

А СТРОНОМИЧЕСКАЯ
НАВИГАЦИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ

А. М. ВОРОБЬЕВ

Л. М. ВОРОБЬЕВ

АСТРОНОМИЧЕСКАЯ
НАВИГАЦИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1968

В книге даны обоснование и анализ методов применения современных средств астронавигации, определение их точностных характеристик и эффективности. Рассмотрены системы сферических небесных координат светил, условия и возможные принципы их пеленгации. Получено общее уравнение пеленгации светила плоскостью с подвижной платформы, уравнения пеленгации светила с аэродинамического и космического летательных аппаратов.

Рассмотрены причины и характер изменения координат светил в полете, дан обзор систем измерения времени, применяемых при решении задач навигации летательных аппаратов, и показаны астрономические методы измерения времени.

Дано обоснование рациональной методики применения в полете авиационных секстантов и автоматических астрокомпасов.

Рассмотрены возможные принципы использования астрономических методов в автоматизированных комплексных навигационных системах. На примере астроориентатора типа БЦ-63 изложена методика подготовки исходных данных. Показаны средства и способы расчета и оценки условий естественного освещения в полете.

Проведено исследование точности решения навигационных задач астрономическими средствами и эффективности их применения.

В книге впервые теоретическое исследование всех основных вопросов астрономической навигации летательных аппаратов проводится на основе метода возмущающих вращательных движений. Теоретические исследования заканчиваются практическими рекомендациями по методике применения современных астронавигационных средств.

Книга рассчитана на работников авиационной промышленности, занимающихся проектированием и разработкой систем и средств навигации летательных аппаратов. Она будет полезна летно-техническому составу ВВС и ГВФ, а также студентам вузов соответствующих специальностей.

Табл. 21. Иллюстр. 132. Прилож. 2, Библ. 54 назв.

Рецензент инж. М. Ф. Горшков

ПРЕДИСЛОВИЕ

Современные аэродинамические и космические летательные аппараты оснащены сложным комплексом оборудования, предназначенного для решения навигационных задач.

Системы и средства навигации летательных аппаратов можно условно разделить на четыре группы: геотехнические, радиотехнические, астрономические и светотехнические.

Наряду с секстантами, астрономическими компасами и автоматизированными астронавигационными системами — астроориентаторами на современных летательных аппаратах широко применяются астрономические навигационные средства. Это обусловлено их преимуществами по сравнению с другими техническими средствами.

Средства астронавигации обладают неограниченной дальностью действия, их можно применять и в экваториальных областях, и в средних широтах, и в полярных районах. Астрономические средства автономны, не подвержены естественным и искусственно создаваемым помехам. Точность решения навигационных задач с их помощью практически не зависит ни от дальности, ни от продолжительности полета. Следует отметить, наконец, и еще одно важное обстоятельство: только астрономический метод позволяет измерить такой важный навигационный элемент, как курс летательного аппарата, с точностью, определяемой единицами угловых минут.

По мнению зарубежных специалистов, астрономические средства занимают особое место в комплексе технических средств навигации космических летательных аппаратов. Однако эти средства имеют и некоторые недостатки. Их нельзя применять при полете в облаках и под облаками. Возможности применения средств астронавигации на аэродинамических летательных аппаратах в условиях дневного полета ограничены вследствие видимости только одного светила — Солнца. Точность определения

линии положения и места летательного аппарата с помощью средств астронавигации в ряде случаев невысокая и не может быть сравнима с точностью решения этих задач некоторыми радиотехническими средствами. Совершенствование средств астронавигации, автоматизация процессов измерения и обработки полученных данных, применение новых принципов пеленгации светил значительно расширяют возможности применения этих средств в различных условиях полета и способствуют повышению точности навигационных определений.

В последнее время были опубликованы работы, посвященные средствам астронавигации аэродинамических и космических летательных аппаратов, рассмотрению принципов их построения и анализу возможностей. Однако еще мало работ в области авиационной астрономии, в которых давались бы анализ и обоснование рациональной методики применения средств астронавигации с оценкой эффективности их применения в полете.

Появление и широкое внедрение автоматических астрокомпасов в пятидесятых годах потребовало разработки рациональной методики их применения. Созданная Л. П. Сергеевым теория астрономических компасов позволила решить эту проблему.

Сейчас в связи с появлением автоматических астронавигационных приборов — астроориентаторов наиболее важной задачей авиационной астрономии является разработка рациональных и эффективных методов применения средств астронавигации на современных самолетах в различных условиях полета. В зарубежной литературе широко рассматриваются методы их применения для навигации космических летательных аппаратов.

В данной книге дан анализ методов применения современных средств астронавигации аэродинамических и космических летательных аппаратов.

Применение астрономических навигационных систем и средств требует знания принципов их работы, характера видимого движения небесных светил, систем сферических небесных координат и таких разделов астрономии, как описательная и сферическая астрономия. Поэтому в первых главах большое внимание уделено вопросам описательной и сферической астрономии, а главы, в которых рассматривается применение соответствующих средств, начинаются с рассмотрения схемы и принципов устройства данных средств.

В первой главе рассматривается небесная сфера и системы сферических небесных координат, применяемых в авиационной астрономии.

Во второй главе дана характеристика небесных светил и рассмотрены условия пеленгации светил в полете. Наряду с этим в этой главе впервые применен метод исследования вращательных движений плоскости пеленгации для решения всех основных навигационных задач, а не только для анализа работы курсовых приборов, как это было сделано Л. П. Сергеевым. Кроме того, показаны обобщенные уравнения пеленгации светила плоскостью с аэродинамического и космического летательных аппаратов.

В третьей главе изложены причины и характер изменения сферических координат светил при полете аэродинамического и космического летательных аппаратов.

Анализ характера изменения координат светил впервые выполняется на основе разработанной во второй главе общей теории пеленгации светила плоскостью.

В четвертой главе изложены такие важные вопросы, как системы и средства измерения времени.

Методы определения поверхностей и линий положения летательного аппарата изложены в пятой главе.

В шестой главе рассмотрены методы применения в полете авиационных секстантов. Показаны принципы измерения высоты светила, схемы современных секстантов, методика измерений с помощью секстантов, методика и современные пособия для обработки результатов измерений.

Принципы измерения курса, методы измерения курса для контроля пути и коррекции показаний курсовых систем, методы выполнения полета по заданному маршруту с помощью современных астрономических компасов изложены в седьмой главе. Анализ и оценка методов здесь также производятся с использованием общей теории пеленгации светила плоскостью.

В восьмой главе рассмотрены принципы построения автоматических астронавигационных средств — астроориентаторов и астроинерциальных систем. На основе общей теории пеленгации светила плоскостью производится оценка погрешностей горизонтальных и экваториальных астроориентаторов.

На примере горизонтального астроориентатора типа БЦ-63

рассматриваются методы и средства для подготовки исходных данных с целью применения в полете астроориентатора.

Десятая глава посвящена теории расчета и оценке условий естественного освещения в полете. Здесь производится также оценка условий естественного освещения в полете космического летательного аппарата — спутника Земли.

В последней, десятой главе изложена методика оценки эффективности средств астронавигации в полете. Приводится схема общей оценки эффективности и рассмотрены методы оценки отдельных факторов, определяющих общую эффективность применения этих средств.

Материалы по конкретным астронавигационным системам и устройствам и перспективы их развития приведены в соответствии с данными, опубликованными в отечественной и зарубежной печати.

Автор выражает благодарность рецензенту инж. М. Ф. Горшкову, а также канд. техн. наук, доц. В. А. Одинцову, канд. техн. наук, доц. В. М. Демину, канд. техн. наук А. Т. Митину, канд. техн. наук, доц. В. Ф. Савченко, канд. техн. наук, ст. научному сотруднику Г. Г. Бебенину за рекомендации и советы, сделанные на разных этапах работы над книгой.

Автор будет благодарен всем, кто пришлет свои замечания по адресу: Москва, К-51, Петровка, 24, изд-во «Машиностроение».

СИСТЕМЫ НЕБЕСНЫХ КООРДИНАТ

Решение задач практической астрономии требует прежде всего введения некоторых систем координат, в которых достаточно просто и рационально с точки зрения решения соответствующих задач определяются положения светил.

В практической астрономии вообще и в астрономической навигации летательных аппаратов в частности применяются пространственные и сферические системы небесных координат.

В главе будут рассмотрены основные системы небесных координат и получены соотношения для пересчета координат светил из одной системы в другую.

§ 1.1. НЕБЕСНАЯ СФЕРА

Применение сферических систем небесных координат предусматривает необходимость введения некоторой вспомогательной сферы, на которую проектируются светила, а при необходимости и летательный аппарат. Эта вспомогательная воображаемая сфера бесконечно большого радиуса называется *небесной сферой*. В зависимости от предназначения небесной сферы ее центр может совпадать с глазом наблюдателя, с центром Земли, с центрами Луны, Солнца и других планет. Сферические координаты небесных светил на небесной сфере с центром, совпадающим с глазом наблюдателя, находящегося на поверхности Земли или вблизи ее, называются *топоцентрическими*, а с центром, совпадающим с центром Земли, — *геоцентрическими*. Если центр небесной сферы совпадает с центром Солнца или Луны, то сферические координаты светил называют соответственно *гелиоцентрическими* и *селеноцентрическими*.

Небесная сфера имеет ряд характерных точек, линий и кругов (рис. 1.1). 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. Надир — точка пересечения отвесной линии с небесной сферой, находящаяся под горизонтом.

Точки пересечения оси вращения Земли с небесной сферой называются *полюсами мира*: P — северным и P' — южным. Ли-

ния, соединяющая полюсы мира, называется *осью мира*. Вокруг оси мира происходит видимое суточное вращение небесной сферы, являющееся отражением действительного суточного вращения Земли вокруг своей оси. Это вращение происходит с запада на восток, поэтому видимое суточное вращение небесной сферы вместе со всеми светилами происходит в противоположном направлении — с востока на запад или иначе — по часовой стрелке, если смотреть на небесную сферу «снаружи» со стороны северного полюса мира. Угловая скорость видимого суточного вращения небесной сферы равна угловой скорости вращения Земли вокруг своей оси $\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ сек}^{-1}$ ($\sim 15 \text{ град/час}$).

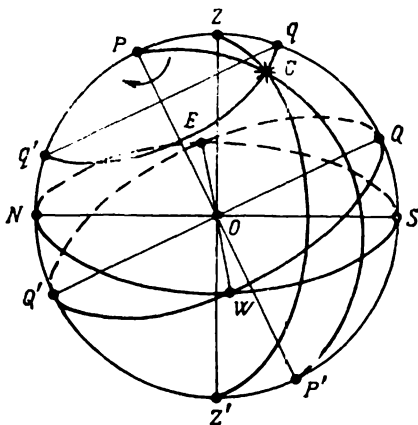


Рис. 1.1. Небесная сфера:

Z—зенит; Z'—надир; P—северный полюс мира; P'—южный полюс мира; N и S—точки севера и юга истинного горизонта; E и W—точки востока и запада; ZZ'—отвесная линия; PP'—ось мира; NS—полуденная линия; C—светило; qq'—суточная параллель светила; PZP'Z'—небесный меридиан; ZCZ'—вертикал светила; PCP'—круг склонения светила; QQ—небесный экватор

Большой круг небесной сферы, проходящий через полюсы мира, зенит и надир PZP'Z', называют *небесным меридианом*, или *меридианом наблюдателя*. Большой круг, по которому происходит пересечение плоскости, перпендикулярной отвесной линии (горизонтальной плоскости) с небесной сферой NESW, называют *истинным горизонтом*. Большой круг, по которому происходит пересечение плоскости, перпендикулярной оси мира, с небесной сферой QEQ'W, носит название *небесного экватора*. Небесный экватор делит небесную сферу на северную и южную полусферы.

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 *полуденной 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 PCP', проходящий через полюсы мира и светило, называют *кругом склонения*, или *часовым кругом светила*, а большой круг ZCZ', проходящий через зенит, светило и надир, — *вертикалом светила*.

Суточное движение светил происходит по малым кругам небесной сферы, плоскости которых параллельны плоскости истинного экватора qq' . Эти малые круги называют *суточными параллелями*.

Положение светила или летательного аппарата на небесной сфере определяется двумя сферическими координатами. На практике применяют несколько систем сферических небесных координат. Рассмотрим наиболее важные из них.

§ 1.2. ЭКВАТОРИАЛЬНАЯ СИСТЕМА НЕБЕСНЫХ КООРДИНАТ

Основной определяющей плоскостью в этой системе небесных координат является плоскость небесного экватора, а полюсами являются полюсы мира.

Положение светила (летательного аппарата) в этой системе координат определяется их прямым восхождением и склонением (рис. 1.2).

Прямое восхождение светила (летательного аппарата) α — двугранный угол между плоскостью круга склонения точки весеннего равноденствия * Υ и плоскостью круга склонения светила (летательного аппарата). Прямое восхождение измеряется дугой экватора ΥD , отсчитывается оно от точки весеннего равноденствия против движения часовой стрелки от 0 до 360° . Как это будет показано дальше, в этом направлении происходит видимое годовое движение Солнца по небесной сфере.

Склонение светила (летательного аппарата) 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 (летательного аппарата). *Полярное расстояние* p — это угол между осью мира и направлением из центра небесной сферы на светило. Измеряется полярное расстояние дугой круга

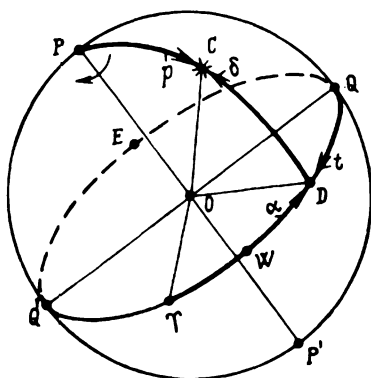


Рис. 1.2. Экваториальные координаты светила:

α — прямое восхождение светила; δ — склонение светила; p — полярное расстояние светила; t — местный часовой угол светила; Υ — точка весеннего равноденствия

* В точке весеннего равноденствия Солнце бывает 21 марта каждого года (см. гл. III).

склонения РС и может принимать значения от 0 до 180° . Полярное расстояние дополняет склонение светила (летательного аппарата) до 90° .

$$\delta + p = 90^\circ. \quad (1.1)$$

Для решения некоторых задач в этой системе небесных координат положение светила (летательного аппарата) относительно небесного меридиана определяют не прямым восхождением, а местным часовым углом. *Местный часовой угол светила* (летательного аппарата) t — двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью круга склонения светила (летательного аппарата). Местный часовой угол t измеряется дугой экватора QD , отсчитывается от точки Q экватора на запад, в направлении видимого суточного вращения небесной сферы от 0 до 360° . Иногда местный часовой угол от точки Q отсчитывают к востоку, в этом случае его обозначают t_E и называют *восточным*. Для одного и того же светила (летательного аппарата) в один и тот же момент времени восточный местный часовой угол дополняет местный часовой угол светила до 360° , т. е.

$$t + t_E = 360^\circ. \quad (1.2)$$

Для наблюдателя, находящегося на нулевом (гринвичском) меридиане, местный часовой угол светила (летательного аппарата) называют *гринвичским* часовым углом светила $t_{гр}$.

Прямое восхождение и склонение светила за счет видимого суточного вращения небесной сферы не изменяются, а часовой угол изменяется равномерно. Это последнее обстоятельство позволяет выражать часовой угол не только в угловой мере, но и в единицах измерения времени — в часах, минутах, секундах и используется на практике для определения времени путем измерения часового угла светила.

Иногда говорят о двух экваториальных системах небесных координат — первой и второй. В первой экваториальной системе положение точки на небесной сфере определяется местным часовым углом и склонением, а во второй экваториальной — прямым восхождением и склонением.

Первая экваториальная система берется в основу при разработке и создании так называемых моделирующих астрономических компасов и астроориентаторов. В соответствии с этой системой координат строятся установки для наземных астрономических приборов — телескопов. Одна из осей вращения такой установки параллельна оси мира. С помощью часового механизма происходит вращение телескопа относительно этой оси, этим самым исключается влияние вращения Земли при наблюдении за светилами.

Прямое восхождение и склонение светил вследствие вращения небесной сферы не изменяются, это позволяет использовать

вторую экваториальную систему для составления звездных карт и разработки звездных глобусов. Так, например, бортовая карта звездного неба (БКН) составлена в координатах — прямое восхождение и склонение светил.

Экваториальные координаты светил, используемых для решения задач навигации летательных аппаратов, приводятся в авиационном астрономическом ежегоднике (ААЕ).

Местный часовой угол светила отсчитывается от небесного меридиана, в плоскости которого располагается истинный, или географический, меридиан наблюдателя, поэтому в один и тот же момент времени разность местных часовых углов светила равна разности долгот наблюдателей

$$t_2 - t_1 = \lambda_2 - \lambda_1. \quad (1.3)$$

Полагая в соотношении (1.3) $\lambda_1 = 0$, будем иметь $t_1 = t_{гп}$. Обозначая теперь $\lambda_2 = \lambda$ и $t_2 = t$, получим

$$t = t_{гп} + \lambda. \quad (1.4)$$

Таковы зависимости между часовыми углами светила и долготой места наблюдателя.

§ 1.3. ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ СИСТЕМА НЕБЕСНЫХ КООРДИНАТ

Основной определяющей плоскостью в этой системе небесных координат является плоскость истинного горизонта, а полюсами являются зенит и надир.

Положение светила (летательного аппарата) в этой системе координат определяется азимутом и высотой (рис. 1.3).

Азимут светила (летательного аппарата) A — двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью вертикала светила (летательного аппарата). Азимут измеряется дугой истинного горизонта NB , отсчитывается от точки севера на восток от O до 360° . Этот азимут светила называют также *навигационным*.

Иногда азимут светила отсчитывают от точки севера на запад, в этом случае азимут светила называют *западным* и обозначают A_w .

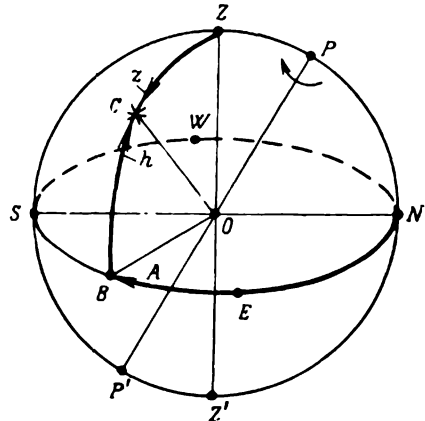


Рис. 1.3. Горизонтальные координаты светила:

A —азимут светила; h —высота светила; z —зенитное расстояние светила

Для одного и того же светила в один и тот же момент времени

$$A + A_w = 360^\circ. \quad (1.5)$$

Высота светила (летательного аппарата) h — угол между плоскостью истинного горизонта и направлением из центра небесной сферы на светило. Высота может принимать значения от 0 до 90° в надгоризонтной полусфере и от 0 до -90° в подгоризонтной полусфере.

Вместо высоты иногда пользуются в этой системе координат зенитным расстоянием светила (летательного аппарата). *Зенитное расстояние светила* z — угол между отвесной линией и направлением из центра небесной сферы на светило. Зенитное расстояние измеряется дугой вертикала светила ZC и может принимать значения от 0 до 180° . Зенитное расстояние дополняет высоту светила (летательного аппарата) до 90° , т. е.

$$h + z = 90^\circ. \quad (1.6)$$

Горизонтальные координаты светила изменяются за счет видимого суточного вращения небесной сферы и вследствие изменения положения наблюдателя в пространстве. В связи с этим измерение горизонтальных координат светил позволяет определить положение наблюдателя (летательного аппарата) в пространстве.

§ 1.4. ЭКЛИПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

При решении астрономических задач применяют эклиптическую систему сферических координат и эклиптическую систему пространственных координат. В обеих этих системах основной определяющей плоскостью является плоскость эклиптики — большого круга небесной сферы, по которому происходит видимое годовое движение Солнца.

Положение светила относительно плоскости эклиптики в эклиптической системе сферических небесных координат определяется с помощью *круга широты* — большого круга небесной сферы, проходящего через полюсы эклиптики и светило. Сферическими координатами, определяющими положение светила на небесной сфере в этой системе координат являются эклиптические долгота и широта светила (рис. 1.4).

Эклиптическая долгота светила λ — двугранный угол между плоскостью круга широты точки весеннего равноденствия и плоскостью круга широты светила. Измеряется эклиптическая долгота дугой эклиптики γH , отсчитывается от точки весеннего равноденствия от 0 до 360° против движения часовой стрелки, если смотреть на небесную сферу со стороны полюса эклиптики, расположенного в северной полусфере.

Эклиптическая широта светила β — угол между плоскостью эклиптики и направлением из центра небесной сферы на светило. Эклиптическая широта может принимать значения от 0 до $\pm 90^\circ$. Широта, отсчитываемая к полюсу эклиптики, расположенному в северной полусфере, считается положительной, а к полюсу, расположенному в южной полусфере, — отрицательной.

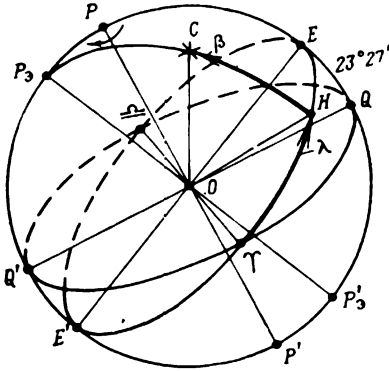


Рис. 1.4. Эклиптические координаты светила:

P_3 — северный полюс эклиптики; γ — точка весеннего равноденствия; $\gamma E Q E'$ — эклиптика; λ — эклиптическая долгота светила; β — эклиптическая широта светила

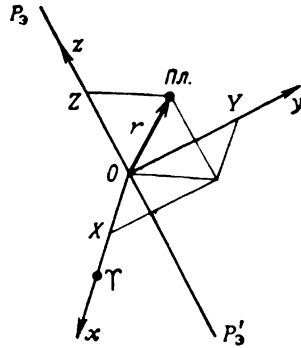


Рис. 1.5. Пространственная эклиптическая система координат:

xOy — плоскость эклиптики; XYZ — эклиптические координаты планеты Пл

Приближенные экваториальные координаты северного полюса эклиптики, находящегося в созвездии Дракона $\alpha = 270^\circ$, $\delta = 66^\circ 33'$, а южного, который расположен в созвездии Золотой Рыбы, $\alpha = 90^\circ$ и $\delta = -66^\circ 33'$.

Начало пространственной эклиптической системы координат совпадает с центром небесной сферы, оси Ox и Oy расположены в плоскости эклиптики, ось Ox совпадает с направлением в точку весеннего равноденствия, ось Oy направлена вправо от оси Ox , а ось Oz совпадает с направлением в полюс эклиптики, расположенный в северной полусфере (рис. 1.5).

Эклиптические системы координат применяют при решении задач навигации межпланетных космических летательных аппаратов.

§ 1.5. ОРБИТАЛЬНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В этой системе координат основной определяющей плоскостью является плоскость орбиты космического летательного аппарата, а полюсами — полюсы орбиты, которые представляют собой точки пересечения с небесной сферой линии, проходящей

через центр небесной сферы и перпендикулярной плоскости орбиты (рис. 1.6).

Положение светила в орбитальной сферической системе координат определяется орбитальным восхождением и орбитальным склонением светила.

Орбитальное восхождение светила α_0 — двугранный угол, заключенный между плоскостями больших кругов небесной сферы, проходящих через полюсы орбиты и восходящий узел орбиты B , а также полюсы орбиты и светило. Орбитальное восхождение измеряется дугой BJ , отсчитывается от восходящего узла в направлении движения космического летательного аппарата от 0 до 360° .

Орбитальное склонение светила δ_0 — угол между плоскостью орбиты и направлением из центра небесной сферы на светило. Орбитальное склонение может принимать значения от 0 до $\pm 90^\circ$. Светила, располагающиеся слева от направления движения космического летательного аппарата, имеют положительное склонение, а справа — отрицательное.

Орбитальная система координат применяется при решении некоторых задач навигации космических летательных аппаратов и задач ориентации.

