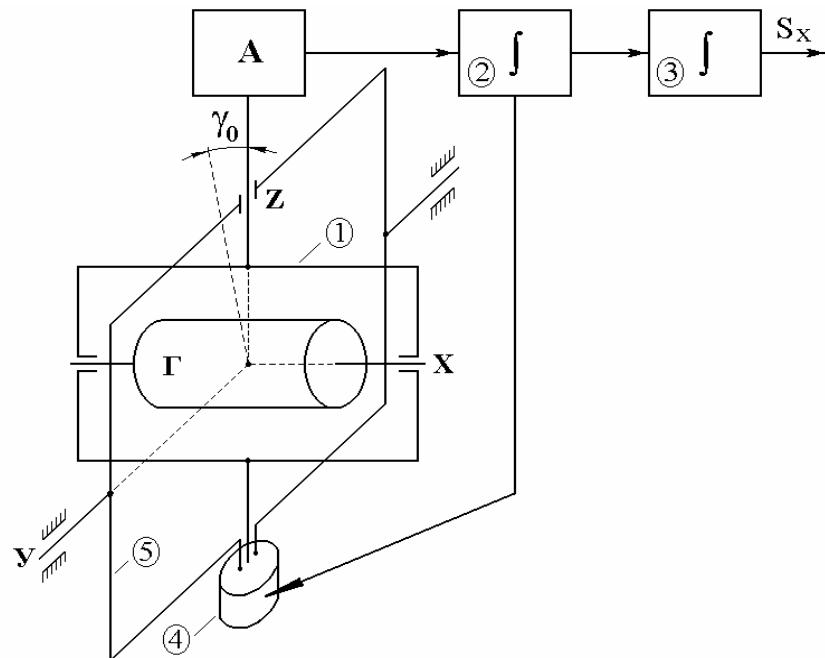


Рис. 5.7. Полуаналитическая ИНС

Акселерометр А укреплён на внутренней раме 1 гироскопа Г. Сигнал акселерометра, после интегрирования первым интегратором 2, подается на двигатель 4. Статор двигателя 4 жёстко укреплён на наружной раме 5 подвеса гироскопа, а ротор связан с осью вращения рамы 1. Момент этого

двигателя, работающего в заторможенном режиме, вызывает скорость прецессии гироскопа вокруг горизонтальной оси **Y**. С выхода второго интегратора 3 получают расстояние S_x , пройденное в направлении оси **X**.

Рассмотрим возмущенное состояние системы. Зададим гироплатформе угол наклона γ_0 относительно горизонтальной плоскости.

Выходное напряжение акселерометра $U_{\text{вых}}$ в этом случае равно

$$U_{\text{вых}} = a \cdot \cos \gamma_0 - g \cdot \sin \gamma_0. \quad (5.23)$$

Для малых углов можно считать, что $\cos \gamma_0 \approx 1$; $\sin \gamma_0 \approx \gamma_0$, тогда

$$U_{\text{вых}} = a - g \cdot \gamma_0. \quad (5.24)$$

Гироскоп корректируется по сигналу, пропорциональному интегралу ускорения, измеряемого акселерометром, т. е. к нему прикладывается момент коррекции M_k , равный

$$M_k = \mu \int_{t_0}^t (a - g \cdot \gamma_0) dt, \quad (5.25)$$

здесь μ – коэффициент усиления в системе коррекции.

Скорость прецессии гироскопа в инерциальном пространстве $\dot{\beta}_{abc}$ относительно оси **Y** определяется как

$$\dot{\beta}_{abc} = (\mu/H) \int_{t_0}^t (a - g \cdot \gamma_0) dt, \quad (5.26)$$

здесь H – кинетический момент гироскопа.

Угол поворота гироскопа в инерциальном пространстве β_{abc} равен

$$\beta_{abc} = \gamma_0 + \beta_{\text{пер}}, \quad (5.27)$$

здесь $\beta_{\text{пер}} = S/R$ – переносный угол, (угол $\beta_{\text{пер}}$ на рис. 5.3, при перемещении летательного аппарата из точки **A** в точку **B**).

После дифференцирования уравнения (5.27), получим

$$\dot{\beta}_{abc} = \dot{\gamma}_0 + \dot{\beta}_{\text{пер}}, \quad (5.28)$$

здесь

$$\dot{\beta}_{\text{пер}} = W/R. \quad (5.29)$$

Подставляя (5.26, 5.29) в (5.28), и решая относительно $\dot{\gamma}_0$, получим

$$\dot{\gamma}_0 = (\mu/H) \int_{t_0}^t (a - g \cdot \gamma_0) dt - W/R. \quad (5.30)$$

После дифференцирования уравнения (5.30), имеем

$$\ddot{\gamma}_0 + (\mu/H) \cdot g \cdot \gamma_0 = (\mu/H) \cdot a - \dot{W}/R. \quad (5.31)$$

Производя замену $\dot{W} = a$, получим

$$\ddot{\gamma}_0 + (\mu/H) \cdot g \cdot \gamma_0 = a \cdot (\mu/H - 1/R). \quad (5.32)$$

Если выбрать $\mu = H/R$ (условие невозмущаемости системы), то

$$\ddot{\gamma}_0 + (g/R) \cdot \gamma_0 = 0.$$

Получили уравнение, уже рассмотренное ранее (см. 5.21), это уравнение свободных незатухающих колебаний с периодом Шулера. Система представляет собой модель инвариантного по отношению к ускорениям маятника и является невозмущаемой вертикалью, используемой в ИНС.

Инерциальная система аналитического типа

В этой системе акселерометры Ax_0 и Az_0 жёстко связаны со стабилизатором и измеряют составляющие ускорения по осям моделируемой инерциальной системы координат $X_0O_1Z_0$ (рис. 5.8).

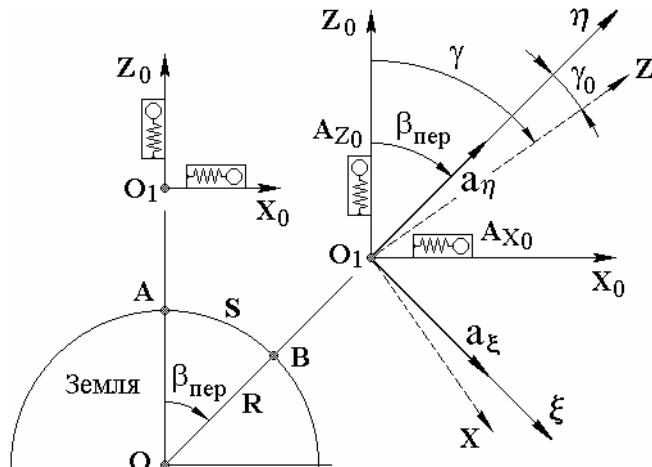


Рис. 5.8. Двухканальная ИНС аналитического типа

Рассмотрим момент времени, когда летательный аппарат находится в точке **B**. Акселерометры измеряют ускорения a_{x0} и a_{z0} :

$$a_{x0} = a_\xi \cdot \cos \beta_{\text{пер}} + a_\eta \cdot \sin \beta_{\text{пер}}; \quad (5.33)$$

$$a_{z0} = -a_\xi \cdot \sin \beta_{\text{пер}} + a_\eta \cdot \cos \beta_{\text{пер}}, \quad (5.34)$$

здесь $\beta_{\text{пер}}$ – угол поворота горизонтальной системы координат $\xi O_1 \eta$ относительно инерциальной системы координат $X_0O_1Z_0$; a_ξ , a_η – горизонтальная и вертикальная составляющие ускорения летательного аппарата.

Измеренные акселерометрами ускорения проектируются на оси приборной системы координат XO_1Z , которая моделирует горизонтальную систему координат $\xi O_1\eta$. Угол γ поворота приборной системы координат XO_1Z относительно инерциальной системы координат $X_0O_1Z_0$ вычисляется счёто-решающим устройством. Вследствие наличия различных погрешностей, угол γ может отличаться от угла $\beta_{\text{пер}}$ на величину γ_0 так, что

$$\gamma = \beta_{\text{пер}} + \gamma_0. \quad (5.35)$$

Рассмотрим вычисления по одному каналу ИНС. Ускорения a_{X0} и a_{Z0} проектируются на горизонтальную ось O_1X при помощи синусо-косинусных и множительных устройств:

$$a_X = k_1 \cdot a_{X0} \cdot \cos \gamma - k_1 \cdot a_{Z0} \cdot \sin \gamma, \quad (5.36)$$

здесь k_1 – передаточные числа счёто-решающих устройств.

Затем ускорение a_X дважды интегрируется по времени с целью получения пройденного пути и угла поворота приборной вертикали:

$$\gamma = k_2 \iint_{t_0}^t a_X dt dt = k_2 \iint_{t_0}^t (k_1 \cdot a_{X0} \cdot \cos \gamma - k_1 \cdot a_{Z0} \cdot \sin \gamma) dt dt. \quad (5.37)$$

Введем обозначение

$$a_\xi = \dot{W}, \quad (5.38)$$

левую и правую часть уравнения (5.36) разделим на k_1 и проведем преобразование полученного выражения с учётом (5.33-5.35), тогда

$$\begin{aligned} a_X/k_1 &= a_{X0} \cos \gamma - a_{Z0} \sin \gamma = (\dot{W} \cos \beta_{\text{пер}} + a_\eta \sin \beta_{\text{пер}}) \cos(\beta_{\text{пер}} + \\ &+ \gamma_0) - (-\dot{W} \sin \beta_{\text{пер}} + a_\eta \cos \beta_{\text{пер}}) \sin(\beta_{\text{пер}} + \gamma_0) = \\ &= \dot{W} \cos \gamma_0 - a_\eta \sin \gamma_0 \approx \dot{W} - a_\eta \gamma_0. \end{aligned} \quad (5.39)$$

Так как

$$\beta_{\text{пер}} = (1/R) \int_{t_0}^t W dt, \quad (5.40)$$

тогда, подставляя (5.35, 5.39, 5.40) в (5.37), получим

$$\ddot{\gamma}_0 + k_1 k_2 a_\eta \gamma_0 = \dot{W} (k_1 k_2 - 1/R). \quad (5.41)$$

Условием инвариантности по отношению к ускорению \dot{W} будет

$$k_1 k_2 = 1/R. \quad (5.42)$$

Подставляя (5.42) в (5.41), учитывая, что $a_\eta = g$, получим

$$\ddot{\gamma}_0 + (g/R) \cdot \gamma_0 = 0.$$

Это уравнение свободных незатухающих колебаний с периодом Шулерса, рассмотренное выше (см. 5.21). Следовательно, инерциальная система аналитического типа обладает такими же динамическими свойствами, как и все рассмотренные ранее ИНС.

Бесплатформенная ИНС связанного типа

В такой системе (рис. 5.9) чувствительные элементы (акселерометр 1 и датчик угловой величины 2) установлены на основании 3, жёстко связанным с корпусом 5 ЛА. Система координат XOZ связана с основанием 3, а ось OX совпадает с осью чувствительности акселерометра.

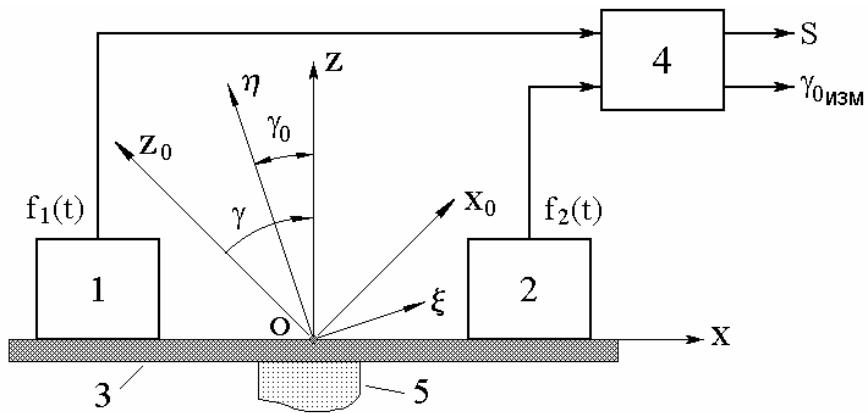


Рис. 5.9. Одномерная бесплатформенная ИНС связанного типа

Датчик 2 измеряет абсолютные углы (или угловые скорости) поворота системы координат XOZ относительно инерциальной системы координат X_0OZ_0 . Выходные сигналы чувствительных элементов $f_1(t)$ и $f_2(t)$ подаются в вычислитель 4, на выходе которого получаются сигналы, пропорциональные измеренным величинам (пройденному пути S и углу $\gamma_{0\text{изм}}$ наклона основания 3 относительно горизонтальной оси $O\xi$).

Акселерометр измеряет ускорение a_x , определяемое по формуле

$$a_x = a_\xi - a_\eta \gamma_0. \quad (5.43)$$

Датчик угловой величины измеряет угловую скорость $\dot{\beta}_{abc}$, угол γ_0 наклона основания мал. Тогда получим следующие выражения для выходных сигналов датчиков:

$$f_1(t) = \dot{W} - a_\eta \gamma_0; \quad (5.44)$$

$$f_2(t) = \dot{\beta}_{abc} = W/R + \dot{\gamma}_0. \quad (5.45)$$

Совместное решение уравнений (5.44, 5.45) позволяет определить обе неизвестные величины – W и γ_0 . Пройденный путь S находится интегрированием скорости W . Динамические свойства бесплатформенной инерциальной системы связанного типа характеризуются передаточной функцией колебательного звена без демпфирования и совпадают со свойствами рассмотренных выше ИНС.

Углы наклона γ_0 у реальных объектов могут быть значительными, вследствие чего в вычислительном устройстве необходимо предусматривать решение нелинейной навигационной задачи. Условия работы чувствительных элементов могут быть тяжёлыми из-за вибраций и больших угловых скоростей движения основания. Требования к точности и динамическим свойствам акселерометров и датчиков угловой ориентации должны быть примерно одинаковыми.

Бесплатформенная ИНС полусвязанного типа (локально свободная)

Чувствительные элементы – акселерометры 1 и датчик угловой величины 2, устанавливаются на локально свободном основании 3 (рис. 5.10).