Орбитальные координаты светил получают по их экваториальным координатам и элементам орбиты космического летательного аппарата.

Вот те основные системы координат, которые применяются в астрономической навигации. На практике применяют и некоторые другие системы небесных координат, например, пространственную экваториальную систему, у которой плоскость xOy совпадает с плоскостью небесного экватора.

§ 1.6. ПЕРЕСЧЕТ КООРДИНАТ СВЕТИЛ ИЗ ОДНОЙ СИСТЕМЫ В ДРУГУЮ

На практике приходится часто решать задачи пересчета координат светил из одной системы в другую. Например, при определении линии положения и места самолета по измеренным с помощью секстанта высотам светил определяются горизон-

тальные координаты светил — высоты и азимуты по их экваториальным координатам.

Для получения формул перехода от экваториальных координат светила (летательного аппарата) к горизонтальным воспользуемся так называемым *параллактическим треугольником* PZC , сторонами которого являются дуга небесного меридиана PZ , дуга вертикала светила (летательного аппарата) ZC и дуга круга склонения светила (летательного аппарата) PC (рис. 1.7).

В любой точке поверхности Земли отвесная линия ZZ' с земным экватором, плоскость которого совпадает с плоскостью небесного экватора, образуют угол, равный широте места наблюдателя, а ось мира PP' перпендикулярна плоскости небесного экватора. Поэтому высота полюса мира P над горизонтом равна широте места наблюдателя

$$h_P = \varphi, \quad (1.7)$$

а дуга PZ дополняет широту места до 90° .

Дугами ZC и PC измеряются соответственно зенитное и полярное расстояния светила (летательного аппарата). Угол P равен местному часовому углу светила, а угол Z — дополнению азимута светила до 360° . Угол C называют *параллактическим углом* и обозначают q .

Применяя к параллактическому треугольнику PZC формулы сферической тригонометрии, получим следующие соотношения:

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos t; \quad (1.8)$$

$$\operatorname{ctg} A = \sin \varphi \operatorname{ctg} t - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} t; \quad (1.9)$$

$$\sin A = -\frac{\cos \delta}{\cos h} \sin t; \quad (1.10)$$

$$\cos h \cos A = \sin \delta \cos \varphi - \cos \delta \sin \varphi \cos t. \quad (1.11)$$

Эти соотношения связывают горизонтальную систему координат с экваториальной и, как будет показано далее, они широко применяются в астрономической навигации.

В некоторых случаях необходимо осуществить обратный переход от горизонтальных координат к экваториальным, в частности, решается задача отыскания местного часового угла све-

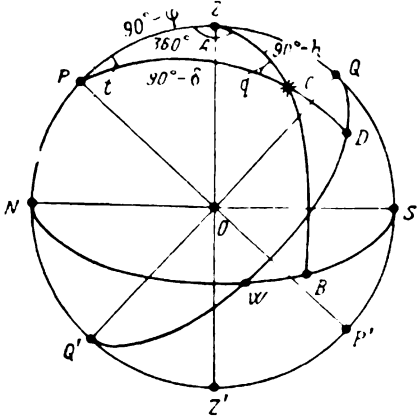


Рис. 1.7. Параллактический треугольник светила и его элементы

тила по известным широте, склонению и высоте светила. Эту задачу можно решить, воспользовавшись соотношением (1.8), из которого можно получить

$$\cos t = \sin h \sec \varphi \sec \delta - \operatorname{tg} \varphi \operatorname{tg} \delta. \quad (1.12)$$

Для получения формул, связывающих сферические эклиптические координаты с экваториальными, воспользуемся рис. 1.8.

Из сферического треугольника P_2PC , образованного дугами P_2P круга склонения PC и круга широты светила P_2C , с помощью

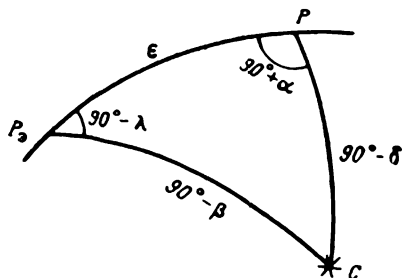


Рис. 1.8. Сферический треугольник P_2PC .

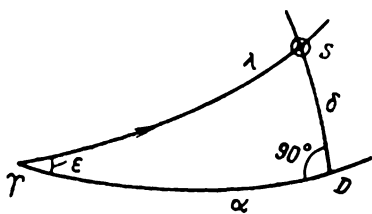


Рис. 1.9. Сферический треугольник для Солнца:

S —положение Солнца; γS —дуга эклиптики; γD —дуга небесного экватора; DS —дуга круга склонения Солнца

формул сферической тригонометрии можно получить такие соотношения:

$$\left. \begin{aligned} \cos \beta \cos \lambda &= \cos \delta \cos \alpha, \\ \sin \beta &= \sin \delta \cos \varepsilon - \cos \delta \sin \varepsilon \sin \alpha, \\ \cos \beta \sin \lambda &= \sin \delta \sin \varepsilon + \cos \delta \cos \varepsilon \sin \alpha, \end{aligned} \right\} \quad (1.13)$$

где ε — угол наклона плоскости эклиптики к небесному экватору, равный $23^\circ 27'$.

Из рис. 1.9, на котором изображен сферический треугольник, образованный дугами небесного экватора, эклиптики и круга склонения Солнца, можно получить такие зависимости между экваториальными и эклиптическими координатами Солнца:

$$\left. \begin{aligned} \operatorname{tg} \alpha &= \operatorname{tg} \lambda \cos \varepsilon, \\ \sin \delta &= \sin \lambda \sin \varepsilon, \\ \cos \lambda &= \cos \alpha \cos \delta. \end{aligned} \right\} \quad (1.14)$$

Пространственные эклиптические координаты светила (летающего аппарата) x, y, z могут быть пересчитаны в сфериче-

ские эклиптические с помощью таких, например, очевидных соотношений:

$$\left. \begin{aligned} \operatorname{tg} \lambda &= \frac{y}{x}, \\ \operatorname{tg} \zeta &= \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}. \end{aligned} \right\} \quad (1.15)$$

Из рис. 1.10 получим зависимости между орбитальными и экваториальными координатами светил

$$\sin \delta_0 = \cos i \sin \delta - \sin i \cos \delta \sin(\alpha - \alpha_n), \quad (1.16)$$

$$\cos \delta_0 \sin \alpha_0 = \sin i \sin \delta + \cos i \cos \delta \sin(\alpha - \alpha_n), \quad (1.17)$$

$$\cos \alpha_0 \cos \delta_0 = \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_n), \quad (1.18)$$

$$\operatorname{tg} \alpha_0 = \sin i \operatorname{tg} \delta \sec(\alpha - \alpha_n) + \cos i \operatorname{tg}(\alpha - \alpha_n), \quad (1.19)$$

где i — наклонение орбиты космического летательного аппарата;

α_n — прямое восхождение восходящего узла орбиты.

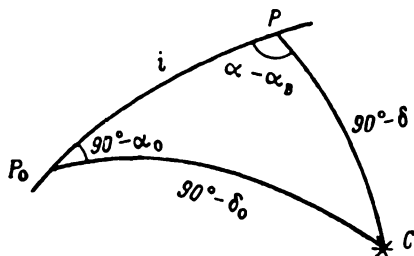


Рис. 1.10. Сферический треугольник P_0PC :

i — наклонение орбиты; α_n — прямое восхождение восходящего узла орбиты КЛА; P_0 — полюс орбиты

В практике может возникнуть задача расчета экваториальных координат светила по известным его орбитальным координатам. Этот переход можно выполнить, пользуясь такими формулами:

$$\left. \begin{aligned} \sin \delta &= \cos i \sin \delta_0 + \sin i \cos \delta_0 \sin \alpha_0, \\ \cos(\alpha - \alpha_n) &= \cos \delta_0 \cos \alpha_0 \sec \delta. \end{aligned} \right\} \quad (1.20)$$

Таковы основные зависимости между рассмотренными системами небесных координат светил (летательных аппаратов).

§ 1.7. УСЛОВНЫЕ КООРДИНАТЫ СВЕТИЛА

При применении в навигационных системах ортодромической системы координат необходимо введение условных координат светила.

Ортодромическая система координат является сферической системой координат на поверхности Земли. В ней, как известно, положение точки, а в частном случае место самолета, опреде-

Из того же сферического треугольника P_0PC можно получить формулу для расчета условного часового угла светила

$$\sin t_{\text{усл}} = -\frac{\cos \delta}{\cos \delta_{\text{усл}}} \sin(L + t_{\text{гр}}). \quad (1.22)$$

Формулу для расчета условного азимута светила теперь можно получить из сферического треугольника MP_0C

$$\text{ctg } A_{\text{усл}} = \cos x \text{tg } \delta_{\text{усл}} \text{cosec}(y - t_{\text{усл}}) - \sin x \text{ctg}(y - t_{\text{усл}}), \quad (1.23)$$

где x и y — ортодромические координаты наблюдателя.

Условный азимут светила можно получить иначе. Из рис. 1.11

$$A_{\text{усл}} = A + \beta, \quad (1.24)$$

где A — азимут светила;

β — угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью вертикала полюса ортодромии.

Угол β можно рассчитать с помощью соотношения, полученного из сферического треугольника MP_0P :

$$\text{ctg } \beta = \cos x \text{tg } \Phi \text{cosec } y - \sin x \text{ctg } y. \quad (1.25)$$

Таким образом, расчет условных координат светила можно произвести с помощью соотношений (1.21)—(1.25). Для их определения нет необходимости в знании географических координат места наблюдателя, нужно знать только ортодромические координаты самолета x и y , географические координаты полюса ортодромии Φ и L и экваториальные координаты светила — склонение δ и гринвичский часовой угол $t_{\text{гр}}$.

Знание условного азимута светила необходимо, например, для определения ортодромического курса самолета.

УСЛОВИЯ ПЕЛЕНГАЦИИ СВЕТИЛ. ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПЕЛЕНГАЦИИ СВЕТИЛА ПЛОСКОСТЬЮ

Решение навигационных задач астрономическими средствами производится путем пеленгации светил тем или иным методом некоторой плоскостью с последующей обработкой полученных результатов. В принципе возможно применение и некоторых других методов, однако они не являются основными.

Реализация плоскости пеленгации светила осуществляется или с помощью визуальных визирных приспособлений, или с помощью фотоэлектрических, радиоэлектрических и других следящих устройств. Все это требует, с одной стороны, анализа характера электромагнитных излучений светил и оценки методов пеленгации небесных светил, с другой, возникает необходимость рассмотрения условий и особенностей пеленгации светила плоскостью.

Эти две группы вопросов рассматриваются в настоящей главе. При изложении основ теории пеленгации светила плоскостью принят метод, предложенный в 1949 г. Л. П. Сергеевым, описанный им применительно к курсовым приборам в [23] и получивший сейчас широкое распространение. В данной главе предпринята попытка обобщить этот метод, применив его для анализа измерения не только курса самолета, но и других параметров, а также для определения характера изменения координат светил в полете.

§ 2.1. ЗВЕЗДНАЯ ВЕЛИЧИНА СВЕТИЛА

Наблюдения звездного неба убеждают в том, что яркие звезды и группы звезд образуют характерные фигуры. Для удобства ориентировки на небе еще в древности характерные, выделяющиеся группы звезд были названы созвездиями.

Птоломей (II в. до н. э.) уже упоминает 48 созвездий. Созвездия получили собственные названия, взятые из легенд и мифов.

Сейчас звездное небо тоже делится на созвездия, но теперь под созвездиями понимают не группы звезд, а участки звездного неба. В настоящее время все небо разбито на 88 участков — созвездий.

Звезды в созвездиях обозначаются буквами греческого алфа-

вита, как правило, в порядке убывания их яркости (α , β , γ , δ и т. д.). Кроме того, наиболее яркие звезды имеют собственные названия. Так, например, самая яркая звезда на небесной сфере — звезда α Большого Пса называется Сириус, звезда α Малой Медведицы — Полярной.

Наблюдение звездного неба позволяет также сделать вывод о различной яркости звезд. Различают абсолютную и видимую яркость светила. Видимая яркость светила определяется абсолютной его яркостью и расстоянием до светила.

Видимая яркость звезды, называемая еще иногда блеском, характеризуется ее *звездной величиной*. Способ деления звезд по их блеску на звездные величины был предложен в древности Гиппархом. Этот способ применяется и сейчас.

Распределение звезд по звездным величинам, обусловленное особенностями нашего зрения, основывается на психофизиологическом законе Вебера — Фехнера, который можно сформулировать так: если сила источника света изменяется в геометрической прогрессии, то соответствующее ощущение яркости изменяется в арифметической прогрессии*.

Шкала видимой яркости установлена так, что отношение блеска звезды последующей звездной величины E_{m+1} к блеску звезды предыдущей звездной величины E_m является постоянным:

$$\frac{E_{m+1}}{E_m} = n = \text{const.}$$

Звезды второй звездной величины слабее по блеску звезд первой звездной величины в n раз, звезды третьей звездной величины слабее звезд второй звездной величины тоже в n раз и т. д. По сравнению с блеском звезды первой звездной величины блеск звезды второй звездной величины меньше в n^1 раз, блеск звезды третьей звездной величины меньше в n^2 раз и т. д.

Исследование старых звездных каталогов показало, что у всех наблюдателей отношение блеска звезд двух соседних звездных величин сохраняется довольно точно — близким к 2,5. В среднем установлено, что $n=2,512$. Значит, звезда каждой последующей звездной величины светит примерно в 2,5 раза слабее звезд предыдущей звездной величины.

Таким образом, зависимость между блеском E_1 и E_2 двух звезд и их звездными величинами m_1 и m_2 определяется соотношением:

$$\frac{E_1}{E_2} = 2,512^{(m_1 - m_2)}. \quad (2.1)$$

Для более точной характеристики яркости звезд звездные величины выражаются не только целыми, но и дробными числами.

* Этот закон справедлив и для органов слуха человека.

Так, например, звездная величина Полярной (α Малой Медведицы) равна 2,12, а Веги (α Лиры) — 0,14.

Нулевую звездную величину в шкале звездных величин установить довольно сложно. Однако, если условиться, что некоторая звезда имеет определенную звездную величину, то звездные величины других светил можно достаточно просто и точно определить по отношению к этой опорной звезде.

Звездная величина небесных светил в астрономической практике определяется специальными приборами — фотометрами. В них блеск светила сравнивается с блеском звезды, звездная величина которой известна. Иногда для этого используется искусственная звезда — эталон в приборе.

Нулевая звездная величина не является предельной в шкале звездных величин. Наиболее яркие светила характеризуются отрицательной звездной величиной. Так, звездная величина самой яркой звезды Сириус (α Большого Пса) равна минус 1,58, Луны в первой и последней четверти — минус 9, полной Луны — минус 12,6, а звездная величина Солнца — минус 26,8. Солнце ярче самой яркой звезды Сириуса примерно в 10 млрд. раз.

Видимая яркость светила для автоматических астронавигационных устройств с фотоэлектрическими следящими системами также оценивается звездной величиной, которая в данном случае называется *фотоэлектрической звездной величиной*. Фотоэлектрические устройства по сравнению с человеческим глазом имеют различную чувствительность к лучам различного цвета, поэтому фотоэлектрическая звездная величина светила отличается от его визуальной звездной величины.

Визуальная m и фотоэлектрическая V звездные величины звезд, применяемых для решения задач самолетовождения, даны в Авиационном астрономическом ежегоднике (ААЕ).

Человек со средним зрением может наблюдать звезды до шестой звездной величины включительно. По данным, приведенным в [12], звезд до шестой звездной величины на всем звездном небе 4800. По другим данным, приведенным Р. В. Куницким в [13], таких звезд — 5720.

При помощи современных оптических инструментов возможно наблюдение звезд вплоть до 21—22-й звездной величины. На всем звездном небе звезд до 21-й звездной величины насчитывается примерно 889 000 000 [12].

Звезды отличаются друг от друга не только видимой яркостью, но и цветом. Так, красные звезды Арктур (α Волопаса), Альдебаран (α Тельца), Антарес (α Скорпиона) заметно отличаются от голубовато-белых звезд Веги (α Лиры), Ригеля (α Ориона), Денеба (α Лебедя).

В астрономии цвет звезд оценивается в баллах по специальной шкале. По этой шкале крайние — бело-голубой и темно-красные цвета — оцениваются соответственно как минус 2 и 10 баллов. Промежуточные цвета оцениваются промежуточным чис-

лом баллов. Например, белый цвет соответствует 0 баллов, а оранжевый — 7 баллам.

В ряде случаев, особенно при использовании фотоэлектрических следящих устройств, приходится давать более подробную характеристику цвета звезд, рассматривая структуру спектра ее электромагнитного излучения.

§ 2.2. НАВИГАЦИОННЫЕ СВЕТИЛА

Даже невооруженным глазом на небесной сфере наблюдается большое количество светил. Все они могут быть использованы для решения задач навигации летательных аппаратов. Одна-

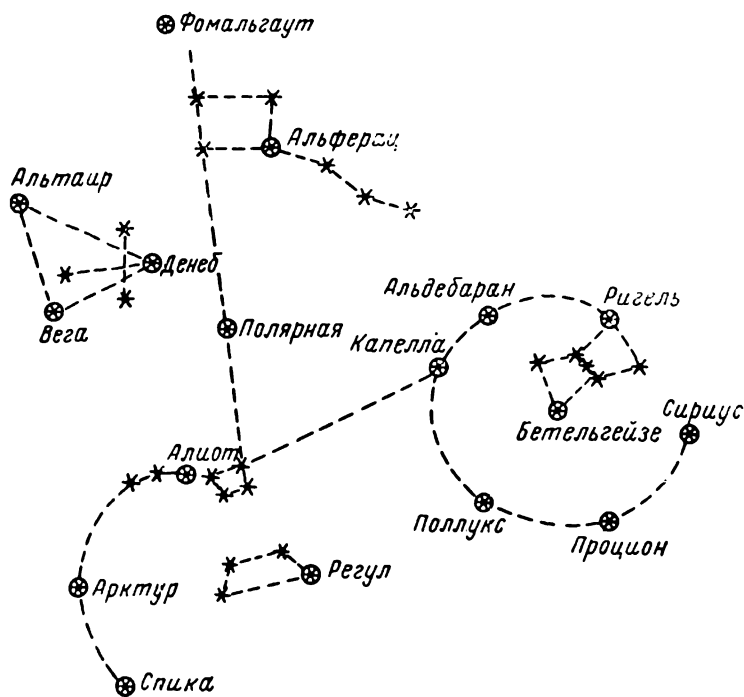


Рис. 2.1. Схема отыскания навигационных звезд в северном полушарии

ко видимая яркость большинства из них настолько мала, а число их так велико, что отыскание и использование большинства из них затруднительно.

В настоящее время для решения задач самолетовождения при оптических методах наблюдения в авиационной астрономии используют наиболее яркие светила — Солнце, Луну, четыре планеты (Марс, Венеру, Юпитер, Сатурн) и 25 звезд примерно до

второй звездной величины включительно, называемых *навигационными*.

Применение средств авиационной астрономии требует от экипажа самолета умения безошибочно находить навигационные звезды на звездном небе. Отыскиваются они по ряду признаков: цвету, видимой яркости, взаимному расположению и т. д. Наиболее характерные из них — взаимное расположение и видимая яркость звезд.

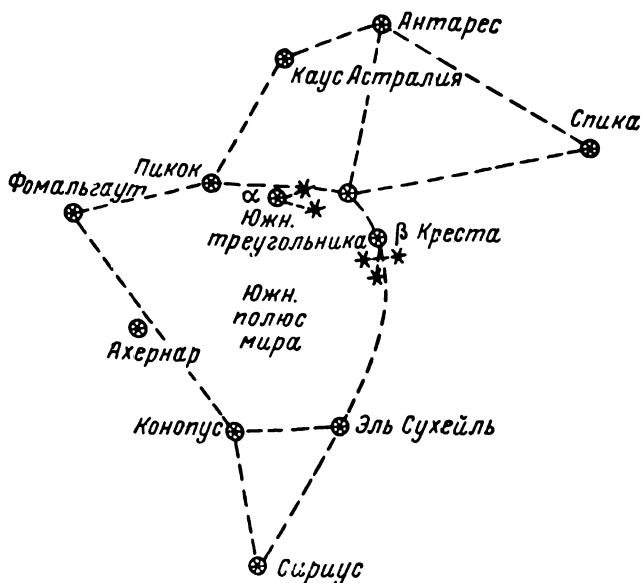


Рис. 2.2. Схема отыскания навигационных звезд в южном полушарии

На рис. 2.1 представлена схема, позволяющая довольно просто отыскивать навигационные звезды, видимые в северном полушарии, по их взаимному расположению. На рис. 2.2 представлена аналогичная схема для южного полушария [20].

Одним из неперемных условий быстрого и безошибочного отыскания навигационных звезд в полете является проведение систематических тренировок в планетарии, на реальном звездном небе или на специальном стенде. Хорошую помощь при таких тренировках и в полете при недостаточных навыках оказывает Бортовая карта звездного неба (БКН). Более подробно о ней будет сказано в гл. VI.

Фотоэлектрические следящие системы, применяемые в современных автоматических астрономических приборах, позволяют производить устойчивую пеленгацию ярких светил с яркостью до

звездной величины примерно 2,5. Однако при выборе светил для автоматической пеленгации должен учитываться и другой важный фактор — отсутствие вблизи выбираемых звезд других ярких звезд. В противном случае возможен захват системой не той звезды, которая выбрана, а соседней, возможна установка пеленгаторной системы в направлении центра яркости системы двух звезд. Естественно, это может привести в конечном счете к значительным ошибкам в решении задач навигации.

Светил, удовлетворяющих обоим этим условиям достаточно много. Так, в ААЕ дан перечень и приведены некоторые характеристики 65 звезд, которые могут быть использованы для работы современных автоматических астронавигационных приборов.

§ 2.3. ПРОБЛЕМА ДНЕВНОЙ «ВИДИМОСТИ» ЗВЕЗД И ПУТИ ЕЕ РЕШЕНИЯ

В условиях ночного полета вполне достаточно светил и для визуальной пеленгации и для автоматической пеленгации с помощью фотоэлектрических следящих устройств, чего нельзя сказать о дневном полете.

Если определение курса и линии положения астрономическими методами производится по одному светилу, то для решения такой важной задачи, как определение места самолета, необходимо иметь два светила. Между тем в условиях дневного полета, как правило, можно наблюдать только одно светило — Солнце. Вместе с Солнцем видна иногда и Луна, а иногда даже и наиболее яркие планеты, однако Луна вместе с Солнцем, по данным В. И. Кононенко, видна только в течение 8% всего светлого времени, а видимость планет днем — чрезвычайно редкое явление.

Известны методы определения места самолета по одному светилу. Так, оно может быть определено по высоте и азимуту одного светила, например Солнца.

Практическая реализация методов определения места самолета по одному светилу с приемлемой точностью встречает ряд трудностей главным образом за счет невозможности измерения азимута светила с высокой точностью.

Все это потребовало разработки и анализа методов дневной видимости звезд. Рассмотрим кратко возможные пути решения этой проблемы.

Звезды и планеты днем не видны невооруженным глазом вследствие сильного свечения земной атмосферы, освещаемой солнечными лучами. С увеличением высоты полета интенсивность свечения атмосферы убывает, на высоте 30 км яркость свечения атмосферы примерно в 30 раз меньше, чем на высоте 3 км.

Существовало мнение, что на высотах 15—20 км и более можно будет наблюдать звезды и в условиях дневного полета, однако это мнение не подтвердилось. Трагически погибший 30 января

1934 г. экипаж стратостата «Осоавиахим 1» в составе П. В. Федосенко, А. Б. Васенко и И. Д. Усыкина на высоте 21 км отметил отсутствие видимости каких-либо звезд несмотря на то, что цвет неба стал черно-фиолетовым. Отсутствие видимости звезд в условиях дневного полета на больших высотах отмечали также впоследствии наши и зарубежные летчики.