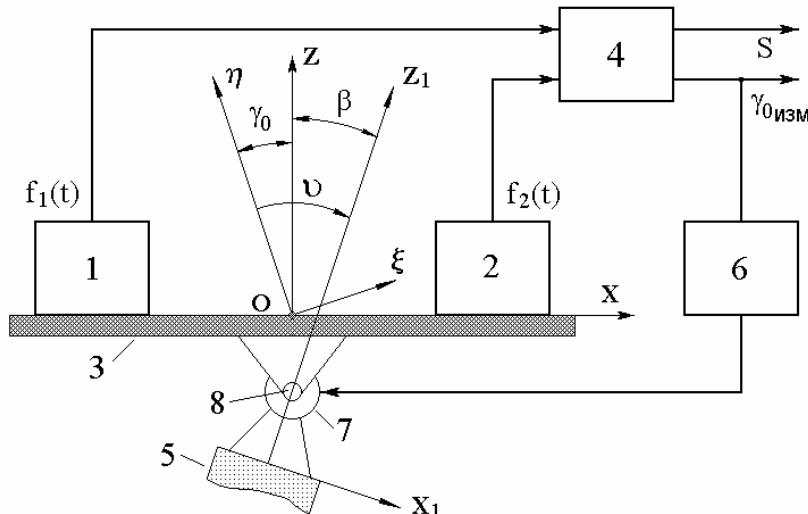


Рис. 5.10. Одномерная бесплатформенная ИНС полусвязанного типа

Это основание опирается на ось 8 электродвигателя, статор 7 которого жёстко закреплен на корпусе 5 летательного аппарата. Вычислитель 4 получает на входе сигналы $f_1(t)$ и $f_2(t)$ от чувствительных элементов, а на выходе дают сигналы, соответствующие измеренному расстоянию S и углу γ_0 наклона основания относительно горизонтальной оси $O\xi$.

Сигнал $\gamma_{0\text{изм}}$ подается через фильтр 6 на электродвигатель 7. Параметры фильтра 6 подбираются таким образом, чтобы угол отклонения платформы основания не превышал допустимой величины при любых угловых движениях корпуса ЛА. Поскольку угол γ_0 невелик, вычислитель решает совместно линеаризованные уравнения вида (5.44, 5.45).

Основание 3 может быть локально свободным в пределах $\gamma_{0\text{доп}}$. Значение $\gamma_{0\text{доп}}$ определяется из условия, чтобы погрешности линеаризации функций вида $\sin\gamma = \gamma$ и $\cos\gamma = 1$ не вызывали недопустимо больших погрешностей при вычислении выходных навигационных величин.

Если угол β поворота основания относительно корпуса измерить с помощью какого-либо датчика угловых величин, то угол ψ наклона корпуса относительно горизонтальной оси $O\xi$ может быть найден по формуле

$$\psi_{\text{изм}} = \gamma_{0\text{изм}} + \beta_{\text{изм}}, \quad (5.46)$$

здесь индексом «изм» обозначены измеренные величины.

Точность измерения угла $\psi_{\text{изм}}$ зависит от погрешностей измерения угла $\beta_{\text{изм}}$ и вычисления $\gamma_{0\text{изм}}$. Инерциальная система полусвязанного типа имеет некоторое преимущество по сравнению с бесплатформенной ИНС связанного типа, так как применение вспомогательного локально свободного основания позволяет развязать чувствительные элементы от больших угловых движений объекта, уменьшить диапазон измерения датчика угловой величины 2 и упростить алгоритмы решения навигационной задачи благодаря линеаризации основных уравнений.

Перспективы развития инерциальных систем

Для решения задач навигации и управления полётом современных летательных аппаратов оказалось необходимым увеличить число измеряемых параметров, усложнить алгоритмы навигационных задач, повысить точность и надёжность измерений.

Кроме текущей информации, получаемой от навигационных датчиков, существенно увеличилась роль априорной информации о режимах полёта, константах и закономерностях методов измерений, параметрах заданных траекторий, ориентиров и целей. Решение всей совокупности перечисленных задач оказалось возможным при объединении отдельных навигаци-

онных устройств и подсистем в навигационные комплексы, в которых процессы получения и обработки информации осуществляются в определённой взаимосвязи, позволяющей дополнять измерения, компенсировать и фильтровать погрешности, изменять параметры системы и её структуру в зависимости от решаемых задач и условий полёта.

С появлением бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) начались разработка и использование навигационных комплексов с централизованной обработкой потоков информации от датчиков. Это позволило более полно использовать имеющиеся резервы информации, применить более совершенные алгоритмы измерений, осуществить статистическую фильтрацию и компенсацию навигационных погрешностей.

Выявились также и недостатки таких комплексов: низкая надёжность (при отказе БЦВМ выходит из строя весь навигационный комплекс), чрезмерная загрузка БЦВМ решением множества задач обработки первичной информации, сложность и громоздкость каналов связи датчиков с вычислительной машиной. Повышение надёжности комплекса за счёт резервирования БЦВМ (установка на летательном аппарате двух или трех БЦВМ) значительно увеличивает массу, объём и стоимость оборудования.

В современных условиях появилась возможность создавать более совершенные и экономичные навигационные комплексы, обладающие высокой точностью, надёжностью и адаптацией к условиям работы. Исследования показали, что такими свойствами обладают интегральные комплексы с распределённым интеллектом, в которых получение и обработка информации производится по иерархическому принципу с применением микропроцессоров и современных средств отображения информации.

В таких системах обеспечивается совместимость всех элементов конструкций, оптимальная обработка информации и фильтрация погрешностей измерений, широкое структурное и межсистемное резервирование, единое управление всеми подсистемами, унифицированная связь, единая система контроля и регистрации, максимальная адаптивность к условиям функционирования.

Принцип действия навигационного комплекса основан на моделировании движения летательного аппарата под действием совокупности сил

тяги, сопротивления атмосферы и тяготения Земли. Информационное обеспечение комплекса разделяется на три последовательно соединенные группы, осуществляющие измерение ускорений, скоростей и координат.

Связь между группами устройств осуществляется через интеграторы сигналов во времени, а взаимодействие в каждой группе производится с помощью фильтров, которые обрабатывают однородную информацию, фильтруют погрешности и обеспечивают высокую точность измерений навигационных параметров.

В составе комплекса можно выделить навигационное ядро, которое непрерывно моделирует динамику летательного аппарата, начиная от ускорений и завершая измерением координат местонахождения. В навигационное ядро входят инерциальная система навигации, курсовертикаль, датчики угловых скоростей и, в некоторой части, система воздушного счисления пути. Благодаря непрерывному функционированию навигационного ядра создаются благоприятные возможности для функционирования всех других навигационных устройств.

Однако инерциальная система навигации, являющаяся основой навигационного ядра комплекса, обладает существенной информационной недостаточностью. Если на выходе ИНС получают девять координат вектора навигационного состояния (по три составляющих векторов ускорения, скорости и пройденного пути), то исходная информация от акселерометров содержит не полный вектор ускорения (измеряется вектор **a** ускорения от активных сил и не измеряется вектор **g** от сил тяготения).

Кроме того, при интегрировании сигналов по времени необходимо задавать начальные значения векторов скорости и местонахождения летательного аппарата, а также начальную угловую ориентацию системы координат, моделируемой с помощью датчиков угловой скорости.

Вследствие информационной недостаточности ИНС обладает динамической неустойчивостью и накапливает погрешности в измерении скорости и координат местонахождения.