Для решения проблемы дневной видимости звезд может быть использовано различие максимумов спектров излучения звезд и атмосферы Земли. Спектр излучения атмосферы Земли занимает область длин волн электромагнитных колебаний от 0,3 до 1,2 мк. Максимум приходится на коротковолновую, голубую часть спектра с длиной волны около 0,5 мк. С увеличением длины волны интенсивность излучения атмосферы быстро уменьшается. В то же время спектры излучения довольно большого количества звезд имеют значительную длинноволновую, инфракрасную составляющую, а у некоторых из них максимум излучения находится даже в инфракрасной части спектра.

Максимум излучения таких звезд, как Бетельгейзе (α Ориона) и Альдебаран (α Тельца), приходится на длину волны 1,32 мк, а максимум излучения звезды α Геркулеса приходится на длину волны около 1,75 мк.

Применение в следящих устройствах фотоэлементов, чувствительных к инфракрасным лучам, и светофильтров, поглощающих голубые лучи, позволит выделить такие «инфракрасные» звезды и устойчиво следить за ними в условиях дневного полета.

В США ведутся работы по применению для этих целей в фотоследящих устройствах автоматических секстантов силиконовых фотоэлементов*. Человеческий глаз наиболее чувствителен к световым лучам с длиной волны 0,4 мк, обычные фотоэлементы с сурьмяно-цезиевым фотокатодом — к лучам с длиной волны 0,4—0,5 мк, наибольшая чувствительность силиконовых фотоэлементов — к световым лучам в инфракрасной части спектра с длиной волны 0,82 мк. Применение такого фотоэлемента позволяет надежно пеленговать звезды в дневных условиях.

По сведениям, опубликованным в зарубежной печати [27], с помощью первого образца автоматического секстанта с силиконовым фотоэлементом на Земле в дневных условиях получена устойчивая пеленгация звезд до второй звездной величины, а с помощью второго образца с более чувствительным фотоэлементом — даже до третьей звездной величины.

Необходимо отметить одну важную особенность, связанную с применением фотоэлементов, чувствительных к инфракрасной части спектра. Их применение увеличивает число звезд, которые могут быть использованы при данной чувствительности прибо-

* Силикон — соединение на основе кремния.

ра. Приводимая ниже табл. 2.1 подтверждает этот факт. В ней показано соответствующее число звезд для чувствительности прибора, характеризуемой предельно наблюдаемой звездной величиной для трех видов наблюдения — визуального, с помощью фотоэлектрического устройства на сурьмяно-цезиевом и силиконовом фотоэлементах.

Таблица 2.1

Предельная звездная величина	Число звезд		
	Визуальное наблюдение	С помощью сурьмяно-цезиевого фотоэлемента	С помощью силиконового фотоэлемента
+2,0	31	38	57
+2,5	53	~50	82
+3,0	77	67	104

За рубежом разрабатываются приборы дневной видимости звезд в инфракрасной части спектра. По сообщениям печати [27], первые серийные образцы навигационных устройств с астрономической частью, использующей такой метод, будут изготовлены к 1970 г.

Слежение за звездами в дневных условиях возможно также с помощью фотоэлектрической системы с узконаправленным полем зрения (в пределах нескольких угловых минут). Сигнал на выходе такого устройства будет в виде шумовой помехи, если визирный луч направлен на участок, свободный от светил. Как только луч попадет на звезду, на фоне шумовой помехи за счет излучения атмосферы, появится всплеск, обусловленный излучением звезды. Узкий визирный луч может быть получен с помощью телевизионных следящих систем.

Наконец, возможно применение методов радиоастрономии для решения задач самолетовождения. В этом случае астрономические приборы можно будет применять и в ночном и в дневном полете, а также, что особенно важно, при полете в облаках и под облаками.

§ 2.4. «РАДИОВИДИМОСТЬ» НЕБЕСНЫХ СВЕТИЛ И УЧАСТКОВ ЗВЕЗДНОГО НЕБА

В 1931 г. сотрудником одной из лабораторий в США К. Янским был обнаружен источник помех радиоприему космического происхождения с длиной волны 14,7 м. Эта дата и является официальной датой зарождения новой отрасли астрономии — радио-

астрономии, науки, которая в настоящее время значительно расширила наши познания о вселенной*.

Вскоре был обнаружен мощный источник радиоизлучения вблизи центра нашей звездной системы — Галактики, а затем и другие источники радиоизлучения в области созвездий Лебедя и Кассиопеи. К 1950 г. было известно уже 18 таких источников радиоизлучения — радиозвезд, к 1951 г. — 50, к 1952 г. число открытых радиозвезд приблизилось к сотне, а в настоящее время их число составляет уже несколько тысяч. Все они получили названия, тщательно определяются их координаты и характер радиоизлучения. Эти данные заносятся в каталог радиозвезд.

В 1942 г. было обнаружено радиоизлучение Солнца в метровом диапазоне, а в 1945 г. — в сантиметровом, затем было обнаружено и радиоизлучение Луны.

Естественно, эти открытия заставили задуматься о возможности использования радиоизлучений небесных светил и участков звездного неба для целей навигации летательных аппаратов. Анализ характера радиоизлучений свидетельствует о достаточности серьезных трудностях, которые возникают при этом.

На рис. 2.3 дана характеристика спектра излучения некоторых радиозвезд**. Как видно из графика, мощность излучения уменьшается с уменьшением длины волны, наибольшая интенсивность радиоизлучения приходится на волны метрового диапазона. Прием сигналов в метровом диапазоне радиоволн при необходимости получения весьма узкой диаграммы направленности, естественно, требует антенных систем больших размеров в десятки, а может быть, и сотни метров. Применить такие антенные системы на современных самолетах не представляется возможным.

Есть и другие, правда, менее серьезные трудности. Одна из них — значительные вариации интенсивности радиоизлучения практически позволяют осуществлять не непрерывное, а только эпизодическое пеленгование радиозвезд. Поэтому, даже если будет создана подобная радиоастрономическая система, возможности ее применения в полете будут вследствие этого ограничены.

Довольно устойчивое радиоизлучение Солнца наблюдается в диапазоне волн от нескольких миллиметров до нескольких метров. Значительная доля мощности радиоизлучения приходится на длину волны порядка 2—3 см. В сантиметровом диапазоне волн происходит также достаточно интенсивное радиоизлучение

* С помощью современных телескопов удалось проникнуть во вселенную на расстояние 1—2 млрд. световых лет, а с помощью радиотелескопов до 10—12 млрд. световых лет (1 световой год равен $9,46 \cdot 10^{12}$ км).

** В данной книге о причинах радиоизлучения «радиозвезд» не изложено. Желающим ознакомиться с этим вопросом более подробно автор рекомендует обратиться к специальной литературе по этому вопросу, например, к книге И. С. Шкловского «Вселенная. Жизнь. Разум», издание второе, изд-во «Наука», 1965.

Луны. Вариации радиоизлучений Солнца и Луны в сантиметровом диапазоне значительно меньше. Все это свидетельствует о возможности создания автоматических солнечных и лунных радиосекстантов.

В зарубежной печати были сообщения о разработке подобных радиосекстантов для кораблей флота и самолетов. По сведениям печати, такие радиосекстанты надежны в работе и обеспечивают достаточно высокую точность измерения высот светил.

Так, в США для кораблей военно-морского флота разработан

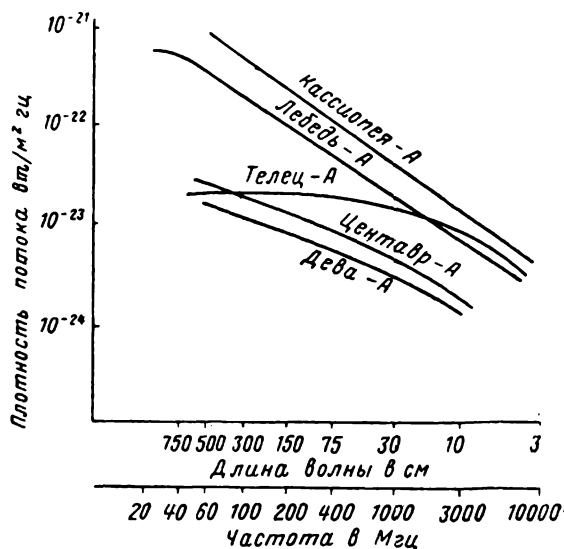


Рис. 2.3. Спектры излучения некоторых радиозвезд

образец радиосекстанта AN/SAN-1 (XN-1) с параболической антенной диаметром 76 см. Вероятная ошибка измерения высоты Солнца с его помощью менее двух угловых минут.

Разработано также несколько образцов самолетных радиосекстантов. Один из радиосекстантов работает по Солнцу на волнах 1,8—2 см. С его помощью измеряется высота и курсовой угол Солнца. Радиосекстант может быть смонтирован со счетно-решающим устройством навигационного счислителя типа AN/ASN-6.

Диаметр антенны радиосекстанта 63,5 см, вес 45,4 кг без гироплатформы. По расчетным данным, вероятная ошибка измерения равна 1 угловой минуте. Радиосекстант испытывался в полете на самолете В-29.

Производились эксперименты с радиосекстантами на длине волны 0,87 см. В таком радиосекстанте размеры антенны могут быть уменьшены до 38 см при общем весе секстанта 26—38 кг.

По сообщениям печати, испытания подтвердили работоспособность секстанта при дожде и грозах. При работе с таким радиосекстантом в наземных условиях на основании 2000 замеров определено, что вероятная ошибка измерения равна 1 угловой минуте [42].

Другим возможным путем создания автоматических радиосекстантов является использование принципа приема отражен-

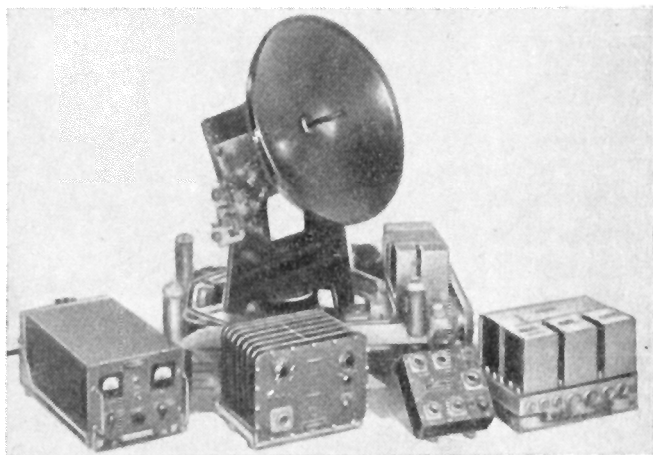


Рис. 2.4. Комплект самолетного радиосекстанта (США)

ного от небесного светила сигнала — принципа радиолокации. В 1946 г. впервые осуществлена радиолокация Луны, получены отраженные сигналы от Меркурия, Венеры и других планет.

В зарубежной печати рассматривается также вопрос о возможности использования искусственных небесных тел — искусственных спутников Земли — для решения задач кораблевождения и самолетовождения. Подобная спутниковая навигационная система, разрабатываемая в США, получила название «Транзит»*.

§ 2.5. ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ И РАДИАЦИОННЫЕ ПЕЛЕНГАТОРНЫЕ СИСТЕМЫ

Телевизионные системы могут быть применены не только для создания узконаправленного луча зрения для пеленгации светила, но и для формирования изображения участков звездного неба. Такое изображение позволит в конечном счете определять

* С принципом устройства спутниковых навигационных систем и их возможностями можно ознакомиться, например, по брошюре Г. Д. Смирнова «Навигационные спутники», Воениздат, 1963.

в полете положение летательного аппарата, его координаты или путем измерения горизонтальных координат звезд, или путем сравнения изображения звездного неба с его видом, заданным программой.

С помощью телевизионных систем возможно определение положения линии горизонта, а следовательно, и местной вертикали, что является особенно важным для космических летательных аппаратов. Кроме того, получаемое изображение можно не только выдать экипажу для решения навигационных задач, но и легко передать на землю, на командные пункты управления полетом.

Наконец, телевизионные системы обладают рядом технических преимуществ. Эти системы не имеют механических устройств, поэтому вес таких систем может быть небольшим, надежность и срок службы системы выше.

Чувствительным элементом телевизионной системы является электронно-лучевая трубка типа видикон или суперортикон. Можно использовать диссектор с полупрозрачным фотокатодом, который обеспечивает получение высокого отношения сигнала к шуму, значительной разрешающей способности при отсутствии высоких требований к системе фокусирования изображения. Такой диссектор прост и надежен в работе, обладает повышенной прочностью при длительном облучении электронным пучком одного и того же участка экрана. Отношение сигнала к шуму в диссекторе и при сопровождении объекта и при передаче изображения одинаковое.

При малой потребляемой мощности такой диссектор обладает достаточной чувствительностью для работы по 150 звездам при минимальной величине отношения сигнала к шуму 1,9, ширине полосы частот 4 *кГц* и диафрагме 4,5 [21].

В астрономических телевизионных системах мгновенное поле зрения является небольшим, оно определяется шириной электронного луча. Для слежения за объектом (звездой) используется небольшая лепестковая или линейная развертка, а для сканирования и передачи всего или части поля зрения видеодатчика — телевизионный растр.

Разновидностью астрономических телевизионных систем является мозаичная астрономическая система. Она служит для определения положения летательного аппарата по виду звездного неба. В такой системе световой поток от небесных тел воспринимается с помощью некоторой оптической системы. После модуляции он попадает на мозаичный экран, состоящий из большого количества фотозлементов, смонтированных в определенном порядке. Они образуют фоточувствительное поле, подобное полю светочувствительных клеток в человеческом глазу. Выходные сигналы с фоточувствительного поля после усиления используются для формирования изображения звездного неба.

Есть образцы фотомозаики из 400 элементов с расстоянием между ними $0,127 \text{ мм}$ и отдельные детекторные элементы размером $0,0125 \text{ мм}$ [21].

Для определения положения летательного аппарата и его скорости возможно использование астрономических систем с радиационными пеленгаторами. Радиационные пеленгаторы позволяют измерять или интенсивность излучения светила — для определения положения летательного аппарата, или доплеровское смещение спектральных линий излучения светила — для определения скорости летательного аппарата.

Подобные астрономические системы предназначаются в основном для навигационных устройств космических летательных аппаратов [20].

Наибольшей интенсивностью излучения обладает Солнце. Его можно считать идеальным излучателем абсолютно черного тела с эффективной температурой 5750° К . Измеренная на Земле интенсивность излучения Солнца составляет $0,14 \text{ вт/см}^2$, а от звезды первой звездной величины всего $2,27 \cdot 10^{-12} \text{ вт/см}^2$. По данным В. П. Селезнева, минимальная энергия, которую может обнаружить чувствительный элемент из термомпар, около 10^{-9} вт при теоретическом пределе 10^{-10} вт [20].

Относительная погрешность определения расстояния до Солнца с помощью радиационного чувствительного элемента составляет $0,01—0,1\%$ [20]. Астродоплеровские системы позволяют измерять скорость космического летательного аппарата относительно Солнца с погрешностью до 1 м/сек , а относительно звезд до 90 м/сек (при выделении одновременно пяти спектральных линий) [21].

Новые методы пеленгации светил и методы формирования изображения звездного неба позволят значительно расширить возможности астрономических средств навигации и применять их для решения всех основных задач самолетовождения в условиях дневного полета, при полете в облаках и под облаками, а также для навигации космических летательных аппаратов.

В последующих параграфах этой главы будет дано изложение основ теории пеленгации светила плоскостью.

§ 2.6. ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ПЛОСКОСТЬ И ПЛОСКОСТЬ ПЕЛЕНГАЦИИ

Возможные значения того или иного параметра Π , определяемые путем пеленгации светила, располагаются в некоторой плоскости. Назовем ее *плоскостью отсчета значений данного параметра*.

Конкретное значение данного параметра Π_i , измеряемого в полете для решения навигационных задач, во всех случаях может быть охарактеризовано двугранным углом между начальным (нулевым) положением некоторой плоскости f и положением

этой плоскости, соответствующим значению измеряемого параметра P_i (рис. 2.5).

Эту плоскость f , с помощью которой непосредственно определяется значение измеряемого параметра P , будем называть *плоскостью измерения параметра P* . Ее положение, соответствующее нулевому значению параметра P , есть начальное положение этой плоскости.

Ось, относительно которой происходит вращение плоскости f при измерении данного параметра, назовем *измерительной осью параметра P* . Эта ось всегда перпендикулярна плоскости отсчета значений данного параметра.

Приведем некоторые примеры. При измерении курсового угла светила и разности курсовых углов плоскость отсчета значений этих параметров совпадает с плоскостью истинного горизонта, а измерительная ось — с отвесной линией. При измерении высоты светила плоскость отсчета значений высоты совпадает с плоскостью вертикала светила, измерительная же ось расположена в плоскости истинного горизонта под азимутом

$$A_K = A \pm 90^\circ,$$

где A — азимут светила.

Плоскость измерения высоты светила перпендикулярна плоскости вертикала светила. Ее начальное (нулевое) положение совпадает с плоскостью истинного горизонта. Однако в общем случае измерение в полете того или иного параметра может производиться некоторой произвольной плоскостью, не совпадающей с плоскостью измерения данного параметра. Эту произвольную плоскость, с помощью которой производится измерение параметра P , называют *плоскостью пеленгации светила*, а процесс измерения значения того или иного параметра в общей постановке — *пеленгацией светила плоскостью*.

Так, например, измерение курса самолета с помощью экваториальных (моделирующих) астрономических компасов осуществляется плоскостью пеленгации, совпадающей с плоскостью круга склонения светила. В общем случае эта плоскость не совпадает с плоскостью измерения курса самолета.

Итак, пеленгация светила производится некоторой плоскостью, не совпадающей с плоскостью измерения данного параметра

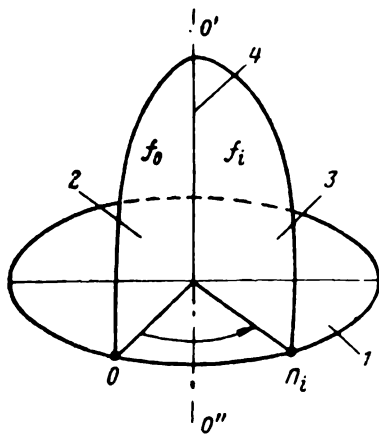


Рис. 2.5. Плоскость измерения и плоскость отсчета параметра P :

1—плоскость отсчета значений параметра P ; 2—начальное (нулевое) положение плоскости измерения параметра P ; 3—положение плоскости измерения параметра P , соответствующее конкретному значению параметра; 4—измерительная ось параметра P

ра, что требует прежде всего оценки качества данной плоскости для измерения данного параметра и решения других, связанных с этим вопросов. Поэтому необходимо рассмотреть процесс и определить особенности пеленгации светила произвольной плоскостью.

Можно дать более конкретное определение плоскости пеленгации. *Плоскость пеленгации есть некоторая плоскость, реализуемая астрономическим измерительным устройством при измерении данного параметра Π* . Такими измерительными устройствами являются ручные и автоматические секстанты, радиосекстанты и пеленгаторные системы астрономических компасов.

Рассмотрим характер и особенности пеленгации светила произвольной плоскостью.

Пусть в некоторый момент времени с помощью плоскости пеленгации f осуществлена пеленгация светила C (см. рис. 2.6) Это значит, что плоскость пеленгации совмещена с направлением на данное светило.

Предположим теперь, что по некоторым причинам произошел ее поворот относительно измерительной оси $O'O''$ на угол $d\psi$. Вращательные движения плоскости пеленгации будем характеризовать векторами, модуль которых равен углу поворота плоскости f за бесконечно малый промежуток времени, а положительное направление определяется правой системой координат.

Вращательное движение, характеризуемое вектором $d\bar{\psi}$, в общем случае выведет плоскость пеленгации из направления на светило, нарушит условие пеленгации светила плоскостью.

Введем прямоугольную систему координат xuz , оси Oy и Oz которой располагаются в плоскости пеленгации, а ось Ox , кроме того, совпадает с направлением на светило C .

Возмущающий вектор $d\bar{\psi}$ может быть представлен тремя составляющими векторами $d\bar{\psi}_x$, $d\bar{\psi}_y$ и $d\bar{\psi}_z$. Первые два составляющих вектора $d\bar{\psi}_x$ и $d\bar{\psi}_y$, характеризующие поворот плоскости относительно осей Ox и Oy , не нарушают условий пеленгации, не вызывают ухода плоскости пеленгации из направления на светило. В связи с этим оси Ox и Oy можно назвать *осями нечувствительности* данной плоскости пеленгации f при пеленгации данного светила C .

Составляющий вектор $d\bar{\psi}_z$ нарушает условие пеленгации светила данной плоскостью. Нетрудно представить, что из всех возможных осей, при вращении относительно которых нарушается условие пеленгации, ось Oz является наиболее «чувствительной» осью плоскости пеленгации f . При равных углах поворота относительно всех возможных осей максимальный уход ее из направления на светило будет при вращении относительно оси Oz . Поэтому ось Oz плоскости пеленгации называют *осью максимальной чувствительности данной плоскости пеленгации*. Ось

максимальной чувствительности лежит в плоскости пеленгации, ее положение в пространстве и относительно измерительной оси определяется двумя факторами — положением плоскости пеленгации в пространстве и положением светила.

Таким образом, из совокупности всех возможных осей вращения плоскости пеленгации f оси Ox и Oy являются осями нечувствительности, а ось Oz — осью максимальной чувствительности.

Знание положения оси максимальной чувствительности позволяет оценить количественно качество, пригодность данной пло-

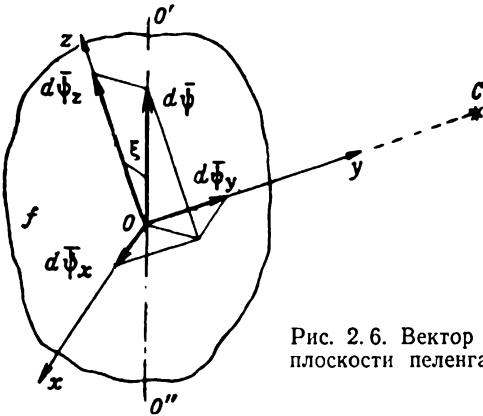


Рис. 2. 6. Вектор возмущающего вращения плоскости пеленгации и его составляющие

скости пеленгации для измерения данного параметра. Качество плоскости пеленгации оценивают коэффициентом ее чувствительности K , под которым понимают косинус угла между осью максимальной чувствительности и измерительной осью (рис. 2. 6).

$$K = \cos \xi = \frac{d\psi_z}{d\psi}. \quad (2. 2)$$

Коэффициент чувствительности показывает, на какое число градусов данная плоскость пеленгации выходит из направления на светило ($d\psi_z$) на каждый градус ее поворота относительно измерительной оси ($d\psi$). Возможные пределы изменения коэффициента чувствительности по абсолютной величине $0 \leq K \leq 1$. Естественно, чем больше коэффициент чувствительности данной плоскости пеленгации, тем более пригодна она для измерения данного параметра. При $K=1$ плоскость пеленгации совпадает с плоскостью измерения данного параметра, а при $K=0$ измерение данного параметра данной плоскостью пеленгации невозможно.

Таким образом, плоскость измерения параметра Π является плоскостью пеленгации, соответствующей максимальному значению коэффициента чувствительности $K=1$, т. е. наиболее рациональной плоскостью пеленгации для измерения данного параметра.

Однако в некоторых случаях использование в качестве плоскости пеленгации плоскости измерения данного параметра по некоторым причинам невозможно.

Измерение некоторых параметров должно производиться путем пеленгации светила двумя плоскостями. Так, высоту светила можно определить его пеленгацией, например, такими двумя плоскостями: плоскостью, совпадающей с вертикалом светила, и плоскостью, перпендикулярной первой и совпадающей с направлением на светило. То же самое относится и к измерению орбитального склонения светила.

Пересечение двух плоскостей пеленгации дает линию визирования на светило. Если плоскость пеленгации характеризуется осью ее максимальной чувствительности, то линия визирования на светило — плоскостью максимальной чувствительности, положение которой перпендикулярно линии визирования на светило.

Использование плоскости максимальной чувствительности линии визирования для анализа влияния возмущающих вращательных движений затруднительно. Поэтому, анализируя условия измерения таких параметров, исходят из предположения, что на положение одной из плоскостей возмущающие вращательные движения влияния не оказывают.

Выполняя анализ условий измерения высоты светила, считают, что первая плоскость пеленгации — плоскость, совпадающая с вертикалом светила, — совмещена с направлением на светило и не меняет своего положения в пространстве за счет возмущающих вращений.

Рассматривают отдельно и действие возмущающих вращений на эту первую плоскость пеленгации. Однако в этом случае вследствие этих вращений происходит изменение уже других параметров, в данном примере — азимута светила и курса самолета.

Любое возмущающее вращение плоскости пеленгации, вращение относительно любой оси, нарушающее условие пеленгации светила данной плоскостью, сводится к трем составляющим векторам $d\bar{\psi}_x$, $d\bar{\psi}_y$, $d\bar{\psi}_z$. Так как первые две составляющие не нарушают условий пеленгации, то при анализе следует рассматривать только составляющие возмущающих вращательных движений на ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации, их проекции на ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации Oz .

§ 2.7. ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ. ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ПЛОСКОСТИ ПЕЛЕНГАЦИИ

Пеленгацией светила в полете измеряются некоторые параметры. Полученные значения этих параметров служат исходными данными для определения навигационных элементов, поло-

жения летательного аппарата в пространстве и его координат. Такими параметрами являются: курсовой угол светила, разность курсовых углов двух светил (разность азимутов светил), высота светила, разность высот двух светил, угол положения светила, орбитальное восхождение и орбитальное склонение светила. Ниже дана оценка качества плоскостей пеленгации, которые применяются и которые могут быть применены для измерения этих параметров. Такая оценка позволит сделать некоторые важные практические выводы.

1. Измеряемые параметры — курсовой угол светила, разность курсовых углов, разность азимутов двух светил

Эти параметры измеряются плоскостями пеленгации двух типов — плоскостью, совпадающей с плоскостью круга склонения светила, и плоскостью, совпадающей с плоскостью вертикала светила.

На рис. 2.7, на котором небесная сфера спроектирована на плоскость истинного горизонта, плоскость пеленгации первого типа в пересечении с небесной сферой образует дугу CPK' . Ось максимальной чувствительности этой плоскости является прямая OK из центра небесной сферы в точку K . Точка K — точка пересечения оси максимальной чувствительности плоскости пеленгации с небесной сферой. Измерительной осью этих параметров является ось Oz , поэтому из сферического треугольника, учитывая, что сторона $K'C=90^\circ$, получим

$$\cos \xi_1 = \cos q \cos h,$$

где h — высота светила;

q — паралактический угол светила.

Таким образом, коэффициент чувствительности плоскости пеленгации, совпадающей с плоскостью круга склонения светила, определяется следующим соотношением:

$$K_1 = \cos q \cos h. \quad (2.3)$$

Подобная плоскость пеленгации реализуется, например, в экваториальных (моделирующих) астрономических компасах и в моделирующих астроориентаторах.

Рассмотрим плоскость пеленгации, совпадающую с плоскостью вертикала светила.

На рис. 2.8 показана плоскость пеленгации такого типа. Как видно из рисунка

$$\xi_2 = h,$$

поэтому

$$K_2 = \cos h \quad (2.4)$$

и азимут оси максимальной чувствительности OK

$$A_K = A, \quad (2.5)$$

где A — азимут светила.

Подобная плоскость пеленгации реализуется в горизонтальных астрономических компасах и в горизонтальных астроориентаторах.

Сравнение коэффициентов чувствительности плоскостей пеленгации, применяемых для измерения азимутальных и курсовых параметров в полете, позволяет сделать следующие важные выводы.

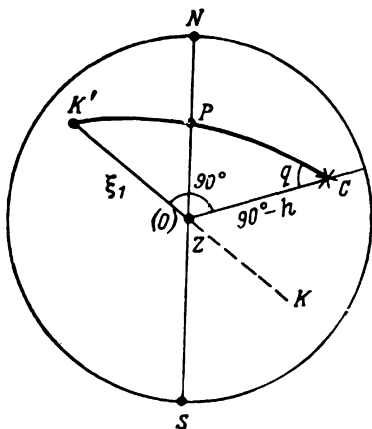


Рис. 2.7. Небесная сфера с плоскостью пеленгации, совпадающей с плоскостью круга склонения светила

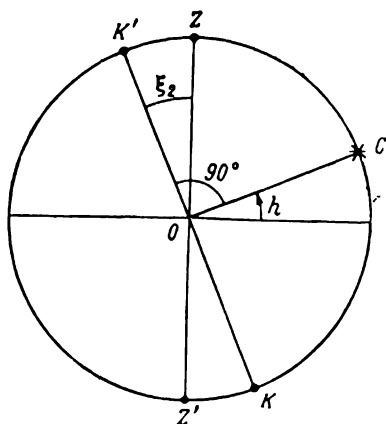


Рис. 2.8. Плоскость пеленгации, совпадающая с плоскостью вертикала светила

1. В общем случае $K_2 > K_1$, поэтому применение плоскости пеленгации второго типа более выгодно по сравнению с применением плоскости пеленгации первого типа, а с точки зрения применения астрономических компасов горизонтальные астрокомпасы более чувствительны, чем экваториальные.

2. В двух частных случаях $K_1 = K_2$, которые соответствуют $q = 0; 180^\circ$, что наблюдается в моменты кульминации светила и при нахождении наблюдателя на географических полюсах Земли, в этих условиях плоскости пеленгации и их оси максимальной чувствительности совпадают.

3. Для повышения чувствительности следует выбирать, если это возможно, светила с меньшей высотой; малым высотам соответствует более высокая чувствительность плоскостей пеленгации, а следовательно, и более высокая точность измерения. Этой рекомендацией можно воспользоваться, например, при

измерении курса самолета с помощью астрономического компаса в ночном полете.

4. Плоскость пеленгации, совпадающая с плоскостью вертикала светила, является «самой рациональной» из всех возможных плоскостей, которые могут быть применены для измерения азимутально-курсовых параметров.

2. Измеряемый параметр — высота светила или разность высот двух светил

Эти параметры практически измеряются только одной плоскостью пеленгации — плоскостью, совпадающей с плоскостью измерения высоты. Такая плоскость реализуется в ручных, автоматических секстантах и радиосекстантах.

Вследствие совпадения плоскостей пеленгации и измерения ось максимальной чувствительности совпадает с измерительной осью. Поэтому при измерении высоты светила секстантом $\xi = 0$ и независимо от положения светила на небесной сфере

$$K = 1 \quad (2.6)$$

Как видно из рис. 2.9, азимут оси максимальной чувствительности

$$A_K = A + 90^\circ. \quad (2.7)$$

Реализуемая секстантами плоскость пеленгации при измерении высоты светила является наиболее рациональной из всех возможных в данном случае плоскостей пеленгации.

3. Измеряемый параметр — горизонтальный угол положения светила

Горизонтальным углом положения второго светила C_2 относительно первого C_1 называют угол d между плоскостью вертикала первого светила C_1ZZ' и плоскостью большого круга, проходящего через оба светила (рис. 2.10). Этот параметр проще всего измерять с помощью плоскости пеленгации, совпадающей с плоскостью большого круга, проходящего через оба светила C_1 и C_2 .

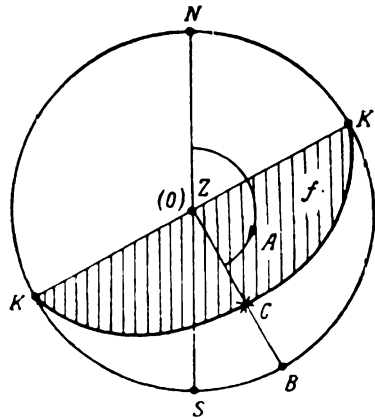


Рис. 2.9. Плоскость пеленгации, реализуемая секстантом при измерении высоты светила

Для определения коэффициента чувствительности такой плоскости пеленгации определим вначале расстояние между светилами l . Из сферического треугольника C_1ZC_2 (рис. 2.11).

$$\cos l = \sin h_1 \sin h_2 + \cos h_1 \cos h_2 \cos \Delta A \quad (2.8)$$

или

$$\sin l = \frac{\cos h_2 \sin \Delta A}{\sin d}. \quad (2.9)$$

Теперь

$$\xi = l - 90^\circ. \quad (2.10)$$

При этом коэффициент чувствительности

$$K = \sin l = \frac{\cos h_2 \sin \Delta A}{\sin d}. \quad (2.11)$$

Это соотношение определяет коэффициент чувствительности плоскости пеленгации, совпадающей с плоскостью дуги боль-

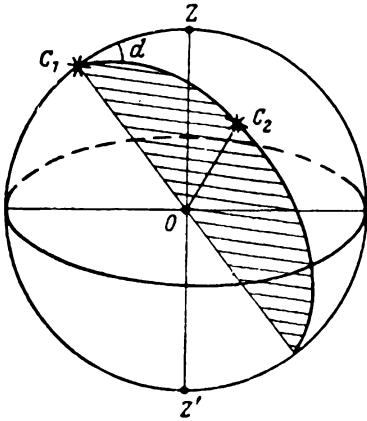


Рис. 2.10. Плоскость пеленгации, с помощью которой измеряется горизонтальный угол положения второго светила C_2 относительно первого C_1

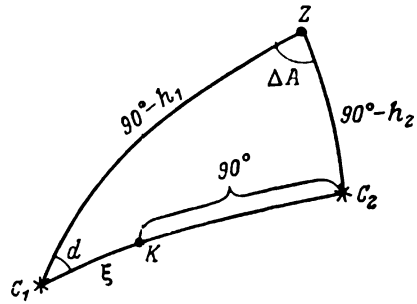


Рис. 2.11. Сферический треугольник C_1ZC_2

шого круга C_1C_2 при измерении горизонтального угла положения d . Анализ выражения (2.11) позволяет обосновать рекомендации в отношении выбора наиболее подходящих светил с точки зрения получения наибольшей чувствительности плоскости пеленгации и соответственно возможности получения наибольшей точности измерения угла d . Очевидно, в этом случае необходимо подбирать такую пару светил, расстояние между которыми достаточно близко к 90° .

Плоскость пеленгации, совпадающая с плоскостью большого круга, проходящего через две точки на небесной сфере, может

быть реализована радиотехническими пеленгаторными устройствами. Измеренное значение горизонтального угла положения светила в совокупности с некоторыми другими параметрами (например, высотой первого светила) позволяет определить координаты места самолета.

4. Измеряемые параметры — орбитальные координаты светила

Измерение орбитальных координат светил может производиться для ориентации космического летательного аппарата в пространстве и для определения элементов его орбиты [55], [56].

При измерении орбитальных координат с помощью автоматического телескопа, установленного на стабилизированной в плоскости орбиты платформе, измерение орбитального восхождения производится плоскостью пеленгации, совпадающей со светилом и полюсом орбиты P_0CJ , а измерение орбитального склонения — плоскостью $K_{\delta_0}C$, совпадающей с большим кругом пеленгуемого светила, который перпендикулярен плоскости большого круга $P_0CP'_0$ (рис. 2.12).

Как видно из рисунка, угол между осью максимальной чувствительности плоскости пеленгации и измерительной осью при измерении орбитального восхождения светила

$$\xi = \delta_0.$$

Поэтому коэффициент чувствительности плоскости пеленгации при измерении орбитального восхождения этим способом будет

$$K = \cos \delta_0, \quad (2.12)$$

где δ_0 — орбитальное склонение светила.

При измерении орбитального склонения угол между осью максимальной чувствительности плоскости пеленгации и измерительной осью параметра δ_0 равен нулю, поэтому в данном случае

$$K = 1. \quad (2.13)$$

Таким образом, при реализации данного метода измерения орбитальных координат светил для получения более высокой точности измерения орбитального восхождения светил следует выбирать светила с меньшим значением орбитального склонения. Точность же измерения орбитального склонения не зависит от

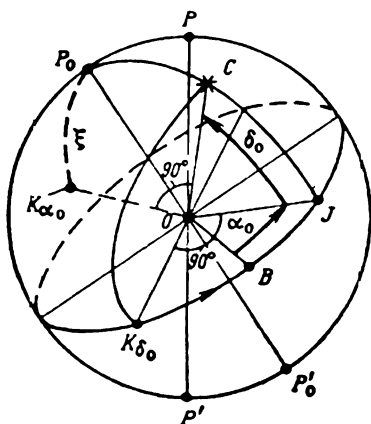


Рис. 2.12. Плоскости пеленгации, с помощью которых измеряются орбитальные координаты светила

положения светила относительно космического летательного аппарата и плоскости орбиты.

Возможен и другой способ измерения орбитальных координат светил — с помощью автоматического телескопа на платформе, стабилизированной в плоскости небесного экватора. В данном случае измерение орбитального восхождения светила производится плоскостью пеленгации, совпадающей с плоскостью

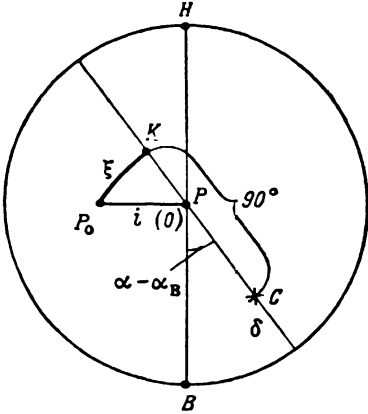


Рис. 2.13. К измерению орбитального восхождения светила плоскостью пеленгации, совпадающей с кругом склонения светила:

B, H—проекции восходящего и нисходящего узлов орбиты на небесную сферу; *P₀*—полюс орбиты; α_B —прямое восхождение восходящего узла орбиты КЛА; α —прямое восхождение светила; i —наклонение орбиты

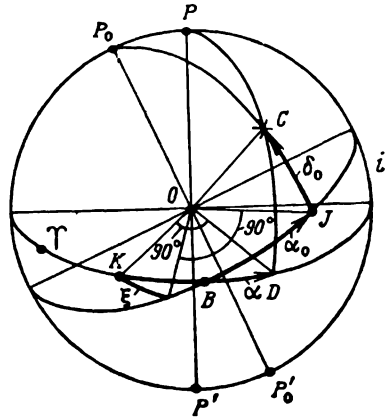


Рис. 2.14. К измерению орбитального склонения плоскостью пеленгации, перпендикулярной плоскости круга склонения светила

круга склонения светила. Значение коэффициента чувствительности этой плоскости пеленгации при измерении орбитального восхождения светила α_0 можно определить из рис. 2.13, на котором показана небесная сфера со стороны северного полюса мира. Из рис. 2.13

$$K = \cos \xi = \cos i \cos \delta + \sin i \sin \delta \sin(\alpha - \alpha_B). \quad (2.14)$$

Орбитальное склонение δ_0 таким измерительным устройством измеряется с помощью плоскости пеленгации, совпадающей с плоскостью большого круга светила, перпендикулярного плоскости круга склонения светила.

Измерительная ось орбитального склонения лежит в плоскости орбиты, а ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации — в плоскости небесного экватора. Из рис. 2.14 коэффициент чувствительности плоскости пеленгации будет

$$K = \cos \xi = \sin(\alpha - \alpha_B) \sin \alpha_0 + \cos(\alpha - \alpha_B) \cos \alpha_0 \cos i. \quad (2.15)$$

Не делая детального анализа полученных значений коэффициентов чувствительности плоскостей пеленгации, заметим только, что при $i=0^\circ$ из (2.15) $K=1$, а из (2.14) $K=\cos \delta$, что согласуется с (2.12) и (2.13). Кроме того, сравнение коэффициентов чувствительности (2.12) и (2.14), (2.13) и (2.15) показывает, что первый из рассмотренных типов измерительных устройств для определения орбитальных координат светил является более естественным и рациональным.

§ 2.8. ОБЩЕЕ УРАВНЕНИЕ ПЕЛЕНГАЦИИ СВЕТИЛА ПЛОСКОСТЬЮ С ПОДВИЖНОЙ ПЛАТФОРМЫ

Условие пеленгации светила плоскостью с подвижной платформы требует непрерывной компенсации тем или иным способом возможных отклонений плоскости пеленгации от светила. Нарушение условий пеленгации происходит вследствие возмущающих вращательных движений. Такими вращательными движениями являются абсолютные вращательные движения, обусловленные вращениями платформы и вращениями самой плоскости пеленгации, а также относительные вращательные движения плоскости пеленгации за счет видимого движения светила на небесной сфере.

Для анализа условий и характера изменения астрономических параметров и обоснования методики применения астронавигационных приборов требуется математическая запись условий непрерывной пеленгации в полете светила плоскостью. Такую запись дает уравнение пеленгации светила плоскостью. Выведем общее уравнение пеленгации светила произвольной плоскостью с подвижной платформы. Уравнения пеленгации для аэродинамических и космических летательных аппаратов будут получены ниже.

Пусть пеленгация светила с подвижной платформы для измерения некоторого параметра P осуществляется некоторой пло-

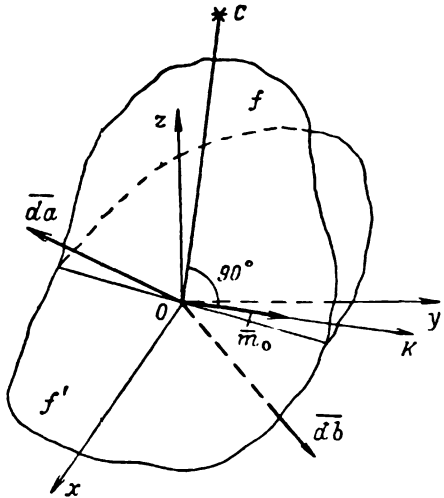


Рис. 2.15. Пеленгация светила плоскостью:

f —плоскость пеленгации; OK —ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации; f' —исходная плоскость с опорной системой координат xyz ; da и db —векторы возмущающих вращений плоскости пеленгации; m_0 —единичный вектор

скостью f (рис. 2. 15). Введем два возмущающих вращательных движения плоскости пеленгации, характеризуемых векторами \overline{da} и \overline{db} . Если вектор компенсирующего вращательного движения обозначить \overline{dK} , то уравнение пеленгации в векторной форме будет

$$\overline{da} + \overline{db} + \overline{dK} = 0. \quad (2. 16)$$

Соблюдение условия (2. 16) обеспечивает непрерывную пеленгацию светила плоскостью с подвижной платформой.

Для получения уравнения пеленгации в скалярной форме необходимо спроектировать уравнение (2. 16) на направление оси максимальной чувствительности OK . Действительно, ранее было показано, что любое вращательное движение плоскости пеленгации вполне определено и однозначно характеризуется эквивалентным ее вращением относительно оси максимальной чувствительности. Следовательно, операция приведения векторного уравнения пеленгации к скалярной форме сводится к проектированию каждого из его членов на направление оси максимальной чувствительности плоскости пеленгации.

Введем произвольную пространственную опорную систему координат xuz с плоскостью xOy , совпадающей с некоторой плоскостью f' , которую далее будем называть исходной. Спроектируем на оси координат векторы возмущающих и компенсирующего вращательных движений, а также единичный вектор m_0 в направлении оси максимальной чувствительности OK (см. табл. 2. 2).

Таблица 2. 2

Вектор	Ось		
	Ox	Oy	Oz
\overline{da}	da_x	da_y	da_z
\overline{db}	db_x	db_y	db_z
\overline{dK}	dK_x	dK_y	dK_z
$\overline{m_0}$	$\cos \mu \cos \chi$	$\cos \mu \sin \chi$	$\sin \mu$

Здесь буквой μ обозначен угол между плоскостью xOy , а χ — угол между направлением оси Ox и проекцией вектора m_0 на плоскость xOy .

Учитывая свойства скалярного произведения векторов, результат проектирования (2.16) на направление оси максимальной чувствительности можно записать так:

$$\begin{aligned} da_x \cos \mu \cos \chi + da_y \cos \mu \sin \chi + da_z \sin \mu + db_x \cos \mu \cos \chi + \\ + db_y \cos \mu \sin \chi + db_z \sin \mu + dK_x \cos \mu \cos \chi + \\ + dK_y \cos \mu \sin \chi + dK_z \sin \mu = 0. \end{aligned} \quad (2.17)$$

Уравнение (2.17) является общим уравнением пеленгации светила плоскостью с подвижной платформы. Каждый из первых шести его членов есть угол поворота плоскости пеленгации относительно оси максимальной чувствительности за счет соответствующего возмущающего вращательного движения плоскости пеленгации. Последние три члена левой части характеризуют углы поворота плоскости пеленгации при компенсирующих вращениях относительно соответствующих осей.

Уравнение (2.17) характеризует условия непрерывной пеленгации светила произвольной плоскостью с подвижной платформы.

По некоторым причинам и, главным образом, в связи с изменением положения оси максимальной чувствительности плоскости пеленгации вследствие изменения положения светила на небесной сфере уравнение (2.17) необходимо привести к некоторой другой оси. В качестве такой оси наиболее целесообразно взять измерительную ось параметра Π .

Очевидно, одинаковый поворот плоскости пеленгации относительно оси максимальной чувствительности и относительно измерительной оси параметра будет в том случае, если угол ее поворота относительно этой последней оси будет в $\sec \xi = 1/K$ раз больше по сравнению с углом поворота относительно первой оси. Для приведения уравнения пеленгации (2.17) к измерительной оси параметра Π каждый член уравнения необходимо разделить на коэффициент чувствительной плоскости пеленгации.

С учетом этого уравнение (2.17) примет такой вид:

$$\begin{aligned} F(da_x + db_x + dK_x) + G(da_y + db_y + dK_y) + \\ + H(da_z + db_z + dK_z) = 0. \end{aligned} \quad (2.18)$$

Здесь

$$\left. \begin{aligned} F &= \frac{\cos \mu \cos \chi}{\cos \xi}, \\ G &= \frac{\cos \mu \sin \chi}{\cos \xi}, \\ H &= \frac{\sin \mu}{\cos \xi}. \end{aligned} \right\} \quad (2.19)$$

Уравнение (2.18) является общим уравнением пеленгации светила плоскостью с подвижной платформы, приведенным к измерительной оси параметра P . Каждый член этого уравнения характеризует угол поворота плоскости пеленгации относительно измерительной оси параметра за счет того или иного вращательного движения платформы и плоскости пеленгации.

Коэффициенты F , G , H представляют собой увеличенную в $\sec \xi$ раз проекцию единичного вектора в направлении оси максимальной чувствительности на соответствующие оси опорной системы координат. Будем называть их далее *параметрами пеленгации*.

Как видно из (2.19), параметры пеленгации определяются и положением плоскости пеленгации и измеряемым параметром P .

Таким образом, левая часть уравнения пеленгации светила плоскостью с подвижной платформы, приведенного к измерительной оси параметра P , равна сумме произведений проекций на оси опорной системы координат возмущающих и компенсирующего векторов на соответствующий данной оси параметр пеленгации.

При выводе уравнения пеленгации (2.18) не накладывались какие-либо ограничивающие условия. Это позволяет, пользуясь сформулированным выше правилом после анализа возмущающих вращательных движений, формально записать уравнение пеленгации для любого класса летательного аппарата, любой исходной плоскости f' и любой опорной системы координат.

При приведении уравнения пеленгации к скалярной форме в принципе можно воспользоваться любой исходной плоскостью и любой опорной системой координат. Однако на практике приходится выбирать наиболее рациональные плоскости и системы координат, такие плоскости и системы, в которых направляющие косинусы, характеризующие вращательные движения, а главное, параметры пеленгации выражаются наиболее простыми соотношениями. Так, например, плоскость истинного горизонта в качестве исходной плоскости удобна в том случае, когда при данной плоскости пеленгации легко определяются «высота» и азимут оси максимальной чувствительности.

§ 2.9. УРАВНЕНИЕ ПЕЛЕНГАЦИИ СВЕТИЛА ПЛОСКОСТЬЮ С АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

При пеленгации светила с аэродинамических летательных аппаратов, наиболее характерным из которых является самолет, имеют место следующие основные возмущающие вращательные движения плоскости пеленгации:

- вращение вместе с самолетом относительно центра тяжести;
- вращение вместе с самолетом относительно центра Земли;

- вращение вместе с самолетом за счет суточного вращения Земли;
- вращение, обусловленное изменением высоты полета;
- вращение за счет собственного движения светила на небесной сфере.