Именно этими недостатками объясняется необходимость коррекции ИНС с помощью различных датчиков скорости и координат.

Глава 6. Обзорно-сравнительные навигационные комплексы

Общие сведения

Один из древнейших методов навигации – обзорно-сравнительный – приобрёл особое значение для современных летательных аппаратов. Современные обзорно-сравнительные системы обеспечивают интегральное воспроизведение полной совокупности навигационных данных, взаимодействуют с бортовыми цифровыми вычислителями, корректируют другие датчики навигационной информации и оказываются важнейшим информационным звеном системы «летательный аппарат – экипаж».

Несмотря на многообразие технической реализации, суть обзорно-сравнительных методов навигации заключается в определении местонахождения объекта путем сравнения местности, изображенной на карте или находящейся в системах памяти, с её фактическим видом, наблюдаемым с помощью бортовых обзорных устройств (прицелов, визиров, телевизионных, радиолокационных и др.) или визуально. Если изображение местности на карте и наблюдаемый её вид совпадают, то местонахождение объекта считается опознанным, а координаты его определены.

Достоинствами обзорно-сравнительных методов навигации являются:

- 1) высокая достоверность и точность измерений, а также отсутствие накапливающихся погрешностей;
- 2) возможность проводить измерения в любых районах Земли и околоземного пространства;
- 3) высокий уровень информационной избыточности измерений;
- 4) широкая возможность использования неавтоматизированных (визуальная ориентировка) и автоматизированных средств измерения.

У обзорно-сравнительных методов существуют недостатки и ограничения. Измерения возможны только при видимости поверхности Земли или ориентиров. Воздействие помех – облачности, туманов, недостаточной освещённости – может существенно снизить эффективность обзорно-сравнительной навигации. Кроме того, при полётах над безориентирной местностью (моря, пустыни и т. п.) этот вид навигации применять нельзя.

Классификация обзорно-сравнительных систем навигации

Обзорно-сравнительные системы навигации классифицируются по следующим признакам:

- 1) в зависимости от физической природы воспринимаемых сигналов – оптические, инфракрасные, радиационные, радиотехнические;
- 2) в зависимости от степени активности измерителя – пассивные (использующие прямые сигналы ориентиров) и активные (получающие изображения поверхности Земли и ориентиров путем их облучения и приема отраженных сигналов);
- 3) по характеру автономности – ограниченно-автономные (основанные на использовании естественных, существующих в природе ориентиров) и неавтономные (основанные на использовании искусственных наземных или небесных ориентиров);
- 4) в зависимости от способа воспроизведения информации на экране – поэлементные и проекционно-лучевые;
- 5) в зависимости от числа измеряемых ориентиров – одноориентирные, многоориентирные, с непрерывным потоком ориентиров;
- 6) по уровню автоматизации – визуальные, полуавтоматические, автоматические.

Навигационное содержание обзорно-сравнительных методов измерений

Навигационное содержание методов измерений определяется видами ориентиров и их количеством. В одноориентирных системах осуществляется сравнение физических параметров ориентира (площадь, особенности геометрической формы, спектра излучения и др.), заложенных в память системы, с измеренными.

С борта летательного аппарата измеряются запланированные физические параметры ориентира и определяются навигационные параметры вектора местонахождения ориентира относительно приборной горизонтальной системы координат. Существенным недостатком таких систем является их низкая помехозащищенность. Они могут захватывать незапланированные ориентиры, которые по своим физическим параметрам близки к истинным.

В многоориентирных системах одновременно используется несколько запланированных ориентиров. В памяти таких систем хранятся сведения не только о параметрах ориентиров, но и координаты их взаимного положения. Преимуществом многоориентирной системы является значительный объём навигационной информации, меньшая зависимость от потери части запланированных ориентиров и воздействия помех. Однако необходимо иметь сложную электронную вычислительную машину.

Обзорно-сравнительные системы навигации

Телевизионные системы

Основными функциональными компонентами телевизионной системы являются передающая телевизионная камера и видеоприёмное устройство. В большинстве авиационных телевизионных систем используются передающие трубы, работа которых основана на принципе внешнего (суперортконы) или внутреннего (видиконы) фотоэффекта, вследствие которого на чувствительных пластинах образуется потенциальный рельеф, соответствующий уровню освещённости проектируемого изображения.

Видеоприёмное устройство после усиления, фильтрации и детектирования осуществляет синхронную развертку полученного телесигнала и воспроизводит переданное изображение на экране монитора. Недостатками телевизионной системы навигации являются техническая сложность, большая чувствительность к помехам и ограничения в видимости целей. Телевизионная система может нормально работать только при оптической видимости целей и при достаточном их освещении.

Инфракрасные системы

Обзор поверхности Земли или обнаружение целей можно производить приборами, воспринимающими инфракрасное излучение тел. Любое тело, температура которого отличается от температуры окружающей среды, обладает инфракрасным контрастом. Инфракрасное излучение энергии соответствует длинам волн 700...300000 нм и расположено в части спектра, невидимой для человеческого глаза. Существуют два метода обнаружения ориентиров при помощи инфракрасного излучения – пассивный и активный. Пассивный метод основан на использовании излучения, испускаемо-

го самим ориентиром. Он не демаскирует летательный аппарат. При активном методе поверхность Земли или ориентира освещается инфракрасным прожектором, смонтированным на корпусе летательного аппарата. Отражённые излучения улавливаются бортовыми индикаторами.

Инфракрасные излучения воспринимаются чувствительными элементами, которые можно разделить на две группы: 1) тепловые (термические), использующие тепловой эффект инфракрасного излучения; 2) фотоэлектрические, использующие квантовые эффекты.

К тепловым чувствительным элементам относятся термопары, болометры, пироэлектрические приёмники и др. Термовые приёмники инфракрасного излучения обладают неселективной чувствительностью, так как одинаково реагируют на все длины волн излучения. К тепловым приёмникам предъявляются следующие требования: высокая чувствительность, малая постоянная времени и отсутствие микрофонного эффекта.

Фотоэлектрические чувствительные элементы реагируют непосредственно на отдельные кванты инфракрасного излучения и обладают селективной чувствительностью к излучению с различными длинами волн.

Инфракрасные приборы имеют сравнительно большую инерционность и ограниченность по дальности действия. Туман или дождь ограничивают их эффективное применение, а ложный источник излучений может вызвать значительное отклонение летательного аппарата от цели.

Радиолокационные системы

Для радиолокации используются радиоволны в диапазоне длин волн порядка 1...3 см. Именно для таких радиоволн атмосфера Земли полностью прозрачна. Более короткие волны заметно поглощаются молекулами кислорода и водяных паров. Использование длинноволновых радиоизлучений требует наличия на борту антенн больших размеров.

Существуют два метода обзорно-сравнительной радиолокации – пассивный и активный. Активная радиолокация основана на получении изображений поверхности Земли путем её облучения радиоволнами и приёма отражённых сигналов. Устройство, реализующее активную радиолокацию, носит название панорамного радиолокатора. Передатчик панорамно-

го радиолокатора посыпает с борта летательного аппарата в сторону Земли сигналы в виде кратковременных импульсов. Практическая точность получения места летательного аппарата составляет сотни метров.