Более подробно охарактеризуем возмущающие вращательные движения; при этом в качестве исходной плоскости возьмем плоскость истинного горизонта, а опорной системы координат — правую систему с плоскостью xOy , которая совпадает с плоскостью истинного горизонта и осью Ox , совпадающей с полуденной линией и направленной в точку севера истинного горизонта.

1. Вращение вместе с самолетом относительно центра тяжести. Это вращательное движение можно представить как сумму двух независимых движений — вращения относительно отвесной линии и кренового вращения.

Вращение относительно отвесной линии характеризуется вектором $\overline{d\gamma}$ (рис.

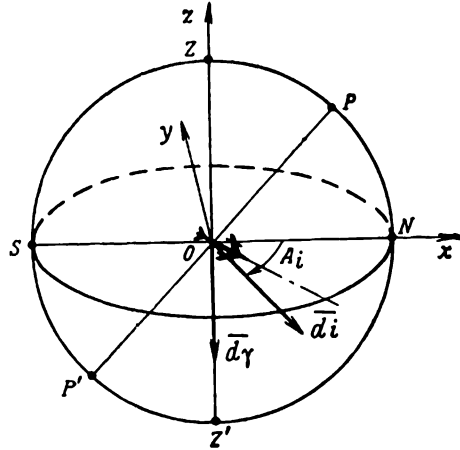


Рис. 2.16. Возмущающее вращательное движение относительно вертикальной оси $\overline{d\gamma}$ и креновое возмущающее вращательное движение плоскости пеленгации \overline{di}

2.16), а креновое вращение — вектором \overline{di} , располагающимся в плоскости истинного горизонта под азимутом A_i .

Вращение относительно отвесной линии происходит вследствие двух причин — за счет случайных и преднамеренных изменений курса самолета и вследствие полета по той или иной линии пути, за счет изменения курса по соответствующему закону. Первую составляющую этого вращательного движения называют *пилотажной компонентой* и обозначают вектором $\overline{d\beta}$, а вторую — *навигационной компонентой*, ее обозначают вектором $\overline{d\alpha}$:

$$\overline{d\gamma} = \overline{d\beta} + \overline{d\alpha}. \quad (2.20)$$

На практике полет выполняется, как правило, или по ортодромии, или по локсодромии. Ортодромия — плоская кривая, плоскость ортодромии проходит через центр Земли. Поэтому при полете по ортодромии самолет относительно вертикальной оси не вращается и, следовательно:

$$d\alpha_{орт} = 0. \quad (2.21)$$

Идеализированный полет по локсодромии характеризуется постоянством истинного курса. Поэтому навигационная компонента при полете по локсодромии равна углу схождения меридианов между двумя соответствующими положениями самолета:

$$d\alpha_{\text{локс}} = d\lambda \sin \varphi, \quad (2.22)$$

где $d\lambda$ — приращение долготы, соответствующее двум рассматриваемым положениям самолета;

φ — широта места самолета.

Соотношение (2.22) может быть представлено и в ином виде.

Из рис. 2.17

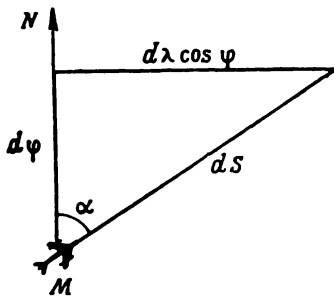


Рис. 2.17. Элементарный треугольник пути самолета

$$d\lambda = \frac{dS \sin \alpha}{\cos \varphi},$$

где dS — приращение пути самолета.

Подставляя это значение в (2.22), получим

$$d\alpha_{\text{локс}} = dS \sin \alpha \operatorname{tg} \varphi. \quad (2.23)$$

Соотношение (2.23) является более удобным по сравнению с формулой (2.22), например, при анализе формы линии пути самолета, выполняющего полет с помощью астрономического компаса.

Навигационная компонента (2.23) характеризует не только вращение самолета относительно отвесной линии при полете по локсодромии, но и «поворот меридианов» вследствие перемещения самолета, а также характеризует угол схождения меридианов.

2. Вращение вместе с самолетом относительно центра Земли. Полет на постоянной высоте характеризуется вращением самолета в пространстве относительно центра Земли. Это вращательное движение обозначим вектором \overline{dS} . Очевидно,

$$dS = \frac{W}{R + H} dt, \quad (2.24)$$

где W — путевая скорость самолета;

H — высота полета;

R — радиус Земли;

dt — приращение времени.

Вектор \overline{dS} располагается в горизонтальной плоскости (рис. 2.18), его азимут

$$A_S = \alpha + 270^\circ, \quad (2.25)$$

где α — путевой угол самолета.

Вследствие того, что высота полета самолета значительно меньше радиуса Земли, вместо (2.24) можно пользоваться следующим приближенным соотношением:

$$dS \approx \frac{W}{R} dt. \quad (2.26)$$

3. Вращение вместе с самолетом за счет суточного вращения Земли. Это вращательное движение обусловлено полетом самолета в атмосфере Земли, участвующей в

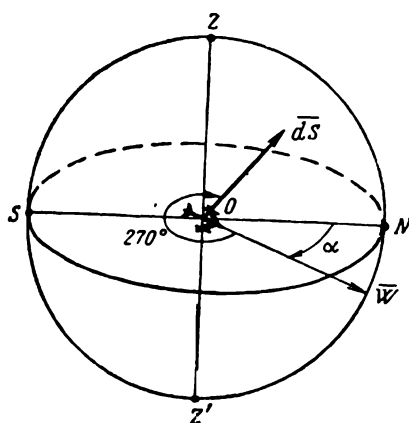


Рис. 2.18. Возмущающее вращение плоскости пеленгации, обусловленное перемещением самолета

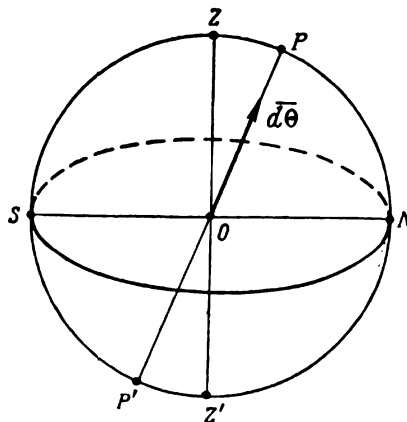


Рис. 2.19. Возмущающее вращение плоскости пеленгации, обусловленное вращением самолета вместе с Землей

суточном вращении Земли. Вращение самолета вместе с Землей характеризуется вектором $d\Theta$, расположенным в направлении оси мира к северному ее полюсу (рис. 2.19):

$$A_{\Theta} = 0^{\circ}. \quad (2.27)$$

Очевидно,

$$d\Theta = \omega_3 dt \quad (2.28)$$

где ω_3 — угловая скорость суточного вращения Земли ($\omega_3 = 2,29 \cdot 10^{-5} \text{ сек}^{-1}$).

Модуль вектора $d\Theta$ равен приращению часового угла светила за данный промежуток времени.

4. Вращение, обусловленное изменением высоты полета. Изменение высоты полета самолета сопровождается поворотом самолета относительно светила (рис. 2.20).

Этот поворот будем характеризовать вектором \overline{dp} , который расположен в плоскости истинного горизонта под азимутом

$$A_p = A + 90^\circ. \quad (2.29)$$

Из рис. 2. 20

$$\sin dp = \frac{dH}{D} \cos h,$$

где dH — приращение высоты полета;

D — расстояние от центра Земли до светила C ;

h — видимая высота светила.

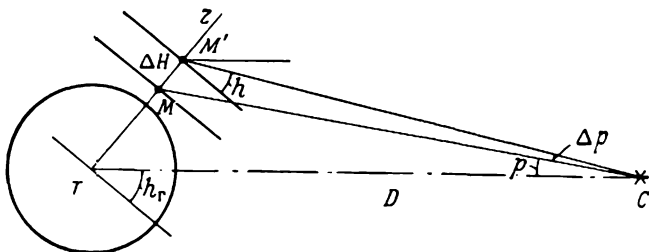


Рис. 2. 20. Возмущающее вращение плоскости пеленгации за счет изменения высоты полета:

h — измеренная видимая высота светила; h_r — геоцентрическая высота светила; p — параллактическое смещение светила

Ввиду малости значения dp воспользуемся первым членом разложения в ряд $\sin dp$

$$dp = \frac{dH}{D} \cos h. \quad (2.30)$$

Этим соотношением определяется значением модуля вектора \overline{dp} .

Представим соотношение (2.30) в ином виде. Интегрирование этого дифференциального уравнения от 0 до p — в левой части и от 0 до $R+H$ — в правой с учетом постоянства D и h приводит к такому результату:

$$p = \frac{R+H}{D} \cos h \approx \frac{R}{D} \cos h. \quad (2.31)$$

Угол p определяет параллактическое смещение светила, или его параллакс, характеризующий различие между геоцентрической высотой светила и высотой того же светила, наблюдаемой на высоте полета H (при $H=0$ на поверхности Земли). Отношение

$$\frac{R}{D} = p_{\max} \quad (2.32)$$

называют *максимальным*, или *горизонтальным*, параллаксом светила.

Теперь (2. 31) можно представить как

$$p = p_{\max} \cos h. \quad (2. 33)$$

Запишем соотношение (2. 30) таким образом:

$$dp = \frac{dH(R+H)}{(R+H)D} \cos h.$$

Учитывая (2. 33), получим

$$dp = \frac{dH}{R+H} p_{\max} \cos h \approx \frac{dH}{R} p_{\max} \cos h. \quad (2. 34)$$

Этим соотношением также определяется значение модуля вектора \overline{dp} .

Модуль вектора \overline{dp} даже при пеленгации ближайшего светила — Луны весьма мал. Так, например, при изменении высоты полета на 100 км $dp \approx 1'$. Однако значение максимального параллакса Луны p_{\max} достаточно велико и достигает 1° .

5. Вращение, обусловленное собственным движением светила. Это движение будем характеризовать вектором \overline{dN} , азимут которого обозначим A_N . Величина и направление вектора \overline{dN} определяются характером собственного движения данного светила. В общем случае вектор dN перпендикулярен плоскости видимой орбиты (например, для Солнца — плоскости эклиптики), а его модуль равен углу перемещения по видимой орбите за промежуток времени dt .

Рассмотренные вращательные движения самолета выводят плоскость пеленгации из направления на светило, тем самым нарушают условия пеленгации светила плоскостью.

Анализ возмущающих вращательных движений позволяет записать уравнение, характеризующее условие непрерывной пеленгации светила в полете произвольной плоскостью пеленгации. В векторной форме это уравнение имеет следующий вид:

$$\overline{d\gamma} + \overline{di} + \overline{dS} + \overline{d\Theta} + \overline{dp} + \overline{dN} + \overline{dK} = 0, \quad (2. 35)$$

где \overline{dK} — вектор компенсирующего вращения плоскости пеленгации.

Введем опорную пространственную систему координат, ось Ox которой направлена в точку севера истинного горизонта, ось Oy — в точку запада, а ось Oz — по отвесной линии вверх.

На основании проведенного анализа возмущающих вращательных движений можно составить таблицу направляющих ко-

синусов для определения проекций векторов, характеризующих эти вращения, на оси выбранной опорной системы координат (табл. 2.3).

Таблица 2.3

Векторы	Координатные оси		
	Ox	Oy	Oz
$\overline{d\gamma}$	0	0	-1
\overline{di}	$\cos A_l$	$-\sin A_l$	0
\overline{dS}	$\sin \alpha$	$\cos \alpha$	0
$\overline{d\theta}$	$\cos \varphi$	0	$\sin \varphi$
\overline{dp}	$-\sin A$	$-\cos A$	0
\overline{dN}	$\cos h_N \cos A_N$	$\cos h_N \sin A_N$	$\sin h_N$

В этой таблице h_N — угол между истинным горизонтом и вектором \overline{dN} , а A_N — азимут этого вектора.

Для данных исходной плоскости и опорной системы координат

$$\left. \begin{aligned} \mu &= h_m, \\ \chi &= A_m, \end{aligned} \right\} \quad (2.36)$$

где h_m и A_m — «высота» и азимут вектора \overline{m}_0 .

Пользуясь сформулированным выше правилом, запишем уравнение пеленгации светила плоскостью с аэродинамического летательного аппарата

$$\begin{aligned} &F(di \cos A_l + dS \sin \alpha + d\theta \cos \varphi - dp \sin A + \\ &+ dN \cos h_N \cos A_N + dK_x) - G(di \sin A_l - dS \cos \alpha + \\ &+ dp \cos A - dN \cos h_N \sin A_N - dK_y) + \\ &+ H(d\gamma + d\theta \sin \varphi + dN \sin h_N + dK_z) = 0. \end{aligned} \quad (2.37)$$

Для этого случая с учетом (2.36) параметры пеленгации (2.19) принимают следующие значения:

$$\left. \begin{aligned} F &= \frac{\cos h_m \cos A_m}{\cos \xi}, \\ G &= \frac{\cos h_m \sin A_m}{\cos \xi}, \\ H &= \frac{\sin h_m}{\cos \xi}. \end{aligned} \right\} \quad (2.38)$$

Уравнение (2.37) является уравнением пеленгации светила плоскостью с аэродинамического летательного аппарата; оно определяет условие непрерывной пеленгации в полете светила плоскостью.

Приведем уравнение пеленгации (2.35) к скалярной форме с использованием определяющей плоскости и плоскости xOy опорной системы координат, совпадающей с плоскостью небесного экватора при положительном направлении оси Ox в точку Q . Направляющие косинусы для проектирования векторов возмущающих вращательных движений в этом случае приведены в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Векторы	Координатные оси		
	Ox	Oy	Oz
$\overline{d\gamma}$	$\cos \varphi$	0	$\sin \varphi$
\overline{di}	$-\cos A_i \sin \varphi$	$\sin A_i$	$\cos A_i \cos \varphi$
\overline{dS}	$-\sin \alpha \sin \varphi$	$-\cos \alpha$	$\sin \alpha \cos \varphi$
$\overline{d\theta}$	0	0	1
\overline{dp}	$\sin A \sin \varphi$	$\cos A$	$\sin \alpha \cos \varphi$
\overline{dN}	$\cos \delta_N \cos t_N$	$\cos \delta_N \sin t_N$	$\sin \delta_N$

Здесь δ_N и t_N — «склонение» и местный часовой угол вектора dN .

Пользуясь сформулированным правилом, запишем уравнение пеленгации:

$$F(d\gamma \cos \varphi - di \cos A_t \sin \varphi - dS \sin \alpha \sin \varphi + dp \sin A \sin \varphi + \\ + dN \cos \delta_N \cos t_N + dK_x) + G(di \sin A_t - dS \cos \alpha + dp \cos A + \\ + dN \cos \delta_N \sin t_N + dK_y) + H(d\gamma \sin \varphi + di \cos A_i \cos \varphi + \\ + dS \sin \alpha \cos \varphi - d\theta + dp \sin \alpha \cos \varphi + dN \sin \delta_N + dK_z) = 0. \quad (2.39)$$

Уравнению (2.39) соответствуют параметры пеленгации, определяемые следующими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} F &= \frac{\cos \delta_m \cos t_m}{\cos \xi}, \\ G &= \frac{\cos \delta_m \sin t_m}{\cos \xi}, \\ H &= \frac{\sin \delta_m}{\cos \xi}, \end{aligned} \right\} \quad (2.40)$$

где δ_m и t_m — «склонение» и местный часовой угол оси максимальной чувствительности плоскости пеленгации.

Уравнение (2.39) является уравнением пеленгации светила плоскостью с аэродинамического летательного аппарата в скалярной форме, полученным с использованием исходной плоскости и плоскости xOy опорной системы координат, совпадающих с плоскостью небесного экватора. Ось Ox опорной системы координат направлена в точку Q экватора.

Уравнение (2.39) несколько более сложное по сравнению с уравнением (2.37). Однако в некоторых случаях соответствующие ему параметры пеленгации будут выражаться более простыми соотношениями, тогда более целесообразно применять уравнение (2.39).

§ 2.10. УРАВНЕНИЕ ПЕЛЕНГАЦИИ СВЕТИЛА ПЛОСКОСТЬЮ С КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА — СПУТНИКА ЗЕМЛИ

Особенности в движении космического летательного аппарата по сравнению с движением аэродинамического летательного аппарата являются причиной некоторого различия в условиях пеленгации светила плоскостью.

В полете космического летательного аппарата нарушение условий пеленгации светила плоскостью происходит вследствие следующих вращательных движений:

- вращения космического летательного аппарата относительно центра тяжести;
- вращения космического летательного аппарата относительно центра Земли за счет полета по орбите;
- вращения, обусловленного прецессией орбиты;

— вращения, обусловленного выполнением орбитальных маневров, связанных с изменением наклона и прямого восхождения восходящего узла орбиты;

— вращения за счет изменения высоты полета при движении по эллиптической орбите;

— вращения, обусловленного собственным движением светила.

Рассмотрим более подробно эти возмущающие вращательные движения плоскости пеленгации.

1. *Вращение вместе с космическим летательным аппаратом относительно центра тяжести.* Это вращательное движение происходит вследствие различных причин, которые здесь перечислять нет необходимости. Это движение может быть представлено тремя независимыми вращениями относительно соответствующих осей летательного аппарата.

Креновое вращение характеризуется вектором $\overline{d\eta}$, который расположен в горизонтальной плоскости под азимутом, отличающимся от текущего путевого угла орбиты ψ на 180° ($A_\eta = \psi + 180^\circ$). Вращение, в результате которого изменяется угол тангажа, определяется вектором $\overline{d\gamma}$; $A_\gamma = \psi - 90^\circ$, а вращение относительно вертикальной оси — вектором $\overline{d\psi}$ (рис. 2. 21). Векторы $\overline{d\eta}$ и $\overline{d\psi}$ располагаются в плоскости орбиты.

2. *Вращение вместе с космическим летательным аппаратом относительно центра Земли за счет полета по орбите.* Этот вид вращательного движения характеризуется вектором $\overline{d\vartheta}$, расположенным в горизонтальной плоскости под азимутом $A_\vartheta = \psi + 270^\circ$ (рис. 2. 22).

Модуль вектора $\overline{d\vartheta}$ определяется следующим соотношением

$$d\vartheta = \frac{V_r}{r} dt, \quad (2. 41)$$

где V_r — текущее значение горизонтальной составляющей орбитальной скорости;

r — текущее значение радиуса-вектора космического летательного аппарата.

Вектор $\overline{d\vartheta}$ перпендикулярен плоскости орбиты космического летательного аппарата.

Значение горизонтальной составляющей орбитальной скорости можно найти по формулам:

$$V_r = \sqrt{\frac{K}{a(1-e^2)}} + \sqrt{\frac{K}{a(1-e^2)}} e \cos \vartheta, \quad (2. 42)$$

$$V_r = \sqrt{\frac{K}{r}} \sqrt{1 + e \cos \vartheta}, \quad (2. 43)$$

где K — гравитационный параметр ($K = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{сек}^2$);
 a — величина большой полуоси орбиты;

- e — эксцентриситет орбиты;
- ϑ — значение истинной аномалии космического летательного аппарата;
- r — радиус-вектор космического летательного аппарата.

Текущее значение путевого угла орбиты, которым характеризуется направление векторов $\overline{d\eta}$, $\overline{d\gamma}$ и $\overline{d\vartheta}$ в пространстве, может быть получено из сферического треугольника BPC (рис. 2.23),

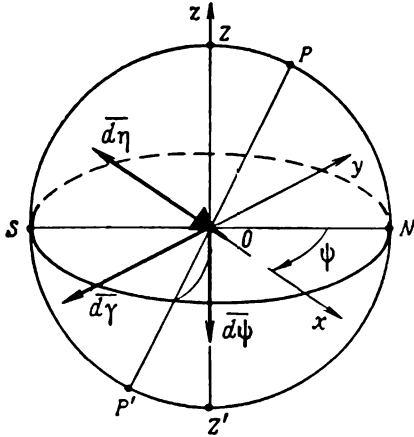


Рис. 2.21. Возмущающее вращение плоскости пеленгации за счет вращения КЛА относительно центра тяжести.

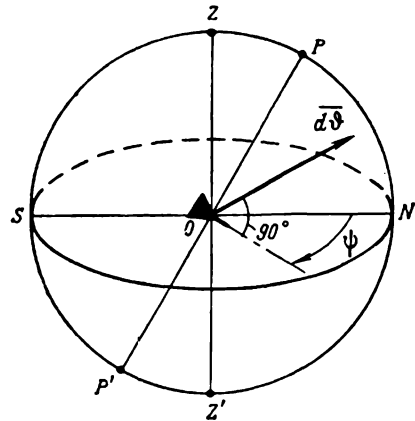


Рис. 2.22. Возмущающее вращение плоскости пеленгации, обусловленное полетом КЛА по орбите

на котором представлена проекция орбиты космического летательного аппарата на неподвижную единичную небесную сферу с центром в центре Земли.

Из сферического треугольника

$$\left. \begin{aligned} \sin \psi &= \frac{\sin(\alpha - \alpha_n)}{\sin(\omega + \vartheta)}, \\ \cos \psi &= \operatorname{ctg}(\omega + \vartheta) \operatorname{tg} \delta, \\ \sin \psi &= \frac{\cos i}{\cos \delta}, \end{aligned} \right\} \quad (2.44)$$

где ω — угловое расстояние перигея от восходящего узла орбиты;

i — наклонение орбиты;

ϑ — текущее значение истинной аномалии космического летательного аппарата;

α_n — прямое восхождение восходящего узла орбиты;

α — текущее значение прямого восхождения;
 δ — текущее значение склонения космического летательного аппарата.

3. *Вращение вместе с космическим летательным аппаратом, обусловленное прецессией орбиты.* Как известно, причиной прецессии орбиты космического летательного аппарата является несферичность Земли, что приводит к медленному вращению плоскости орбиты относительно оси мира. Поэтому вектор $d\bar{\Omega}$,

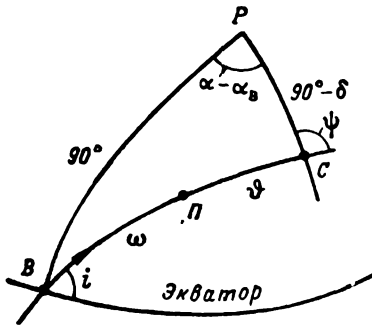


Рис. 2.23. Сферический треугольник:

B —проекция восходящего узла орбиты на небесную сферу; P —проекция перигея орбиты на небесную сферу; BC —проекция орбиты КЛА на небесную сферу

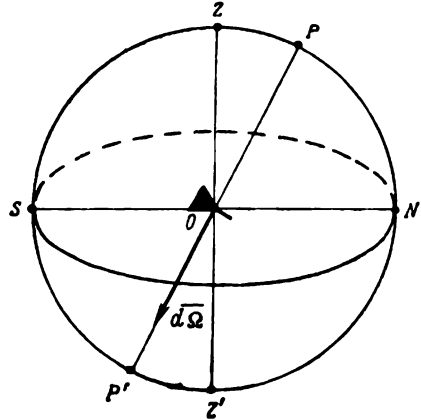


Рис. 2.24. Возмущающее вращение плоскости пеленгации за счет прецессии орбиты

характеризующий это возмущающее вращательное движение плоскости пеленгации, располагается в направлении оси мира, его азимут $A_{\bar{\Omega}} = 180^\circ$ (рис. 2.24). Прецессия орбиты не является регулярной, у экватора угловая скорость прецессионного движения равна нулю, а в точке орбиты с максимальной широтой она имеет наибольшее значение.