Основным достоинством панорамных радиолокаторов является возможность обзора поверхности Земли в любых условиях видимости – днем и ночью, в облаках и тумане.

Пассивная радиолокация использует собственные излучения ориентиров. Астрономические ориентиры (Солнце, Луна, другие небесные светила и радиотуманности), а также наземные и воздушные ориентиры излучают электромагнитные волны в широком диапазоне волнового спектра и, в частности, в ультракоротком. Пассивная радиолокация не демаскирует летательный аппарат. Точность определения координат места может быть такой же, как и у панорамных радиолокаторов.

Приборы, позволяющие обнаружить ориентиры, контрастные в ультракоротковолновом спектре излучений, называются радиометрами. Радиометры содержат сканирующую антенну и индикатор, позволяющий определить положение ориентира. Особенностью радиометров является то, что они принимают сигналы радиоизлучений в форме случайных флюктуационных шумов.

Астрономические системы

Астрономические обзорно-сравнительные системы предназначены для определения координат местонахождения и угловой ориентации летательного аппарата посредством автоматического опознавания определённых участков звёздного неба, по взаимному расположению и характеристикам звёзд. Для безошибочного опознавания участка звёздного неба в большинстве случаев достаточно наблюдения трех звёзд, их относительного расположения и яркости. В качестве чувствительных элементов используют телевизионные передающие трубы, мозаичные детекторные одномерные и двумерные датчики с электронным сканированием, фотоэлектрические датчики с механическим сканированием. Основной проблемой практической реализации таких систем является обеспечение инвариантности к угловой ориентации картин звёздного неба. Для этого использу-

ются большие матричные экраны чувствительных элементов, цифровая обработка информации, микроэлектронная вычислительная техника с высоким уровнем интеграции. Навигационные системы подобного типа применяются на искусственных спутниках Земли, космических кораблях и исследовательских ракетах, орбитальных астрономических обсерваториях.

Корреляционно-экстремальные системы

Датчики обзорно-сравнительных систем навигации дают на выходе потоки информации, которые представляют собой реализации случайных функций. Системы основаны на использовании корреляционных связей между реализациями случайных функций для определения навигационных параметров (координат местоположения, скорости движения, угловой ориентации) с помощью отыскания экстремума корреляционной функции. При этом могут быть использованы не только одномерные реализации случайных функций, но и информация о полях различной физической природы со случайной структурой, распределённой в пространстве. Такие системы нашли применение для навигации самолётов, ракет, кораблей и подводных лодок, а также космических аппаратов, используя для этого различные виды обзорно-сравнительной навигации.

Интегральные обзорно-сравнительные комплексные системы

Необходимость всепогодного и регулярного применения летательных аппаратов вызвала потребность установки на борту одновременно нескольких обзорно-сравнительных систем, воспринимающих картины пролетаемой местности и окружающего пространства в различных диапазонах длин электромагнитных волн. Интегральные системы отображения предъявляют лётчику навигационную информацию от множества измерителей, синтезируют оперативные, командные, контрольные и другие данные, необходимые для самолётования и выполнения других задач.

На оператора возлагаются функции опознавания картин пролетаемой местности, фильтрации некоторых помех, обнаружения ориентиров и их оценки, совмещение действительного и картографического изображений ориентиров на телевизорах, решение специальных задач.

Глава 7. Спутниковые системы навигации

Назначение и типы спутниковых радионавигационных систем

Спутниковые системы навигации (ССН) предназначены для определения местоположения летательного аппарата в пределах зоны действия входящих в систему искусственных спутников Земли (ИСЗ).

Проектируемые ССН рассчитываются на работу в диапазоне дециметровых волн (на частотах $1,5 \div 1,6$ ГГц).

В зависимости от того, где определяется местоположение летательного аппарата, возможно построение ССН двух классов.

Системы I класса предназначаются для определения места летательного аппарата только на борту. Возможны активный и пассивный режимы работы системы 1 класса.

Активные системы реализуют принцип «запрос-ответ». Спутник используется как ретранслятор сигналов ЛА.

В активных системах не предъявляются высокие требования к стабильности бортовых генераторов сигналов. Недостатком активных систем является ограничение пропускной способности.

Пассивные системы используют беззапросный принцип, когда навигационный параметр определяется на летательном аппарате сравнением принимаемых от ИСЗ сигналов с сигналами бортового генератора.

Достоинством таких систем является отсутствие на ЛА передатчика. К недостаткам относятся высокие требования к стабильности бортовых генераторов сигналов.

Системы II класса используют ЛА как ретранслятор навигационных сигналов, передаваемых с ИСЗ, и источник дополнительной информации (например, о высоте полёта).

Сигналы с летательного аппарата ретранслируются через ИСЗ на наземные центры управления воздушным движением. Здесь, в результате обработки информации, определяются местонахождение летательного аппарата и параметры его движения, которые затем передаются через ИСЗ на ЛА. Системы обладают ограниченной пропускной способностью.

*Принципы навигационных измерений с помощью
искусственных спутников Земли*

В спутниковых радионавигационных системах в качестве опорных пунктов, относительно которых определяется местоположение летательного аппарата, используются подвижные объекты – ИСЗ. Поэтому одним из условий получения высокой точности ССН является точное знание местоположения ИСЗ в пространстве в момент измерения.

В состав ССН входят: наземные станции, группа искусственных спутников Земли, бортовое оборудование ЛА. Наземные станции обеспечивают слежение за ИСЗ, вычисление и прогнозирование параметров их орбит, коррекцию эталонных генераторов ИСЗ и ввод поправок времени и параметров орбиты в память ИСЗ. Искусственные спутники передают данные о параметрах своей орбиты на момент измерений и навигационные сигналы для определения местоположения ЛА, а также принимают и производят запись прогнозируемых наземными станциями параметров орбит.

Бортовое оборудование производит определение навигационных параметров и вычисление координат ЛА по принимаемой от ИСЗ информации или в более простом варианте ретрансляцию сигналов ИСЗ.

В качестве навигационных параметров в ССН используются расстояние, разность расстояний, угловое положение и другие, отсчитываемые относительно одного или группы ИСЗ. Перспективными для авиационных целей считаются дальномерные и разностно-дальномерные ССН.

Местоположение летательного аппарата находится по пересечению трех поверхностей положения, соответствующих постоянным значениям навигационных параметров. За одну из поверхностей положения обычно принимают поверхность, по которой движется ЛА. При этом требуется задание истинной формы Земли (геоида) в точке, где находится самолёт, и измерение истинной высоты с помощью, например, радиовысотомера.

Тогда число независимых измерений навигационного параметра, необходимых для нахождения соответствующих поверхностей положения и определения местоположения летательного аппарата, снижается с трех до двух. Соответственно уменьшается и требуемое количество ИСЗ.

В общем случае пересечение трех поверхностей положения дает несколько точек, что приводит к неоднозначности местоопределения. Устранение неоднозначности не представляет сложности, так как эти точки разнесены в пространстве обычно на значительные расстояния.

Возможно одновременное определение навигационных параметров по нескольким ИСЗ, в зоне действия которых находится ЛА, или последовательное во времени. Интервалы между последовательными измерениями зависят от количества ИСЗ в данной системе, местоположения ЛА, возможностей бортовой аппаратуры и т. д. и могут составлять несколько минут. В этом случае необходим учёт собственного движения ЛА.

Дальномерные радионавигационные методы обеспечивают наиболее высокую точность навигационных измерений. Несмотря на значительное удаление летательного аппарата от ИСЗ погрешности измерения дальности удается доводить до 10 м. Дальномерные ССН основаны на определении расстояний D до нескольких ИСЗ (рис. 7.1).

Поверхность положения (ПП-1, ПП-2) представляет собой сферу радиуса D с центром в точке, где находится ИСЗ в момент измерения. Если считать поверхность, по которой перемещается ЛА, сферой (ПП-3), то линия положения (ЛП-1, ЛП-2) летательного аппарата на этой сфере есть окружность.

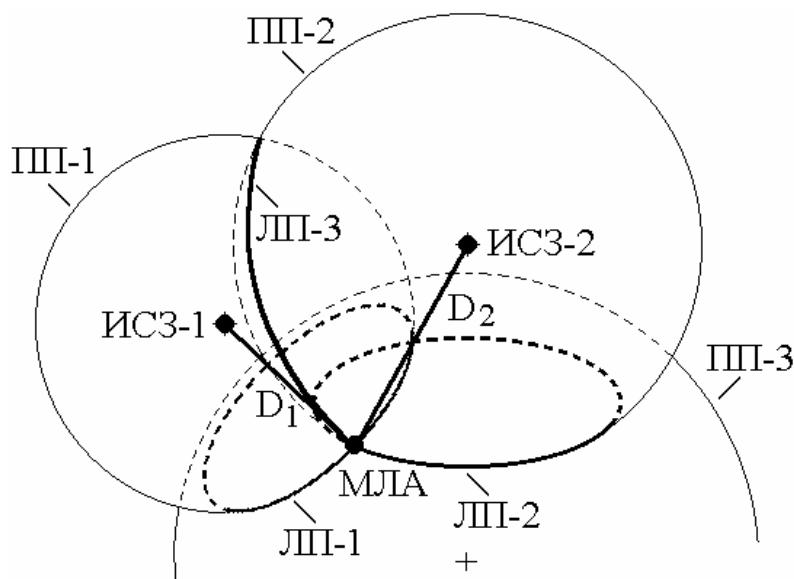


Рис. 7.1. Определение местоположения летательного аппарата дальномерной спутниковой системой навигации

Местоположение летательного аппарата определяется как точка пересечения двух линий положения, соответствующих расстояниям до двух спутников D_1 и D_2 . Возможна реализация дальномерных спутниковых систем навигации в активном и пассивном вариантах.

Активная дальномерная ССН основана на использовании ИСЗ или ЛА в качестве ретрансляторов навигационных (дальномерных) сигналов.

Уравнение для определения навигационного параметра имеет вид:

$$D = [(x - x_c)^2 + (y - y_c)^2 + (z - z_c)^2]^{1/2}, \quad (7.1)$$

здесь x_c, y_c, z_c – координаты ИСЗ в момент измерения дальности D ; x, y, z – искомые координаты летательного аппарата.

Для определения местоположения ЛА необходимы три подобных уравнения, т. е. три независимых измерения дальности. Возможно уменьшение числа измерений до двух, если одна из координат ЛА найдена с помощью других навигационных средств, например, радиовысотомера.

Пассивная дальномерная ССН работает по беззапросному принципу и допускает определение навигационного параметра только на летательном аппарате. При навигационных измерениях принимаемый от ИСЗ сигнал сравнивается с сигналом местного эталона частоты (времени). Уравнение навигационного параметра имеет вид

$$D = [(x - x_c)^2 + (y - y_c)^2 + (z - z_c)^2]^{1/2} + \Delta D_c, \quad (7.2)$$

куда входит систематическая погрешность измерений

$$\Delta D_c = C \Delta T, \quad (7.3)$$

здесь ΔT – расхождение эталонов времени на ЛА и ИСЗ.

Систематическая погрешность увеличивает на единицу число измерений, необходимых для определения места летательного аппарата.

С дальномерными системами во многих отношениях сходны *спутниковые разностно-дальномерные системы*. Существенным достоинством спутниковых разностно-дальномерных систем является их неограниченная пропускная способность и простота бортовой аппаратуры летательного аппарата. Однако по точностным характеристикам они несколько уступают дальномерным.

Возможны активные и пассивные варианты разностно-дальномерных ССН. Активная разностно-дальномерная ССН представляет собой усложненную активную дальномерную систему.

Пассивная разностно-дальномерная ССН характеризуется уравнением

$$D_p = D_1 - D_2, \quad (7.4.)$$

здесь D_1 и D_2 определяются как в пассивной дальномерной ССН.

Из уравнения (7.4) следует, что любая пассивная дальномерная ССН может быть использована и в качестве разностно-дальномерной системы (при соответствующем числе ИСЗ). Достоинством такой системы является исключение методической погрешности из-за расхождения эталонов времени на летательном аппарате. При этом предполагается, что эталоны времени (фазы) на всех ИСЗ привязаны к единой шкале с высокой точностью. Определение местоположения летательного аппарата требует измерения двух-трех разностей расстояний D_p до трех-четырех ИСЗ.

Помимо дальномерных и разностно-дальномерных методов, в спутниковых системах навигации применяются так называемые псевдодальномерные методы. Это дальномерные методы беззапросного типа, которые реализуются в условиях, когда уход часов на борту летательного аппарата весьма значителен и игнорировать его нельзя. Из-за расхождения шкал часов ЛА и ИСЗ временные интервалы между моментами излучения зондирующих сигналов с борта ИСЗ и моментами их приёма на самолёте определяются с погрешностями. Процедура измерений и обработки информации в псевдодальномерных системах строится таким образом, чтобы в процессе измерений определять не только параметры движения летательного аппарата, но и поправку к его бортовой шкале времени.

Факторы, влияющие на точность спутниковых радионавигационных систем

Точность модели геоида и измерения высоты полёта. Определение местоположения в ССН обычно основано на использовании в качестве одной из поверхностей положения некоторой поверхности, по которой движется летательный аппарат и которая находится на удалении от геоида, равном высоте полёта. Небольшое значение погрешностей местооп-

ределения может быть обеспечено при точной математической модели геоида. Существующие математические модели позволяют снизить погрешность местоопределения до 10 м.

Значение координат ИСЗ в момент измерения. Информация о своем местонахождении передаётся с ИСЗ в заданные моменты времени или при измерениях. Основой для такой информации являются данные, получаемые спутником периодически с наземных станций слежения. Погрешности местоопределения ЛА, вызываемые этой причиной, порядка 10 м.

Непостоянство скорости распространения радиоволн. Погрешности, вызываемые непостоянством скорости распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере (погрешности рефракции) зависят от коэффициента преломления среды, в которой происходит распространение радиоволн. Знание природы этих погрешностей позволяет с помощью коррекции снизить их значение до нескольких метров.

Нестабильность бортовых эталонов особенно опасна в пассивных системах, в которых производится сравнение принимаемого сигнала с создаваемым на ЛА аналогом. Если обозначить время с момента последней синхронизации бортового эталона через t_c , то при относительной нестабильности частоты (времени) δ_f этого эталона расхождение эталонов на летательном аппарате и ИСЗ составит

$$\Delta T = \delta_f t_c, \quad (7.5)$$

что приведет к систематической погрешности

$$\Delta D_c = C \cdot \delta_f t_c. \quad (7.6)$$

В спутниковых навигационных системах значение такой погрешности не должно превышать 10 м. Если синхронизация бортового эталона производится перед вылетом летательного аппарата, то для того, чтобы, например, при пятичасовом полёте погрешность не превысила 10 м, требуемая относительная нестабильность должна быть порядка 10^{-12} .