Среднее значение угловой скорости прецессионного вращательного движения может быть подсчитано, например, по такой формуле:

$$d\bar{\Omega} = \frac{2\pi R_3^2}{T p^2} \left(\alpha - \frac{\omega_3 R_3^2}{2g_0} \right) \cos i, \quad (2.45)$$

где R_3 — экваториальный радиус Земли ($R_3 = 6378,245$ км);
 α — сжатие Земли ($\alpha = 1/298,3$);
 g_0 — ускорение силы тяжести на экваторе ($g_0 = 980,665$ см · сек⁻²);
 p — фокальный параметр эллиптической орбиты;
 T — период обращения космического летательного аппарата;
 ω_3 — угловая скорость вращения Земли.

4. Вращение, обусловленное орбитальными маневрами космического летательного аппарата, связанными с изменением наклона и прямого восхождения орбиты. Изменение наклона орбиты i характеризуется вектором \overline{di} , который располагается в плоскости орбиты и направлен при увеличении наклона к восходящему ее узлу. Изменение прямого восхождения восходящего узла орбиты характеризуется вектором $\overline{d\alpha_B}$, совпадающим с осью мира и направленным к северному полюсу мира в случае увеличения прямого восхождения восходящего узла (рис. 2.25).

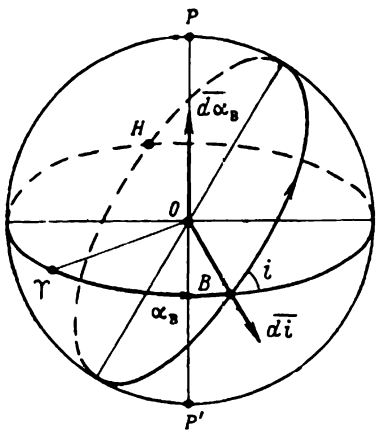


Рис. 2.25. Возмущающее вращение плоскости пеленгации за счет орбитальных маневров

5. Вращение за счет изменения высоты относительно поверхности Земли при полете по эллиптической орбите. Это вращательное движение происходит не только за счет полета космического летательного аппарата по эллиптической орбите, но и вследствие продольных орбитальных маневров, сопровождающихся изменением таких элементов орбиты, как аргумент перигея и большая полуось орбиты. С точки зрения процесса пеленгации оно было уже подробно

охарактеризовано в предыдущем параграфе. Напомним, что вектор \overline{dp} располагается в плоскости истинного горизонта под азимутом [см. формулу (2.29)]

$$A_p = A + 90^\circ.$$

Величину модуля этого вектора для данного случая удобнее рассчитывать по формуле, получаемой из (2.30) после замены в ней dH на dr ,

$$dp = \frac{dr}{D} \cos h, \tag{2.46}$$

где dr — приращение радиуса-вектора космического летательного аппарата ($dr \approx dH$).

6. Вращение, обусловленное собственным движением светила. Этот вид возмущающего вращательного движения также был достаточно подробно описан в предыдущем параграфе.

Проведенный анализ возмущающих вращательных движений позволяет записать в векторной форме уравнение пеленгации светила плоскостью с космического летательного аппарата

$$\overline{d\eta} + \overline{d\gamma} + \overline{d\psi} + \overline{d\vartheta} + \overline{d\Omega} + \overline{di} + \overline{d\alpha_b} + \overline{dp} + \overline{dN} + \overline{dK} = 0, \quad (2.47)$$

где \overline{dK} — вектор компенсирующего вращения плоскости пеленгации.

Уравнение (2.47) для произвольной плоскости пеленгации выражает условие непрерывной пеленгации светила с борта космического летательного аппарата — спутника Земли.

Приведем уравнение (2.47) к скалярной форме для исходной плоскости, совпадающей с плоскостью истинного горизонта, и опорной системы координат, плоскость xOy которой совпадает с исходной плоскостью, а ось Ox направлена в точку севера истинного горизонта.

Значения направляющих косинусов для выбранной системы координат представлены в табл. 2.5.

Таблица 2.5

Векторы	Координатные оси		
	Ox	Oy	Oz
$\overline{d\eta}$	$-\cos \psi$	$\sin \psi$	0
$\overline{d\gamma}$	$-\sin \psi$	$-\cos \psi$	0
$\overline{d\psi}$	0	0	-1
$\overline{d\vartheta}$	$\sin \psi$	$\cos \psi$	0
$\overline{d\Omega}$	$-\cos \varphi$	0	$-\sin \varphi$
\overline{di}	$-\sin(\omega + \vartheta) \cos \beta$	$\sin(\omega + \vartheta) \sin \beta$	$\cos(\omega + \vartheta)$
$\overline{d\alpha_b}$	$\cos \varphi$	0	$\sin \varphi$
\overline{dp}	$-\sin A$	$\cos A$	0
\overline{dN}	$\cos h_N \cos A_N$	$\cos h_N \sin A_N$	$\sin h_N$

Здесь φ — широта места космического летательного аппарата;
 ω — аргумент перигея орбиты;
 ϑ — истинная аномалия космического летательного аппарата.

Теперь запишем уравнение пеленгации для данных условий:

$$\begin{aligned}
 & -F [d\eta \cos \psi + d\gamma \sin \psi - d\vartheta \sin \psi + d\Omega \cos \varphi + \\
 & + di \sin(\omega + \vartheta) \cos \beta - d\alpha_{\beta} \cos \varphi + dp \sin A - \\
 & - dN \cos h_N \cos A_N - dK_x] + G [d\eta \sin \psi - d\gamma \cos \psi + \\
 & + d\vartheta \cos \psi + di \sin(\omega + \vartheta) \sin \beta + \\
 & + dp \cos A + dN \cos h_N \sin A_N + dK_y] + \\
 & + H [-d\psi - d\Omega \sin \varphi + di \cos(\omega + \vartheta) + \\
 & + d\alpha_{\beta} \sin \varphi + dN \sin h_N + dK_z] = 0, \quad (2.48)
 \end{aligned}$$

где dK_x , dK_y , dK_z — компенсирующие вращения относительно соответствующих осей.

Вследствие того что исходная плоскость и опорная система координат взяты такими же, как и при выводе уравнения (2.37), параметры пеленгации F , G , H здесь будут такими же, как и в уравнении (2.37) и будут определяться формулами (2.38).

Уравнение (2.48) является уравнением пеленгации светила плоскостью с космического летательного аппарата, полученным с использованием исходной плоскости, совпадающей с плоскостью истинного горизонта, и опорной системы координат, плоскость xOy которой располагается в исходной плоскости, а ось Ox направлена в точку севера.

Получим скалярную форму уравнения пеленгации (2.47), приведенного к исходной плоскости, совпадающей с плоскостью орбиты. Если для этого случая воспользоваться опорной системой координат, плоскость $x'Oy'$ которой совпадает с плоскостью орбиты, а ось Ox' направлена по линии узлов в восходящий узел орбиты, то таблица направляющих косинусов примет вид, приведенный в табл. 2.6.

Достаточно простые соотношения для большинства из направляющих косинусов свидетельствуют о целесообразности выбора такой исходной плоскости и такой опорной системы координат.

Полученная таблица направляющих косинусов позволяет, пользуясь общим правилом, записать уравнение пеленгации в скалярной форме для этого случая

$$\begin{aligned}
 & F [d\eta \sin(\omega + \vartheta) - d\gamma \cos(\omega + \vartheta) + di - dp \sin(A - \psi) \sin(\omega + \vartheta) + \\
 & + dN \cos \delta_{oN} \cos \alpha_{oN} + dK_x] - G [d\eta \cos(\omega + \vartheta) + \\
 & + d\gamma \sin(\omega + \vartheta) - d\Omega \sin i - d\alpha_{\beta} \sin i - \\
 & - dp \sin(A - \psi) \cos(\omega + \vartheta) - dN \cos \delta_{oN} \sin \alpha_{oN} - \\
 & - dK_y] - H [d\psi - d\vartheta - d\Omega \cos i - d\alpha_{\beta} \cos i + \\
 & + dp \cos(A - \psi) - dN \sin \delta_{oN} - dK_z] = 0. \quad (2.49)
 \end{aligned}$$

Таблица 2.6

Векторы	Координатные оси		
	Ox'	Oy'	Oz'
$\overline{d\eta}$	$\sin(\omega + \vartheta)$	$-\cos(\omega + \vartheta)$	0
$\overline{d\gamma}$	0	0	-1
$\overline{d\psi}$	$-\cos(\omega + \vartheta)$	$-\sin(\omega + \vartheta)$	0
$\overline{d\theta}$	0	0	1
$\overline{d\Omega}$	0	$\sin i$	$\cos i$
\overline{di}	1	0	0
$\overline{d\alpha_n}$	0	$\sin i$	$\cos i$
\overline{dp}	$-\sin(A - \psi) \sin(\omega + \vartheta)$	$\sin(A - \psi) \cos(\omega + \vartheta)$	$-\cos(A - \psi)$
\overline{dN}	$\cos \delta_{oN} \cos \alpha_{oN}$	$\cos \delta_{oN} \sin \alpha_{oN}$	$\sin \delta_{oN}$

Здесь δ_{oN} и α_{oN} — орбитальные координаты вектора \overline{dN} : орбитальное склонение и орбитальное восхождение.

При таком выборе исходной плоскости и опорной системы координат параметры пеленгации (2.19) принимают следующие значения:

$$\left. \begin{aligned} F &= \frac{\cos \delta_{om} \cos \alpha_{om}}{\cos \xi}, \\ G &= \frac{\cos \delta_{om} \sin \alpha_{om}}{\cos \xi}, \\ H &= \frac{\sin \delta_{om}}{\cos \xi}, \end{aligned} \right\} \quad (2.50)$$

где α_{om} и δ_{om} — орбитальные координаты оси максимальной чувствительности плоскости пеленгации.

Уравнение (2.49) является уравнением пеленгации светила плоскостью с космического летательного аппарата, полученным с использованием исходной плоскости и плоскости $x'Oy'$ опорной системы координат, совпадающих с плоскостью орбиты. Ось Ox'

опорной системы координат при этом направлена по линии узлов в восходящий узел орбиты.

Аналогичным образом могут быть получены уравнения пеленгации с использованием других исходных плоскостей и опорных систем координат, например, с использованием исходной плоскости, совпадающей с плоскостью небесного экватора.

Полученные здесь уравнения пеленгации будут использованы далее для анализа изменения астрономических координат в полете и для обоснования методики применения астронавигационных приборов.

§ 2. 11. ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПЕЛЕНГАЦИИ F, G, H

Практическое применение полученных уравнений пеленгации светила плоскостью требует определения значений параметров пеленгации. Определим значения параметров F, G и H для основных астрономических параметров, которые могут быть измерены с помощью соответствующих средств. Их перечень и характеристика были даны в § 2. 7 настоящей главы.

Параметры пеленгации будут получены для той определяющей плоскости, которой соответствует их наиболее простая форма.

1. Измеряемые параметры — курсовой угол светила, разность курсовых узлов, разность азимутов двух светил

А. Для плоскости пеленгации, совпадающей с кругом склонения светила. Наиболее простой вид в данном случае имеют параметры пеленгации в уравнении (2. 39), полученном с использованием исходной плоскости, совпадающей с плоскостью небесного экватора.

При измерении данных параметров на основании (2. 3) имеем

$$\cos \xi = \cos q \cos h.$$

Ось максимальной чувствительности лежит в плоскости пеленгации и располагается от нее на угловом расстоянии 90° , так что $\delta_m = -(90^\circ - \delta)$, $t_m = t$.

Подставляя эти значения δ_m и t_m в (2. 40), получим значения параметров пеленгации:

$$\left. \begin{aligned} F &= \frac{\sin \delta \cos t}{\cos q \cos h}, \\ G &= \frac{\sin \delta \sin t}{\cos q \cos h}, \\ H &= -\frac{\cos \delta}{\cos q \cos h}, \end{aligned} \right\} \quad (2. 51)$$

где δ и t — склонение и местный часовой угол;

q и h — паралактический угол и высота пеленгуемого светила.

Б. Для плоскости пеленгации, совпадающей с плоскостью вертикала светила. В данном случае наиболее простой вид будут иметь параметры пеленгации в уравнении (2.37). Из (2.4) получим

$$\cos \xi = \cos h.$$

Наряду с этим, как было показано выше,

$$h_m = -(90^\circ - h); A_m = A.$$

Подставляя эти значения ξ , h_m и A_m в (2.38) и учитывая направление отсчета азимута светила относительно осей Ox и Oy , будем иметь

$$\left. \begin{aligned} F &= \operatorname{tg} h \cos A, \\ G &= -\operatorname{tg} h \sin A, \\ H &= -1, \end{aligned} \right\} \quad (2.52)$$

где h и A — высота и азимут пеленгуемого светила.

2. Измеряемый параметр — высота светила или разность высот двух светил

При измерении этих параметров обычными методами с помощью ручных и автоматических секстантов, а также радиосекстантов наиболее простой вид будут иметь параметры пеленгации в уравнении (2.37).

В этом случае на основании (2.6) и (2.7) имеем $\cos \xi = 1$, $A_m = A + 90^\circ$, а также $h_m = 0$.

Подставляя эти значения ξ , A_m и h_m в (2.38), получим

$$\left. \begin{aligned} F &= -\sin A, \\ G &= -\cos A, \\ H &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (2.53)$$

где A — азимут пеленгуемого светила.

3. Измеряемый параметр — орбитальное восхождение светила.

В этом случае наиболее простой вид будет у параметров пеленгации в уравнении (2.49). Их значение определяется формулами (2.50).

Из (2.12) имеем

$$\cos \xi = \cos \delta_0$$

Наряду с этим при измерении данного параметра плоскостью, совпадающей с плоскостью большого круга, проходящего через светило и полюсы орбиты, имеем

$$\delta_{0m} = 90^\circ - \delta_0, \quad \alpha_{0m} = \alpha_0 + 180^\circ.$$

Подставив эти значения ξ , δ_{0m} и α_{0m} в (2.50), получим следующие значения параметров пеленгации:

$$\left. \begin{aligned} F &= -\operatorname{tg} \delta_0 \cos \alpha_0, \\ G &= -\operatorname{tg} \delta_0 \sin \alpha_0, \\ H &= 1, \end{aligned} \right\} \quad (2.54)$$

где α_0 и δ_0 — орбитальные координаты пеленгуемого светила: орбитальное восхождение и орбитальное склонение.

4. Измеряемый параметр — орбитальное склонение светила

И в этом случае наиболее простой вид параметров пеленгации в уравнении (2.49).

При измерении орбитального склонения рассмотренным в § 2.7 способом на основании (2.13) имеем $\cos \xi = 1$,

а также $\delta_{0m} = 0$, $\alpha_{0m} = \alpha_0 + 90^\circ$.

Подставив эти значения ξ , δ_{0m} и α_{0m} в (2.50), для данного случая получим

$$\left. \begin{aligned} F &= -\sin \alpha_0, \\ G &= \cos \alpha_0, \\ H &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (2.55)$$

где α_0 — орбитальное восхождение пеленгуемого светила.

Параметры пеленгации F , G и H имеют определенный физический смысл. Они показывают, чему численно равна погрешность в измерении данного астрономического параметра путем пеленгации светила на каждый градус возмущающего вращения плоскости пеленгации относительно соответствующей оси опорной системы координат. Параметр F характеризует с этой точки зрения ось Ox , параметр G — ось Oy и параметр H — ось Oz .

ПРИЧИНЫ И ХАРАКТЕР ИЗМЕНЕНИЯ НЕБЕСНЫХ КООРДИНАТ СВЕТИЛ В ПОЛЕТЕ

Разработка астронавигационной аппаратуры и обоснование методики ее применения в полете требуют знания причин и характера изменения небесных координат светил, а также учета изменения координат. Например, разработка систем обработки автоматических секстантов астроориентатора по высоте и курсовому углу должна производиться с учетом изменения этих элементов в полете; требуемая точность фиксирования момента окончания измерения высоты светила секстантом для определения линии положения самолета определяется из соотношения, характеризующего скорость изменения высоты светила. Известен, например, способ определения линии положения самолета по измеренному значению скорости изменения высоты светила в полете.

В этой главе будут рассмотрены причины и характер изменения экваториальных, горизонтальных и орбитальных координат светил.

Экваториальные координаты светил изменяются вследствие трех причин: собственного видимого движения по небесной сфере, прецессии и нутации земной оси. Наибольшей скоростью видимого собственного движения по небесной сфере обладают Луна и Солнце.

§ 3.1. ВИДИМОЕ ГОДОВОЕ ДВИЖЕНИЕ СОЛНЦА

Солнце — центральное тело солнечной системы. Среднее расстояние от Земли до Солнца равно $149\,504\,000 \pm 17\,000$ км; диаметр Солнца составляет $1390\,600$ км. Видимый угловой диаметр Солнца изменяется в пределах от $31'27''{,}2$ до $32'31''{,}4$.

Видимая звездная величина Солнца равна $-26,80 \pm 0,03$; показатель цвета Солнца $+0,63$. Мощность солнечного излучения на границе земной атмосферы соответствует $1,39$ кВт/м².

Наблюдения над Солнцем с поверхности Земли убеждают в изменении элементов, характеризующих его положение на небесной сфере, в изменении явлений, связанных с его движением. Непрерывно, изо дня в день, меняются азимуты точек восхода и захода Солнца, продолжительность его нахождения над горизонтом, не остается постоянной наибольшая высота над горизонтом, наблюдаемая в полдень. Подобные изменения объясняются тем, что Солнце не только участвует в суточном вращении не-

бесной сферы вокруг оси мира, но и перемещается по небесной сфере, обладает собственным движением по небесной сфере.

Это движение является видимым, так как оно происходит вследствие движения Земли по своей орбите вокруг Солнца. Земной наблюдатель, находясь в положениях *I*, *II*, *III* (рис. 3.1), последовательно наблюдает Солнце в разных точках небесной сферы S_1 , S_2 , S_3 . В течение года таким образом Солнце сделает полный оборот на небесной сфере.

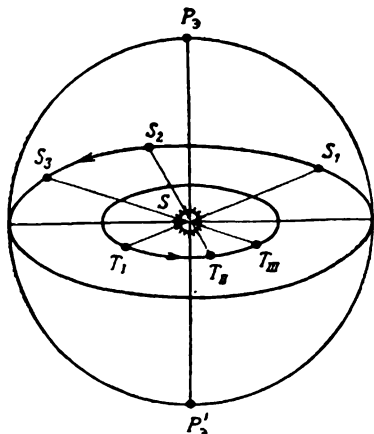


Рис. 3.1. Эклиптика

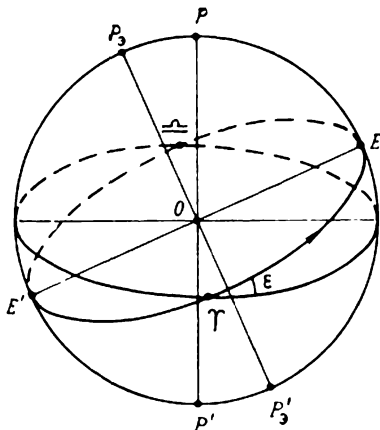


Рис. 3.2. Основные точки эклиптики

γ — точка весеннего равноденствия;
E — точка летнего солнцестояния;
 ω — точка осеннего равноденствия;
E' — точка зимнего солнцестояния

Такое движение называется *видимым годовым движением Солнца*. Большой круг, по которому происходит видимое годовое движение Солнца, называют *эклиптикой*.

Видимое годовое движение Солнца по эклиптике происходит в том же направлении, в котором Земля движется по орбите вокруг Солнца. Направление этого движения противоположно видимому суточному вращению небесной сферы.

Плоскость эклиптики совпадает с плоскостью орбиты Земли, которая с земным экватором составляет угол $23^{\circ}27'$, поэтому плоскость эклиптики наклонена к плоскости небесного экватора под таким же углом $\epsilon = 23^{\circ}27'$ *.

Эклиптика пересекается с небесным экватором в двух точках, называемых точками *весеннего и осеннего равноденствия*. От точки весеннего равноденствия отсчитывается прямое восхождение и эклиптическая долгота светила.

* На Парижской конференции 1896 г. утверждена система фундаментальных астрономических постоянных. В ней приведено такое значение угла наклона эклиптики к экватору: $23^{\circ}27'8''.26$.

Точка весеннего равноденствия обозначается знаком созвездия Овна Υ , поэтому ее часто называют также *точкой Овна*. Точка осеннего равноденствия обозначается знаком созвездия Весов $\underline{\Omega}$, поэтому иногда ее называют *точкой Весов* (рис. 3.2).

Точки эклиптики, расположенные на угловом расстоянии $\pm 90^\circ$ от точек Овна и Весов, называют *точками летнего E и зимнего E' солнцестояния*.

Вследствие движения по эклиптике непрерывно изменяются экваториальные координаты Солнца. Даты прохождения Солнцем основных точек эклиптики и экваториальные координаты Солнца в этих точках приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Точка эклиптики	Дата	Прямое восхождение Солнца	Склонение Солнца
Υ	21 марта	0°	0°
E	22 июня	90°	$+23^\circ 27'$
$\underline{\Omega}$	23 сентября	180°	0°
E'	22 декабря	270°	$-23^\circ 27'$

Вследствие движения Земли по эллиптической орбите с непостоянной угловой скоростью видимое годовое движение Солнца по эклиптике не является равномерным. Наибольшая скорость движения по эклиптике — $61',2$ в сутки — наблюдается около 3 января при прохождении Землей ближайшей к Солнцу точки орбиты — перигелия. Наименьшая скорость — $57',2$ в сутки — наблюдается около 2 июля при прохождении Землей наиболее удаленной точки орбиты — афелия. В среднем ежесуточное перемещение Солнца по эклиптике равно $59'$, иначе говоря, эклиптическая долгота Солнца в течение года изменяется неравномерно, за каждые сутки она увеличивается в среднем на $59'$.

Видимое годовое движение Солнца по эклиптике является причиной непрерывного изменения экваториальных координат Солнца — его прямого восхождения и склонения. Изменяются они неравномерно вследствие двух причин: неравномерного движения Солнца по эклиптике и наклона эклиптики к экватору.

Изменение экваториальных координат Солнца за счет его движения по эклиптике определяется такими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\alpha_{\odot} &= \frac{\cos \varepsilon}{\cos^2 \delta} \Delta\lambda_{\odot}, \\ \Delta\delta_{\odot} &= \sin \varepsilon \cos \alpha \Delta\lambda_{\odot}, \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

где $\Delta\lambda_{\odot}$ — приращение эклиптической долготы Солнца.

В дни равноденствий $\delta_{\odot} = 0$, поэтому

$$\Delta\alpha_{\odot} = \cos \varepsilon \Delta\lambda_{\odot}. \quad (3.2)$$

Подставив в (3.2) значения $\varepsilon = 23^{\circ}27'$ и $\Delta\lambda = 59'$, получим суточное изменение прямого восхождения Солнца — $\Delta\alpha_{\odot} = 54'$.

В дни солнцестояний $\delta_{\odot} = \varepsilon = \pm 23^{\circ}27'$, поэтому для этих дней

$$\Delta\alpha_{\odot} = \sec \varepsilon \Delta\lambda_{\odot}. \quad (3.3)$$

Около дня летнего солнцестояния $\Delta\lambda_{\odot} \approx 57',2$ по формуле (3.3) получим $\Delta\alpha_{\odot} \approx 63'$; около дня зимнего солнцестояния $\Delta\lambda_{\odot} \approx 61',2$ получим $\Delta\alpha_{\odot} \approx 67'$. В таких пределах изменяется значение суточного изменения прямого восхождения Солнца; в среднем оно равно $59'$.

Анализ второго соотношения (3.1) показывает, что наибольшая скорость изменения склонения Солнца вблизи точек равноденствия около $24'$ в сутки. В точках солнцестояния склонение Солнца не изменяется.

Экваториальные координаты Солнца на каждый час соответствующего дня приводятся в Авиационном астрономическом ежегоднике, но в практике применения астронавигационных средств может возникнуть задача расчета прямого восхождения и склонения Солнца без ежегодника. Знание характера изменения экваториальных координат Солнца позволяет решить эту задачу, например, способом, изложенным в [2].