Ограниченнaя точность вычислений в бортовой ЦВМ может явиться причиной дополнительной погрешности при определении местоположения летательного аппарата.

Примерный перечень вопросов к экзамену

1. Классификация навигационных устройств.
2. Сведения о Земле: форма, движения Земли.
3. Местное гринвичское время 0 часов, долгота наблюдателя $38^{\circ}30'W$. Определить местное время наблюдателя.
4. Вспомогательная небесная сфера. Основные точки и направления на небесной сфере.
5. Горизонтальная система сферических координат светил.
6. Экваториальная система сферических координат светил.
7. Время и его измерение. Звёздное время, истинное солнечное и среднее солнечное время; местное, поясное, летнее время; линия перемены дат.
8. Полярный треугольник светила и его решение.
9. Определить высоту и азимут светила по известным его экваториальным координатам и координатам места наблюдателя.
10. На какой широте круг склонения светила может совпадать с горизонтом?
11. Не пользуясь астрономическим ежегодником, определить, в какие дни Солнце проходит через зенит на широте $15^{\circ}S$.
12. Рассчитать, чему равно зенитное расстояние южного полюса мира в точке широтой $36^{\circ}47'S$.
13. Широта места $25^{\circ}S$, часовой угол 110° , склонение светила $+40^{\circ}$. Построить небесную сферу, определить азимут и высоту светила.
14. Определить широту места на Земле, где Солнце не заходит за горизонт при склонении $+23^{\circ}27'$.
15. Когда Солнце бывает в зените на экваторе?
16. Широта места $30^{\circ}S$, азимут светила 135° , высота светила $+15^{\circ}$. Построить небесную сферу, определить часовой угол и склонение светила.
17. Дано: широта места $54^{\circ}S$, часовой угол светила 318° , склонение светила -23° . Построить небесную сферу, определить азимут и высоту светила.
18. Дано: широта места $54^{\circ}S$, долгота $48^{\circ}W$, прямое восхождение светила 80° , склонение светила -23° , звёздное гринвичское время 0 ч. Определить высоту и азимут светила, построить небесную сферу.
19. Астрономические компасы. Понятие об астрономических методах измерения курса.
20. Принцип действия горизонтального и экваториального астрокомпаса.
21. Устройство астрокомпаса горизонтальной системы координат.
22. Компенсация креновой погрешности горизонтального астрокомпаса.
23. Устройство и работа фотоследящей системы горизонтального астрокомпаса.
24. Схема выработки истинного курса горизонтального астрокомпаса.
25. Устройство и работа экваториального астрокомпаса.
26. Методы астрономической ориентировки.
27. Определить географические координаты наблюдателя по известным экваториальным координатам двух светил и измеренным высотам этих светил.
28. Автоматические секстанты, назначение, устройство, работа.

29. Устройство астроориентатора горизонтальной системы координат.
30. Фотоследящая система горизонтального астроориентатора.
31. Погрешности определения координат места (вызванные погрешностями измерения высот светил) горизонтальными астроориентаторами.
32. Методические и инструментальные погрешности в измерении высоты и курсового угла светила.
33. Радиодальномеры. Общие принципы построения, классификация, функциональные схемы, основные теоретические положения.
34. Фазовый радиодальномер. Функциональная схема, основные теоретические положения.
35. Частотный радиодальномер. Функциональная схема, основные теоретические положения.
36. Импульсные радиодальномеры. Функциональная схема, основные теоретические положения.
37. Разностно-дальномерные гиперболические РНУ.
38. Радионавигационные устройства определения углового положения ЛА.
39. Угломерные радионавигационные устройства. Фазовый радиомаяк.
40. Угломерные радионавигационные устройства. Фазовый пеленгатор.
41. Угломерные РНУ. Амплитудные радиопеленгаторы.
42. Амплитудно-фазовый радиопеленгатор.
43. Радионавигационная система ближней навигации. Дальномерный канал.
44. Радионавигационная система ближней навигации. Азимутальный канал.
45. Доплеровские измерители скорости и угла сноса. Методы построения, функциональные схемы, основные уравнения.
46. Навигационный треугольник скоростей, решаемые уравнения.
47. Навигация методом воздушного счисления пути, решаемые задачи.
48. Назначение, принцип действия, решаемые задачи, устройство навигационного автомата воздушного счисления пути.
49. Цифровая система счисления пути без учёта (с учётом) сноса ветром. Решаемые задачи, функциональная схема, программа обработки информации на языке высокого уровня.
50. Разработать программу на языке высокого уровня для навигационного автомата условной системы координат, интегрирование выполнить методом прямоугольников (трапеций).
51. Разработать программу на языке высокого уровня для навигационного автомата географической системы координат. Интегрирование выполнить методом прямоугольников (трапеций).
52. Воздушно-доплеровская система счисления пути. Функциональная схема, уравнения основного режима, режима памяти и автономного режима.
53. Методические погрешности навигационных автоматов счисления пути.
54. Основные вопросы практического осуществления системы инерциальной навигации. Классификация ИНС.
55. Инерциальная навигационная система с геометрическим решением задачи (геометрическая ИНС).

56. Невозмущаемая вертикаль на базе трехстепенного гироскопа с интегральной коррекцией.

57. Основы инерциальной навигации. Полуаналитическая ИНС.

Для получения положительной оценки необходимо дать ответы на все вопросы экзаменационного билета (обычно в билете три вопроса, из различных разделов программы, в том числе и лабораторных работ).

Заключение

Вы ознакомились с устройством различных навигационных систем, основами теории и принципами их построения и применения. Завершающей стадией обучения является цикл лабораторных работ, определяемых программой данного курса. К лабораторным занятиям допускаются студенты, изучившие теоретическую часть работы, методику выполнения, приборы и оборудование, получившие инструктаж по технике безопасности. Занятия в лаборатории продолжаются четыре часа.

Время, оставшееся после выполнения эксперимента, используется студентом для составления отчета, который должен быть сдан преподавателю перед началом следующей работы. Отчеты составляются в отдельной тетради, аккуратно, чернилами. Графики выполняются на миллиметровой бумаге. В отчете необходимо указать цель работы, составить список приборов и аппаратуры с полной их характеристикой, представить результаты измерений и вычислений в виде таблиц, графиков, привести соответствующие схемы, алгоритмы, листинги программ, сделать выводы.

Библиографический список

1. Автоматизированное управление самолётами и вертолётами / С. М. Фёдоров, В. В. Драбкин, В. М. Кейн, О. И. Михайлов ; под ред. С. М. Фёдорова. – М. : Транспорт, 1977. – 246 с.
2. Беляевский, Л. С. Основы радионавигации : учебник для вузов гражданской авиации / Л. С. Беляевский, В. С. Новиков, П. В. Олянюк. – М. : Транспорт, 1982. – 288 с.
3. Браславский, Д. А. Приборы и датчики летательных аппаратов / Д. А. Браславский. – М. : Машиностроение, 1970. – 392 с.