При решении этой задачи берется ближайшая дата с известными прямым восхождением и склонением Солнца. Затем прямое восхождение вычисляют исходя из суточного его увеличения на 1° . При расчете склонения руководствуются следующим правилом: в течение месяца после или до прохождения точек равноденствия склонение Солнца изменяется на $0^{\circ},4$ в сутки, в течение месяца перед солнцестояниями или после них склонение изменяется на $0^{\circ},1$ в сутки, а в течение промежуточных месяцев между указанными — на $0^{\circ},3$.

Точность расчета прямого восхождения этим способом около $5'$, а склонения $0^{\circ},5$ [2].

Пример. Рассчитать экваториальные координаты Солнца на 28 апреля.

Ближайшая исходная дата — 21 марта, для которой $\delta_{\odot} = 0^{\circ}$, $\alpha_{\odot} = 0^{\circ}$.

С 21 марта по 20 апреля 30 суток, поэтому $\Delta\delta_{\odot 1} = 0^{\circ},4 \cdot 30 = 12^{\circ},0$.

С 20 апреля по 28 апреля 8 суток, следовательно:

$$\Delta\delta_{\odot 2} = 0^{\circ},3 \cdot 8 = 2^{\circ},4;$$

$$\delta_{\odot} = \delta_{\odot 0} + \Delta\delta_{\odot 1} + \Delta\delta_{\odot 2} = 0^{\circ} + 12^{\circ},0 + 2^{\circ},4 = +14^{\circ},4.$$

Расчет прямого восхождения:

$$\Delta\alpha_{\odot} = 1^{\circ} \cdot 28 = 28^{\circ}; \quad \alpha_{\odot} = \alpha_{\odot 0} + \Delta\alpha_{\odot} = 0^{\circ} + 28^{\circ} = 28^{\circ}.$$

Для более точного определения склонения Солнца пользуются также специально составленными графиками.

Расчет экваториальных координат Солнца по его эклиптическим координатам можно выполнить с помощью двух первых соотношений (1.14).

Изменение положения Солнца, его видимое годовое движение по эклиптике, является причиной смены времен года, причиной сезонных изменений на поверхности Земли.

§ 3.2. ВИДИМОЕ ДВИЖЕНИЕ ЛУНЫ. ФАЗЫ ЛУНЫ

Луна — естественный спутник Земли, относительно которой она движется по эллиптической орбите с эксцентриситетом, в среднем равным 0,055. Расстояние от Земли до Луны изменяется от 363 300 до 405 500 км, диаметр Луны равен 3473,4 км, ее видимый угловой диаметр изменяется от 29'24" до 33'40", среднее расстояние до Земли равно 384 400 км; средняя линейная скорость движения Луны по орбите равна 1,02 км/сек, что составляет примерно 3680 км/час.

Пересечение плоскости орбиты Луны с небесной сферой образует большой круг на небесной сфере, называемый *видимой орбитой Луны*. Плоскость орбиты Луны наклонена к плоскости эклиптики под углом 5°09' (5°08'43",4).

По своей видимой орбите Луна перемещается в том же направлении, в котором происходит движение Солнца по эклиптике. За сутки Луна проходит путь, равный 13°,2, следовательно, относительно Солнца каждые сутки Луна уходит примерно на 12°,2, опережая его в своем движении.

Промежуток времени, в течение которого Луна, совершив полный оборот на небесной сфере, приходит в прежнее положение относительно звезд, называют *звездным*, или *сидерическим*, *месяцем*. Он равен 27,32 (27,3217) средних суток или 27 дням 7 часам 43 минутам и 12 секундам.

Промежуток времени, в течение которого Луна совершает полный оборот на небесной сфере и приходит в прежнее положение относительно Солнца, называют *синодическим* *месяцем*. Он равен 29,53 (29,5306) средних суток или 29 дням 12 часам 44 минутам 3 секундам.

Периодическое изменение положения Луны относительно Земли и Солнца, несферичность Земли при сравнительно небольшом удалении Луны и ряд других факторов вызывают существенные возмущения в движении Луны.

Теория движения Луны весьма сложна, она учитывает не менее 14 причин, вызывающих возмущения ее движения. Периодически с периодом 8,85 года изменяются размеры и форма орбиты. Не остается постоянным и положение орбиты в пространстве. Это сказывается и на ее видимом движении. Так, вследствие изменения положения плоскости лунной орбиты в пространстве изменяется положение на эклиптике узлов лунной орбиты — точек пересечения лунной орбиты с плоскостью эклиптики. Они

перемещаются по эклиптике навстречу движению Луны, т. е. с востока на запад.

Это вызывает изменение угла наклона действительной и видимой орбиты Луны к плоскости небесного экватора. Максимальное значение этого угла $28^{\circ}45'$, а минимальное — $18^{\circ}10'$. Такое изменение положения лунной орбиты в пространстве происходит с периодом примерно 18,6 года.

Вследствие изменения угла наклона видимой орбиты Луны к небесному экватору не остаются постоянными пределы изменения склонения Луны. В некоторые периоды оно изменяется в пределах $\pm 28^{\circ}45'$, а в другие — $\pm 18^{\circ}10'$. Естественно, изменяется и прямое восхождение Луны. Период изменения прямого восхождения Луны на 360° определяется продолжительностью сидерического месяца. В среднем за сутки прямое восхождение Луны изменяется на $13^{\circ},2$, а склонение — на 4° .

Экваториальные координаты Луны — прямое восхождение и склонение — на каждый час гринвичского времени соответствующей даты даются в Авиационном астрономическом ежегоднике. Достаточно быстрое их изменение является причиной сравнительно сложной методики расчета поправок к ним за минуты и секунды времени.

Свет Луны является отраженным солнечным светом, ее визуальная звездная величина в полнолунии равна $-12,71 \pm 0,06$. Показатель цвета Луны $+1,2$. Полная Луна светит в 465 000 раз слабее Солнца. На Земле полная Луна создает освещенность на поверхности, перпендикулярной к направлению падающих лучей, равную $0,24$ лк.

Вследствие того что Луна обгоняет Солнце в видимом движении по небесной сфере, взаимное положение Солнца, Луны и Земли непрерывно изменяется. Этим объясняется изменение видимой с Земли освещенной части лунного шара, периодическое изменение фазы Луны.

Фазой Луны называют видимую с Земли освещенную часть лунного шара. Различают четыре основные фазы Луны: *новолуние, первую четверть, полнолуние и последнюю четверть*.

Численно фаза Луны Φ равна отношению наибольшей ширины освещенной части лунного диска d' к его диаметру d

$$\Phi = \frac{d'}{d}.$$

Освещенная часть лунного диска от неосвещенной отделяется неровной зазубренной линией, называемой *терминатором*.

Промежуток времени (выраженный в сутках и долях суток), отделяющий данный момент времени от предшествовавшего новолуния, называют *возрастом Луны*.

В новолунии разность прямых восхождений Луны и Солнца равна нулю (рис. 3.3). В новолунии Луна не видна земному

наблюдателю, ее восход и заход в этой фазе происходят в моменты восхода и захода Солнца (возможное различие в этих моментах определяется различием в склонениях Луны и Солнца).

В первой четверти видна правая часть диска Луны. Здесь разность прямых восхождений

$$\alpha_{\zeta} - \alpha_{\odot} = 90^{\circ}.$$

В этой фазе вместе с Солнцем Луна видна во второй половине дня, ее восход наблюдается около полудня, а заход — около полуночи. В этом положении ее можно использовать в паре с Солнцем для определения в полете места самолета, так как разность их азимутов близка к 90° .

В полнолунии земному наблюдателю виден весь лунный диск. В этой фазе разность прямых восхождений равна

$$\alpha_{\zeta} - \alpha_{\odot} = 180^{\circ}.$$

Здесь Луна видна всю ночь, она восходит с заходом Солнца и заходит с восходом Солнца. Разность азимутов Луны и Солнца близка к 180° .

В последней четверти (см. рис. 3.3) видна правая часть лунного диска. Здесь разность прямых восхождений будет

$$\alpha_{\zeta} - \alpha_{\odot} = 270^{\circ}.$$

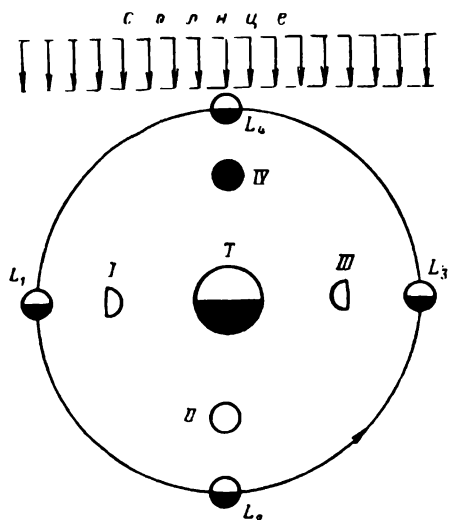


Рис. 3.3. Фазы Луны:

I—первая четверть; II—полнолуние; III—последняя четверть; IV—новолуние

Поэтому и в этой фазе ее можно использовать в паре с Солнцем для определения в полете места самолета. В этой фазе Луна вместе с Солнцем видна в первой половине дня, она восходит около полуночи и заходит примерно в полдень.

Полный цикл смены лунных фаз происходит в течение синодического месяца, т. е. за 29,53 суток. Промежутки времени между основными фазами Луны немногим более 7 суток. Даты и моменты наступления ближайшей фазы Луны приводятся в Авиационном астрономическом ежегоднике.

С движением Луны связаны лунные и солнечные затмения. Затмения происходят тогда, когда Луна и Солнце во время новолуния или полнолуния располагаются на сравнительно небольшом расстоянии от узлов лунной орбиты. При этом новолунию соответствует солнечное затмение (диск Луны полностью или

частично закрывает Солнце), а полнолунию — лунное (Луна располагается в земной тени).

При своем движении по эклипке Солнце два раза в году проходит через узлы лунной орбиты. В некоторые годы благодаря движению узлов навстречу Солнцу оно может еще один раз пройти один из узлов. Однако это бывает сравнительно редко.

Поэтому в течение года возможны два, в редких случаях — три периода, когда могут произойти солнечные и лунные затмения. В течение каждого такого периода может быть не более двух солнечных и одного лунного затмения. Следовательно, в году возможны четыре солнечных и два лунных затмения. В те же годы, когда Солнце второй раз проходит один из узлов лунной орбиты, может произойти еще одно солнечное или лунное затмение. Общее число солнечных и лунных затмений не может превышать семи: либо пять солнечных и два лунных, либо четыре солнечных и три лунных. Наименее возможное число затмений в году — два солнечных и ни одного лунного.

Солнечные затмения происходят чаще лунных по той причине, что диаметр Луны меньше диаметра Земли, вследствие этого Земле легче задеть лунную полутень, чем Луне земную тень.

Солнечные затмения наблюдаются только в тех районах, на которые падает лунная полутень или тень, а лунные затмения можно одновременно наблюдать с половины земного шара. Вследствие этого в каждой точке поверхности Земли лунные затмения наблюдаются чаще солнечных.

§ 3.3. ВИДИМОЕ ДВИЖЕНИЕ ПЛАНЕТ

Видимое движение планет по небесной сфере является достаточно сложным. Оно определяется и движением Земли и движением планеты вокруг Солнца. Скорости этих движений различны.

По положению орбиты относительно орбиты Земли планеты делятся на *внутренние*, или *нижние*, и *внешние*, или *верхние*. Орбиты внутренних планет располагаются внутри орбиты Земли, а внешних — за пределами орбиты Земли. Внутренних планет две — Меркурий и Венера, а остальные семь из девяти больших планет Солнечной системы — внешние.

Характер видимого движения и условия наблюдения внутренних и внешних планет различны.

На рис. 3.4 показаны наиболее характерные положения внутренней планеты относительно Земли. Положения P_1 и P_3 называются *соединением*, P_1 — нижнее соединение планеты, а P_3 — верхнее. Положения P_2 и P_4 называются *элонгацией*.

В соединении планета земному наблюдателю не видна, она скрывается в лучах Солнца. Наилучшие условия наблюдения планет — в элонгации и противостоянии. Здесь планета далее всего отходит от Солнца.

Планеты совершают относительно звезд петлеобразные дви-

жения, состоящие из *прямого* и *попятного* движений. Прямое движение происходит в направлении видимого годового движения Солнца по эклиптике, попятное — в противоположном направлении. Дуга попятного движения у Меркурия равна 12° , а у Венеры — 16° . Видимое движение внутренних планет среди звезд происходит быстрее видимого годового движения Солнца.

Относительно Солнца внутренние планеты совершают как бы колебательное движение, появляясь то справа, то слева от Солнца (см. рис. 3.4). Когда в процессе своего видимого движения планета оказывается правее Солнца, на небесной сфере она видна перед восходом Солнца и тогда ее называют *утренней планетой*. Если же планета располагается левее Солнца, то она видна вечером после захода Солнца и называется *вечерней планетой*.

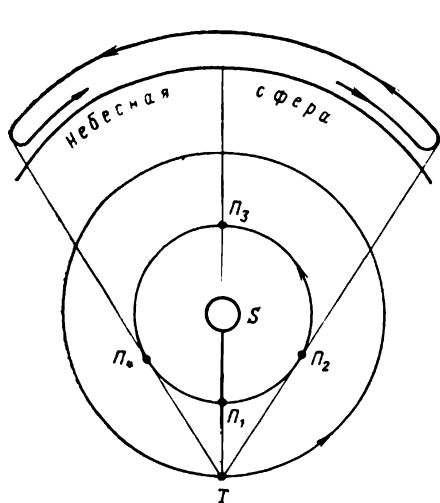


Рис. 3.4. Видимое движение среди звезд внутренней планеты:

P_1 и P_3 —соединения планеты; P_2 и P_4 —элонгация

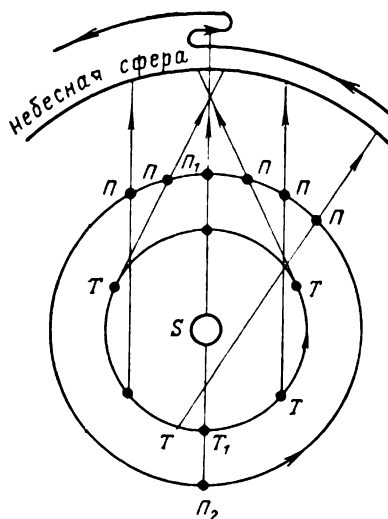


Рис. 3.5. Видимое движение среди звезд внешней планеты:

T_1P_1 —соединение; T_1P_2 —противостояние

Внутренние планеты подобно Луне имеют фазы.

Характер движения внешних планет показан на рис. 3.5. Положение планеты P_1 при положении Земли T_1 называется *соединением* планеты, а положение P_2 при том же положении Земли — *противостоянием*. Естественно, наилучшие условия наблюдения внешних планет — в противостоянии.

Видимое движение внешних планет среди звезд также состоит из прямого и попятного движений. Однако это движение происходит медленнее движения Солнца, значительно меньше и величина дуг попятного движения. Так, у Марса дуга попятного движения равна 15° , у Юпитера — 10° , а у Сатурна — 7° .

Для отыскания планет на небесной сфере в Авиационном астрономическом ежегоднике даны звездные карты, на которых показан видимый годовой путь среди звезд наиболее ярких планет — Венеры, Марса, Юпитера и Сатурна — с отметкой положения планеты на 1-е число каждого месяца.

Изменение положения планет на небесной сфере является причиной изменения их экваториальных координат. Экваториальные координаты четырех наиболее ярких планет, используемых для решения задач самолетовождения, на каждый час гринвичского времени приводятся в Авиационном астрономическом ежегоднике.

§ 3. 4. СОБСТВЕННЫЕ ДВИЖЕНИЯ ЗВЕЗД

Еще в 1718 г. Галлей путем сравнения координат некоторых ярких звезд в каталоге Птолемея с современными ему определениями положения этих звезд обнаружил движение звезд, их перемещение по небесной сфере.

Перемещение звезды по небесной сфере называют *собственным движением звезды*. Собственное движение звезды определяется проекцией полной пространственной скорости звезды на плоскость, касательную к небесной сфере; проекция выражается в секундах дуги в год.

Наблюдаемые собственные движения звезд на небесной сфере являются сложными вследствие обращения звезд вокруг центра Галактики, движения за счет перемещения Солнца среди звезд (параллактическое движение) и индивидуальных (пекулярных) движений.

Собственные движения звезд сравнительно невелики. Наибольшее собственное движение в $10''{,}27$ в год имеет так называемая «летающая звезда» Бернарда. За 188 лет она перемещается на расстояние, равное примерно видимому с Земли угловому диаметру Луны ($30'$).

Собственные движения определены более чем у 40 000 звезд. Из них только около 300 звезд обладают собственным движением больше $1''$ в год. Изучение собственных движений звезд позволило определить направление и скорость движения Солнца в пространстве.

Собственные движения звезд являются причиной изменения их экваториальных координат с течением времени. Однако эти изменения невелики. Изменения прямого восхождения и склонения звезд по этой причине всего на $1'$ происходят в течение десятков лет.

Вследствие различных собственных движений звезд изменяется взаимное положение звезд в созвездиях, однако и этот процесс является весьма медленным. Заметные на глаз изменения происходят даже не через сотни, а через тысячи лет.

В Авиационном астрономическом ежегоднике приводятся средние за год экваториальные координаты звезд.

§ 3.5. ПРЕЦЕССИЯ ЗЕМНОЙ ОСИ

Прецессия и нутация земной оси тоже являются причинами изменения небесных координат светил.

Гиппархом (180—110 гг. до н. э.) было обнаружено медленное перемещение среди звезд полюсов мира. Это движение полюсов называется *прецессией*, или *предварением равноденствий*. В 1747 г. Бадлей установил наличие периодического движения полюсов с периодом 18,6 года, названного *нутацией*.

Вследствие этих двух движений северный полюс мира перемещается относительно полюса эклиптики по сложной незамкнутой кривой.

Прецессия происходит за счет действия сил тяготения Солнца и Луны на земной сфероид. Располагаясь выше или ниже плоскости небесного экватора, Луна и Солнце за счет неравномерного притяжения различных частей земного сфероида создают момент, который, действуя на вращающуюся Землю, и является причиной прецессии земной оси.

Вследствие этого движения земной оси северный полюс мира описывает на небесной сфере малый круг с центром в полюсе эклиптики радиусом $23^{\circ}27'$. За счет этого происходит также смещение по эклиптике к западу точки весеннего равноденствия. Годичная величина этого смещения $50'',37$. Из них на долю Солнца приходится $15'',9$, а на долю Луны — $34'',5$.

Смещение точки весеннего равноденствия вызывается также притяжением Земли планетами. Притяжение планет вызывает изменение положения плоскости орбиты Земли в пространстве, а следовательно, изменяется положение плоскости эклиптики. За счет прецессии от планет точка весеннего равноденствия в течение года смещается к востоку на $0'',13$.

Общая прецессия вызывает смещение точки весеннего равноденствия к западу (навстречу движению Солнца по эклиптике) на $\Delta\lambda_{\gamma} = 50'',24$ в год. Полный оборот по эклиптике она совершает примерно за 26 000 лет.

Величина годичного перемещения точки весеннего равноденствия по небесному экватору

$$\Delta\alpha_{\gamma} = \Delta\lambda_{\gamma} \cos \varepsilon.$$

Подставив значения $\Delta\lambda_{\gamma}$ и $\varepsilon = 23^{\circ}27'$, получим $\Delta\alpha_{\gamma} = 46'',5$.

С таким же периодом (26 000 лет) северный полюс мира описывает малый круг около полюса эклиптики. Сейчас северный полюс мира медленно приближается к Полярной. 1 июня 1967 г. полярное расстояние Полярной было $89^{\circ}06'36''$. В 2100 г. полярное расстояние Полярной будет $28'$. Затем северный полюс мира будет удаляться от Полярной. Через 7500 лет он будет вблизи звезды α Цефея, а через 13 500 лет — вблизи Веги (α Лиры).

Наряду с медленным движением оси мира испытывает небольшие колебания и наклон эклиптики к экватору в пределах от $22^{\circ}59'$ до $24^{\circ}36'$. В настоящее время $\epsilon = 23^{\circ}27'8''.26$ и непрерывно уменьшается на $0''.47$ в год.

За счет нутационного движения оси мира полюсы мира описывают на небесной сфере эллипсы. Большие оси этих эллипсов имеют размеры $18''.42$ и направлены всегда к полюсам эклиптики, а малые оси — $13''.72$.

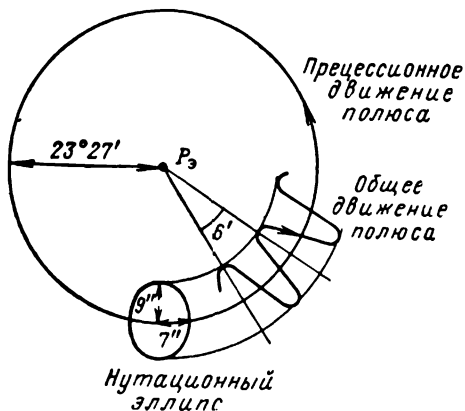


Рис. 3.6. Прецессионное и нутационное движение полюса мира

Нутация вызывается некоторыми особенностями притяжения Луной земного сфероида. Период нутации (18,6 года), такой же, как и период вращения линии узлов лунной орбиты (рис. 3.6).

За счет прецессии эклиптическая долгота всех звезд увеличивается за год примерно на $50''.24$, а эклиптическая широта остается практически неизменной.

Прецессия является также причиной изменения экваториальных координат всех светил — их прямого

восхождения и склонения. Поэтому в Астрономических ежегодниках приводятся некоторые средние координаты звезд, отнесенные к некоторому периоду — некоторой эпохе. В Авиационном астрономическом ежегоднике даются средние за год экваториальные координаты звезд.

Переход от экваториальных координат звезд одной эпохи t_0 к координатам другой эпохи t можно осуществить с помощью следующих соотношений:

$$\left. \begin{aligned} \alpha_t &= \alpha_{t_0} + \text{праес}_\alpha (t - t_0); \\ \delta_t &= \delta_{t_0} + \text{праес}_\delta (t - t_0). \end{aligned} \right\} \quad (3.4)$$

Здесь $t - t_0$ — в годах, а праес_α и праес_δ — величины годичной прецессии соответственно по прямому восхождению α и склонению δ , определяемые формулами:

$$\left. \begin{aligned} \text{праес}_\alpha &= 46'', 5 + 20'' \sin \alpha \operatorname{tg} \delta, \\ \text{праес}_\delta &= 20'', 0 \cos \alpha. \end{aligned} \right\} \quad (3.5)$$

Из (3.5) следует, что возможны достаточно большие изменения прямого восхождения звезд. Особенно это относится к звездам с прямыми восхождениями $\alpha \approx 90, 270^\circ$ и большими склонениями. В ряде случаев с этим необходимо считаться, например,

при выборе звезд для астроориентатора с помощью планшета выбора звезд (ПВЗ), на котором координаты звезд даны на некоторую эпоху и, следовательно, устаревают с течением времени.

По причине изменения координат звезд за счет собственного движения и прецессии устаревают такие пособия, как Таблицы высот и азимутов звезд (ТВАЗ), входными данными в которые являются не экваториальные координаты навигационных звезд, а их названия.

Поэтому срок годности ТВАЗ равен 8 годам, после чего издаются новые ТВАЗ, рассчитанные по новым координатам звезд.

Таковы причины и особенности изменения экваториальных координат светил.

§ 3.6. ВИДИМОЕ СУТОЧНОЕ ВРАЩЕНИЕ НЕБЕСНОЙ СФЕРЫ

Наиболее существенными причинами изменения горизонтальных координат светил являются вращение Земли, перемещение летательного аппарата и изменение экваториальных координат светил. Дадим более подробную характеристику изменения горизонтальных координат светил в полете.

Рассмотрим вначале качественную сторону изменения горизонтальных координат светил за счет вращения Земли.

Вращение Земли является причиной видимого суточного вращения небесной сферы. В этом движении все светила перемещаются по небесной сфере по малым кругам — суточным параллелям, плоскости которых параллельны плоскости небесного экватора.

Высота северного полюса мира равна широте места наблюдателя, поэтому характер видимого суточного вращения небесной сферы и характер суточного движения светил на различных широтах различны.