4. Голяк, А. Н. Радионавигационное оборудование самолётов. Устройство и эксплуатация : учеб. пособие / А. Н. Голяк, С. И. Плоткин, И. Ф. Ковальчук. – М. : Транспорт, 1981. – 246 с.
5. Денисов, В. Г. Навигационное оборудование летательных аппаратов / В. Г. Денисов. – М. : Оборонгиз, 1963. – 384 с.
6. Капиев, Р. Э. Измерительно-вычислительные комплексы / Р. Э. Капиев. – Л. : Энергоатомиздат, 1988. – 176 с.
7. Олянюк, П. В. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации : учебник для вузов / П. В. Олянюк, Г. П. Астафьев, В. В. Грачёв. – М. : Транспорт, 1983. – 320 с.
8. Панагриев, В. Е. Параметры радионавигационных средств обеспечения полётов и их измерение / В. Е. Панагриев, А. А. Сосновский, И. А. Хаймович. – М. : Транспорт, 1973. – 384 с.
9. Помыкаев, И. И. Навигационные приборы и системы : учеб. пособие для вузов / И. И. Помыкаев, В. П. Селезнёв, Л. А. Дмитроченко ; под ред. И. И. Помыкаева. – М. : Машиностроение, 1983. – 456 с.
10. Радионавигационные системы аэропортов : учебное пособие для вузов гражданской авиации. – М. : Транспорт, 1978. – 336 с.
11. Савельев, А. Я. Конструирование ЭВМ и систем : учебник для вузов / А. Я. Савельев, В. А. Овчинников. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Высш. шк., 1989. – 312 с.
12. Савченко, Н. М. Бортовая система управления БСУ-ЗП / Н. М. Савченко, Н. П. Аниенков. – М. : Транспорт, 1974. – 212 с.
13. Селезнёв, В. П. Навигационные устройства / В. П. Селезнёв. – М. : Оборонгиз, 1961. – 615 с.
14. Селезнёв, В. П. Навигационные устройства : учебное пособие для вузов / В. П. Селезнёв. – М. : Машиностроение, 1974. – 600 с.
15. Сосновский, А. А. Авиационная радионавигация : справочник / А. А. Сосновский, И. А. Хаймович. – М. : Транспорт, 1980. – 255 с.
16. Сосновский, А. А. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов : справочник / А. А. Сосновский, И. А. Хаймович. – М. : Транспорт, 1987. – 256 с.

17. Тарасов, В. Г. Межсамолётная навигация / В. Г. Тарасов. – М. : Машиностроение, 1980. – 184 с.
18. Фридмен, М. Проектирование систем с микрокомпьютерами / М. Фридмен, Л. Ивенс ; пер. с англ. – М. : Мир, 1986. – 405 с.
19. Цапенко, М. П. Измерительные информационные системы: Структуры и алгоритмы, системотехническое проектирование / М. П. Цапенко. – М. : Энергоатомиздат, 1985. – 439 с.
20. Цифровые радионавигационные устройства. – М. : Советское радио, 1980. – 288 с.
21. Чёрный, М. А. Воздушная навигация / М. А. Чёрный, В. И. Кораблин. – М. : Транспорт, 1983. – 384 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Введение	3
Глава 1. Теоретические основы навигации	6
Геонавигационная информация (6). Небесная сфера (15).	
Глава 2. Системы астронавигации	24
Астрокомпасы (24). Принцип действия горизонтального астрокомпаса (26). Астрономический компас ДАК-ДБ, назначение, технические данные, устройство (27). Структурная схема астрокомпаса ДАК-ДБ (27). Фотоследящая система астрокомпаса (28). Схема выработки креновой поправки (29). Схема выработки истинного курса (30). Принцип действия экваториального астрокомпаса (33). Астрономический компас АК-59П (34). Методы астрономической ориентировки (38). Высотный метод (метод кругов равных высот) (40). Высотно-азимутальный метод (определение координат по одному светилу) (42). Азимутальный метод (43). Автоматические секстанты (43). Астроориентаторы горизонтальной системы координат (45). Методические и инструментальные погрешности астрокомпасов и астроориентаторов (50).	

Глава 3. Радиотехнические измерители навигационных параметров	55
Радиодальномеры (57). Фазовый радиодальномер (58). Частотный радиодальномер (61). Импульсный радиодальномер (63). Разностно-дальномерные гиперболические навигационные устройства (66). Радионавигационные устройства определения углового положения летательного аппарата (69). Фазовый радиомаяк (70). Фазовый радиопеленгатор (73). Амплитудные радиопеленгаторы (75). Амплитудно-фазовые радиопеленгаторы (78). Азимутально-дальномерная система ближней навигации (84). Дальномерный канал (85). Угломерный канал (86). Доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса (88). Навигационный треугольник скоростей (88). Методы построения доплеровских измерителей путевой скорости и угла сноса (89).	94
Глава 4. Системы счисления пути	94
Аэрометрические вычислительные комплексы (94). Погрешности навигационных автоматов (98). Погрешности, вызванные неполным учётом параметров ветра (99). Погрешности навигационных автоматов, вызванные погрешностями определения вектора истинной воздушной скорости (99). Погрешности навигационных автоматов, вызванные погрешностями определения курса (101). Инструментальные погрешности навигационных автоматов (103). Доплеровские вычислительные комплексы (104).	109
Глава 5. Инерциальные системы навигации	109
Особенности и принципы инерциальной навигации (109). Понятие вертикали Земли (112). Основные вопросы практического осуществления системы инерциальной навигации (113). Классификация инерциальных навигационных систем (117). Построение вертикали на подвижном объекте. Маятник Шулера. Геометрическая инерциальная навигационная система (119). Полуаналитическая инерциальная навигационная система (121). Инерциальная система аналитического типа (123). Бесплатформенная ИНС связанного типа (125). Бесплатформенная ИНС полусвязанного типа (локально свободная) (126). Перспективы развития инерциальных систем (127).	125

Глава 6. Обзорно-сравнительные навигационные комплексы	130
Общие сведения (130). Классификация обзорно-сравнительных систем навигации (131). Навигационное содержание обзорно-сравнительных методов измерений (131). Обзорно-сравнительные системы навигации (132). Телевизионные системы (132). Инфракрасные системы (132). Радиолокационные системы (133). Астрономические системы (134). Корреляционно-экстремальные системы (135). Интегральные обзорно-сравнительные комплексные системы (135).	
Глава 7. Спутниковые системы навигации	136
Назначение и типы спутниковых радионавигационных систем (136). Принципы навигационных измерений с помощью искусственных спутников Земли (137). Факторы, влияющие на точность спутниковых радионавигационных систем (140).	
Примерный перечень вопросов к экзамену	142
Заключение	144
Библиографический список	144

Учебное издание

ШИВРИНСКИЙ Вячеслав Николаевич
**БОРТОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ
 НАВИГАЦИИ И САМОЛЁТОВОЖДЕНИЯ**
Конспект лекций

Редактор
Формат 60×84/16. Тираж 100 экз. Заказ

Ульяновский государственный технический университет
432027, Ульяновск, Сев. Венец, 32

Типография УлГТУ, 432027, Ульяновск, Сев. Венец, 32.