В средних широтах ($0^\circ < \varphi < 90^\circ$) высоты и азимуты светил в течение суток в общем случае непрерывно изменяются. При этом часть светил и восходит и заходит, часть — не заходит, их высота не становится меньше 0° , а часть — не восходит, их высота в течение суток не увеличивается более 0° (рис. 3.7). Вос-

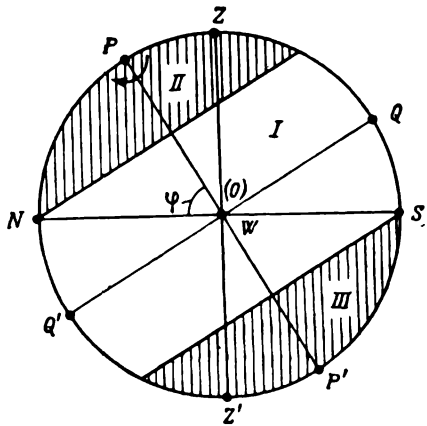


Рис. 3.7. Видимое суточное движение светил в средних широтах:

I—область восходящих и заходящих светил; *II*—область незаходящих светил; *III*—область невосходящих светил

ход светил наблюдается в восточной, а заход — в западной части горизонта.

В северном полушарии чем больше, а в южном чем меньше склонение светила, тем большую часть суток светило находится над горизонтом.

Для наблюдателя, находящегося на полюсах Земли ($\varphi = \pm 90^\circ$), имеются только две области: область незаходящих светил и область невосходящих светил (рис. 3.8). При этом вы-

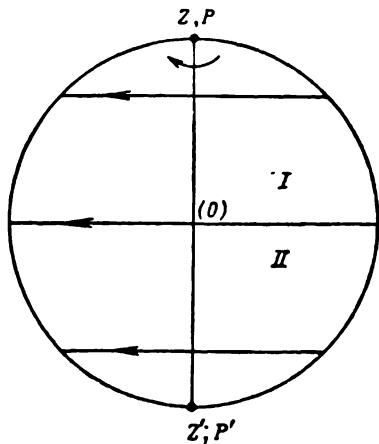


Рис. 3.8. Видимое суточное движение светил на северном полюсе:

I—область незаходящих светил;
II—область невосходящих светил

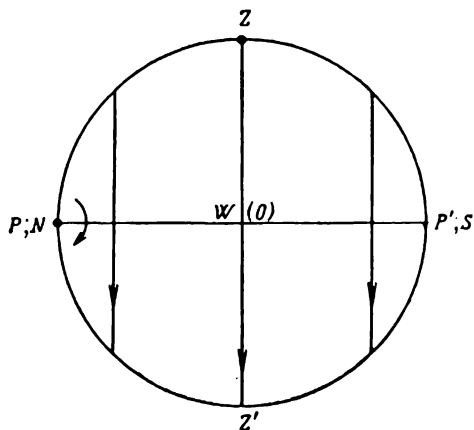


Рис. 3.9. Видимое суточное движение светил на экваторе

сота светила в течение суток не изменяется, она равна абсолютно-му значению склонения светила:

$$h = |\delta| = \text{const},$$

а азимут светила (условный) изменяется равномерно, так же как местный часовой угол, каждый час примерно на 15° .

Если наблюдатель находится на экваторе ($\varphi = 0^\circ$), то для него светила будут и восходящими и заходящими. Областей невосходящих и незаходящих светил нет (рис. 3.9). Независимо от величины и знака склонения половину суток светило будет над горизонтом, а половину — под горизонтом. Высоты и азимуты светил в общем случае непрерывно изменяются. Характерным является колебательный характер изменения азимута светила относительно полуденной линии. Чем больше абсолютное значение склонения светила, тем больше амплитуда изменения азимута.

§ 3. 7. КУЛЬМИНАЦИЯ СВЕТИЛ

Все светила в своем суточном движении дважды пересекают небесный меридиан $PZP'Z'$. Явление прохождения светилом небесного меридиана (меридиана наблюдателя) называют *кульминацией светила*. Различают *верхнюю* и *нижнюю* кульминацию светила. В верхней кульминации высота светила наибольшая, а в нижней — наименьшая.

Возможны три случая верхней кульминации светила: в северном полушарии при $\delta < \varphi$ — светило кульминирует к югу от зенита, при $\delta = \varphi$ — светило кульминирует в зените, а при $\delta > \varphi$ — к северу от зенита (рис. 3.10).

При верхней кульминации к югу от зенита координаты светила следующие:

$$\left. \begin{aligned} t &= 0^\circ, \\ A &= 180^\circ, \\ h_{\text{в}} &= 90^\circ - \varphi + \delta. \end{aligned} \right\} \quad (3.6)$$

При верхней кульминации светила в зените его азимут неопределенный, а

$$\left. \begin{aligned} t &= 0^\circ, \\ h_{\text{в}} &= 90^\circ. \end{aligned} \right\} \quad (3.7)$$

При верхней кульминации к северу от зенита координаты светила следующие

$$\left. \begin{aligned} t &= 0^\circ, \\ A &= 0^\circ, \\ h_{\text{в}} &= 90^\circ + \varphi - \delta. \end{aligned} \right\} \quad (3.8)$$

При нижней кульминации (рис. 3.11) координаты светила следующие:

$$\left. \begin{aligned} t &= 180^\circ, \\ A &= 0^\circ, \\ h_{\text{в}} &= \varphi + \delta - 90^\circ. \end{aligned} \right\} \quad (3.9)$$

Формулы для расчета высоты и азимута светила в кульминации могут быть получены не только из геометрических построений, как это сделано здесь, но также и из соотношений (1.8) и (1.9).

Измерение высоты светила в кульминации с помощью секстанта при знании склонения светила позволяет рассчитать широту места наблюдателя, используя последние формулы в (3.6), (3.7), (3.8), (3.9). Момент кульминации светила определяется при этом по значению местного часового угла t . Этот способ определения широты места наблюдателя достаточно

прост, однако он обладает тем недостатком, что его можно применять только в редкие моменты — моменты кульминации светила.

Достаточно простые соотношения для расчета высоты светила в кульминации позволяют сравнительно просто определять по-

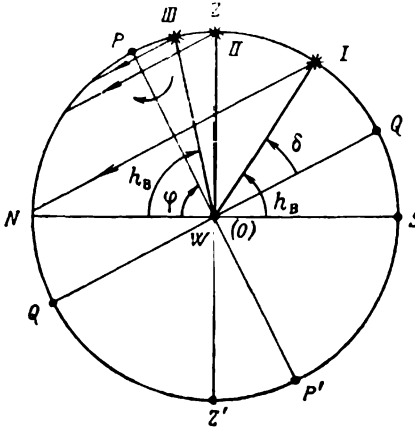


Рис. 3.10. Верхняя кульминация светила:

I—к югу от зенита; *II*—в зените; *III*—к северу от зенита

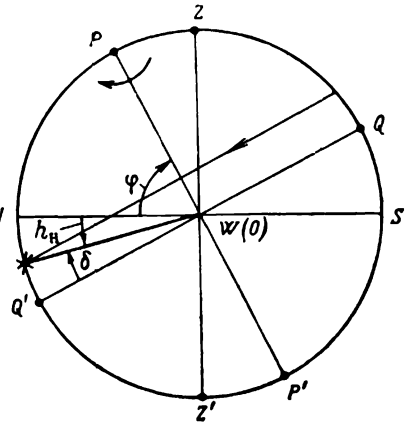


Рис. 3.11. Нижняя кульминация светила

правку секстанта измерением высоты светила в кульминации. Сравнение вычисленной высоты в кульминации (истинной высоты) с высотой светила, измеренной в момент кульминации, дает поправку секстанта. Более подробно этот способ определения поправки секстанта будет изложен в гл. VI.

§ 3.8. ХАРАКТЕР ИЗМЕНЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫХ КООРДИНАТ СВЕТИЛ В ПОЛЕТЕ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ЛЕТАТЕЛЬНОМ АППАРАТЕ

Каждый член уравнения пеленгации светила плоскостью, за исключением компенсирующих членов, представляет собой угол ухода плоскости пеленгации из направления на светило при соответствующем угле возмущающего вращения плоскости пеленгации. Следовательно, возмущающие члены уравнения пеленгации, взятые с обратным знаком, характеризуют угол, на который уйдет светило из прежнего положения (от плоскости пеленгации) за счет соответствующей причины.

Воспользуемся этим свойством уравнения пеленгации для анализа характера изменения горизонтальных координат светил в полете. Рассмотрим соотношения, определяющие скорость их изменения за счет соответствующих причин.

1. Влияние вращения Земли

В уравнении пеленгации светила плоскостью с аэродинамического летательного аппарата (2.37) влияния вращения Земли характеризуется двумя членами, содержащими угол поворота Земли $d\Theta$:

$$Fd\Theta \cos \varphi + Hd\Theta \sin \varphi.$$

На основании сформулированного выше свойства уравнения пеленгации изменение некоторого параметра Π за счет вращения Земли определяется соотношением:

$$d\Pi = -Fd\Theta \cos \varphi - Hd\Theta \sin \varphi. \quad (3.10)$$

Было показано [см. соотношения (2.52)], что при изменении азимута светила плоскостью пеленгации, совпадающей с плоскостью вертикала светила:

$$F = \operatorname{tg} h \cos A; \quad H = -1.$$

Подставляя эти соотношения в (3.10), заменяя $d\Pi$ на dA и учитывая, что $d\Theta = \omega_3 dt$, получим соотношение, определяющее скорость изменения азимута светила за счет вращения Земли:

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\Theta = \omega_3 (\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h \cos A). \quad (3.11)$$

При измерении высоты светила ($d\Pi = dh$) на основании (2.53) имеем

$$F = -\sin A, \quad H = 0.$$

Учитывая это в (3.10), будем иметь

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_\Theta = \omega_3 \cos \varphi \sin A. \quad (3.12)$$

Этим соотношением определяется скорость изменения высоты светила за счет суточного вращения Земли.

Проведем анализ полученных соотношений (3.11) и (3.12).

Характер изменения азимута светила достаточно сложный.

В момент верхней кульминации к югу от зенита ($A = 180^\circ$)

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\Theta = \omega_3 (\sin \varphi + \cos \varphi \operatorname{tg} h_b). \quad (3.13)$$

В момент верхней кульминации светила к северу от зенита ($A = 0^\circ$)

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\Theta = \omega_3 (\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h_b), \quad (3.14)$$

а для момента нижней кульминации светила ($A=0^\circ$)

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\Theta = \omega_3 (\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h_n). \quad (3.15)$$

Сравнение (3.13) и (3.15), а также (3.14) и (3.15) с учетом, что $h_B > h_n$, свидетельствует о том, что в верхней кульминации светила скорость изменения его азимута за счет вращения Земли наибольшая, в нижней — наименьшая.

В момент прохождения светилом первого вертикала ($A=90^\circ$; 270°)

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\Theta = \pm \omega_3 \sin \varphi. \quad (3.16)$$

Для наблюдателя на экваторе ($\varphi=0^\circ$)

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\Theta = -\omega_3 \operatorname{tg} h \cos A. \quad (3.17)$$

Для наблюдателя на полюсах Земли ($\varphi = \pm 90^\circ$)

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\Theta = \pm \omega_3, \quad (3.18)$$

что свидетельствует о равномерном изменении азимута светила в этих условиях.

Проведем аналогичный анализ формулы, характеризующей скорость изменения высоты светила (3.12).

Максимальное значение скорости изменения высоты светила (при $0^\circ < \varphi < 90^\circ$)

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{\Theta \max} = \pm \omega_3 \cos \varphi \quad (3.19)$$

будет в моменты прохождения светилом первого вертикала ($A=90^\circ$; 270°), а минимальное

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{\Theta \min} = 0$$

будет в моменты кульминации светила ($A=0^\circ$; 180°).

Для наблюдателя на земном экваторе ($\varphi=0^\circ$),

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_\Theta = \omega_3 \sin A, \quad (3.20)$$

а на полюсах Земли ($\varphi = \pm 90^\circ$)

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_\Theta = 0.$$

При определении поправки секстанта по кульминирующему светилу вследствие того, что в момент кульминации $\frac{dh}{dt} = 0$,

можно для повышения точности определения поправки несколько раз измерить высоту светила вблизи момента кульминации и взять среднее значение измеренной высоты.

2. Влияние перемещения самолета

Скорости современных самолетов соизмеримы и превосходят линейную скорость суточного вращения точек земной поверхности. Поэтому при полете в некоторых условиях влияние перемещения самолета на изменение горизонтальных координат светил является даже более существенным по сравнению с вращением Земли.

В уравнении пеленгации (2.37) влияние перемещения самолета при полете по ортодромии характеризуется такими двумя членами:

$$F dS \sin \alpha + G dS \cos \alpha$$

и навигационной компонентой при полете по локсодромии, характеризующей угол схождения меридианов при движении самолета (2.20), (2.23).

Если курсовой параметр Π измеряется относительно некоторого начального меридиана (например, относительно меридиана исходного пункта маршрута — ИПМ), то его изменение будет определяться двумя членами:

$$d\Pi = -F dS \sin \alpha - G dS \cos \alpha. \quad (3.21)$$

Заменяя $d\Pi = dA$ и учитывая значения F и G из (2.52), получим формулу для определения характера изменения азимута светила, обусловленного перемещением самолета:

$$\frac{dA}{dS} = \operatorname{tg} h \sin (A - \alpha), \quad (3.22)$$

где α — истинный путевой угол самолета.

Величину разности $A - \alpha = \psi$ называют *путевым пеленгом светила*. Поэтому (3.22) можно представить и так:

$$\frac{dA}{dS} = \operatorname{tg} h \sin \psi. \quad (3.23)$$

Отсюда легко определить соотношение, характеризующее скорость изменения азимута светила за счет перемещения самолета:

$$\left(\frac{dA}{dt} \right)_S = W \operatorname{tg} h \sin \psi, \quad (3.24)$$

где W — путевая скорость самолета.

Получим еще одно полезное соотношение, характеризующее изменение азимута светила. При полете по меридиану $\alpha=0^\circ$, $dS=d\varphi$ и тогда из (3.22)

$$\frac{dA}{d\varphi} = \operatorname{tg} h \sin A. \quad (3.25)$$

Формулой (3.25) определяется характер изменения азимута светила за счет изменения широты места самолета.

Для высоты светила, заменяя $d\Pi$ на dh и подставляя в (3.21) значения F и G из (2.53), получим

$$\frac{dh}{dS} = \cos \psi \quad (3.26)$$

или

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_S = W \cos \psi. \quad (3.27)$$

Из (3.26)

$$\frac{dh}{d\varphi} = \cos A. \quad (3.28)$$

Таким образом, при отсчете азимута от некоторого начального меридиана скорость изменения азимута светила за счет перемещения самолета (3.24) увеличивается с увеличением путевой скорости самолета, высоты светила и путевого пеленга светила. При $h=0^\circ$ или при полете на светило, или от него ($\psi=0; 180^\circ$) $\frac{dA}{dt}=0$. При полете с $\psi=90; 270^\circ$ скорость изменения азимута светила максимальна и равна

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_{S \max} = W \operatorname{tg} h.$$

Характер изменения азимута светила при изменении широты места самолета определяется высотой и азимутом светила.

Максимальная скорость изменения высоты светила

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{S \max} = \pm W \quad (3.29)$$

будет при полете на светило ($\psi=0^\circ$) или от него ($\psi=180^\circ$). Минимальное значение $\left(\frac{dh}{dt}\right)_S = 0^\circ$ будет при путевом пеленге светила $\psi=90; 270^\circ$.

Характер изменения высоты светила при изменении широты места самолета определяется только азимутом светила.

При измерении азимута относительно текущего меридиана или меридиана места самолета из (2.37) получим

$$d\Pi = -FdS \sin \alpha - GdS \cos \alpha + Hd\gamma. \quad (3.30)$$

Будем полагать, что пилотажная компонента $d\beta$ в полете равна нулю, и тогда на основании (2.23)

$$d\gamma = dS \operatorname{tg} \varphi \sin \alpha.$$

Заменяя $d\Pi$ на dA и учитывая значения F , G и H [см. соотношения (2.52)], получим

$$\frac{dA}{dS} = \operatorname{tg} h \sin \psi + \operatorname{tg} \varphi \sin \alpha \quad (3.31)$$

и

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_s = W (\operatorname{tg} h \sin \psi + \operatorname{tg} \varphi \sin \alpha). \quad (3.32)$$

При полете по параллели $\alpha = 90^\circ = \text{const}$ и $dS = d\lambda \cos \varphi$. Учитывая это в (3.31), будем иметь

$$\frac{dA}{d\lambda} = \sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h \cos A. \quad (3.33)$$

Учитывая в (3.30) значения параметров пеленгации для случая измерения высоты (2.53), при полете по параллели получим

$$\frac{dh}{d\lambda} = \cos \varphi \sin A. \quad (3.34)$$

Характер изменения азимута светила при измерении относительно текущего меридиана более сложен, чем при измерении относительно некоторого исходного меридиана. Изменение азимута светила определяется изменением положения самолета относительно светила и углом схождения меридианов (3.31), (3.32). Первое обстоятельство характеризуется первым, а второе — вторым членом в уравнениях (3.31) и (3.32).

За счет изменения долготы азимут изменяется (3.33) так же, как и за счет приращения времени (3.11).

Характер изменения высоты светила при изменении долготы определяется широтой места самолета и величиной азимута светила. При $A = 0; 180^\circ$ величина $\frac{dh}{d\lambda} = 0$, а при $A = 90; 270^\circ$ величина $\frac{dh}{d\lambda} = \pm \cos \varphi$. На данной широте φ такое изменение высоты является максимальным.

Интересно и практически полезно определить те условия полета, при которых изменения горизонтальных координат светила, обусловленные вращением Земли, полностью компенсируются их изменением за счет перемещения самолета. В этом случае суммарное значение

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_\Sigma = 0 \quad \text{и} \quad \left(\frac{dA}{dt}\right)_\Sigma = 0.$$

Суммарное значение скорости изменения высоты светила определяется суммой (3.12) и (3.27):

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{\Sigma} = \omega_3 \cos \varphi \sin A + W \cos(A - \alpha). \quad (3.35)$$

Из условия равенства нулю суммарной скорости изменения высоты получим

$$\cos(A - \alpha) = -\frac{\omega_3 \cos \varphi}{W} \sin A. \quad (3.36)$$

Положим

$$W = \omega_3 \cos \varphi. \quad (3.37)$$

Тогда равенство (3.36) для любого азимута светила соблюдается только при условии, что $\alpha = 270^\circ$.

Условием, при котором перемещение самолета компенсирует изменение горизонтальных координат за счет вращения Земли, является выполнение полета по параллели с путевым углом $\alpha = 270^\circ$ при значении путевой скорости, определяемой соотношением (3.37).

В табл. 3.2 приведены необходимые значения путевой скорости самолета W для некоторых широт φ .

Таблица 3.2

φ°	0	20	40	50	60	70	80	85
W в м/сек	465,0	437,0	356,2	298,9	232,5	159,0	80,7	40,5

Как это следует из (3.36), в принципе для решения поставленной задачи возможно движение и с другими значениями путевых углов и путевых скоростей, однако в этом случае их значения необходимо непрерывно изменять вследствие изменения азимута светила.

Возможность компенсации вращения Земли перемещением самолета можно использовать для создания астрономических тренажных устройств при неподвижных звездах — коллиматорах.

3. Влияние изменения высоты полета

Высота полета сказывается на координатах светила вследствие изменения параллактического смещения светила dp . Из (2.37) учитывая свойства уравнения пеленгации, получим

$$d\Pi = F dp \sin A + G dp \cos A. \quad (3.38)$$

Заменяя $d\Pi$ на dA и учитывая значение параметров пеленгации (2.52), получим очевидное соотношение:

$$\frac{dA}{dp} = \frac{dA}{dH} = 0, \quad (3.39)$$

где dH — приращение высоты полета самолета.

Заменяя в (3.38) $d\Pi$ на dh и учитывая значение параметров пеленгации (2.53), будем иметь

$$\frac{dh}{dp} = -1. \quad (3.40)$$

Подставим вместо dp его значение, например, из (2.30), тогда получим

$$\frac{dh}{dH} = -\frac{\cos h}{D}, \quad (3.41)$$

где D — расстояние между центрами Земли и светила.

Как видно из полученной формулы, значение dh/dH вообще невелико: Максимальная его величина $\left(\frac{dh}{dH}\right)_{\max} = -\frac{1}{D}$ будет при $h = 0^\circ$. При $h = 90^\circ$ отношение $dh/dH = 0$. Такой характер изменения горизонтальных координат светила за счет изменения высоты полета.

4. Влияние собственного движения светил

Видимые собственные движения светил являются также причиной изменения горизонтальных координат светил. Из (2.37) изменение параметра Π за счет видимого собственного движения светила определяется таким соотношением:

$$d\Pi = -FdN \cos h_N \cos A_N - GdN \cos h_N \sin A_N - HdN \sin h_N. \quad (3.42)$$

Заменяв $d\Pi$ на dA и учитывая значения параметров пеленгации при измерении азимута светила (5.52), получим

$$\frac{dA}{dN} = \sin h_N - \operatorname{tg} h \cos h_N \cos (A + A_N) \quad (3.43)$$

или

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_N = \omega_c [\sin h_N - \operatorname{tg} h \cos h_N \cos (A + A_N)], \quad (3.44)$$

где ω_c — угловая скорость движения светила по видимой орбите;

h_N и A_N — «высота» и азимут вектора $d\bar{N}$.

Максимальное значение $\left(\frac{dA}{dt}\right)_N$ будет при $A + A_N = 180^\circ$, если при этом $A = 180^\circ$ и $A_N = 0$.

Азимуту светила $A=180^\circ$ соответствует верхняя кульминация светила к югу от зенита, при которой высота светила определяется последним соотношением (3.6), поэтому максимальное значение скорости изменения азимута светила за счет видимого собственного движения светила будет определяться таким соотношением:

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_N = \omega_c \operatorname{cosec}(\varphi - \delta_N), \quad (3.45)$$

где δ_N — «склонение» вектора \overline{dN} .

Как видно из полученной формулы, максимальное значение скорости изменения азимута увеличивается с уменьшением разности $\varphi - \delta_N$. Это соответствует и для Солнца и для Луны уменьшению широты места самолета. Если φ и δ_N одного знака и по абсолютному значению $\varphi = \delta_N$, то $\left(\frac{dA}{dt}\right)_N = \infty$. Это соответствует прохождению светила через зенит наблюдателя.

Таким образом, собственное движение светила, которое характеризуется изменением прямого восхождения и склонения светила, при работе с курсо-азимутальными приборами необходимо наиболее тщательно учитывать в близэкваториальных областях. Соотношения (3.44) и (3.45) позволяют рассчитать величину погрешности в измерении азимута (курса самолета) за счет погрешности при учете собственного движения светила.

Рассмотрим характер изменения высоты светила. Заменяя в (3.42) $d\Pi$ на dh и учитывая значения параметров пеленгации при измерении высоты светила (2.53), получим

$$\frac{dh}{dN} = \cos h_N \sin(A + A_N) \quad (3.46)$$

или

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_N = \omega_c \cos h_N \sin(A + A_N). \quad (3.47)$$

Максимальное значение скорости изменения высоты будет при наименьшем значении h_N , что соответствует $A_N = 0^\circ$. При этом $h_N = \varphi - \delta_N$. Условие получения максимума (3.46), (3.47) требует также максимального значения $\sin(A + A_N)$, что при $A_N = 0^\circ$ соответствует $A = 90^\circ; 270^\circ$.

Таким образом, максимальная скорость изменения высоты светила будет при $A_N = 0^\circ$ в моменты прохождения светилом первого вертикала, при этом ее значение определяется следующим соотношением:

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_N = \pm \omega_c \cos(\varphi - \delta_N). \quad (3.48)$$

При $\varphi - \delta_N = 0^\circ$

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_N = \pm \omega_c. \quad (3.49)$$

Максимальное из возможных значений скорости изменения высоты светила за счет видимого собственного движения светила численно равно угловой скорости видимого собственного движения светила и наблюдается в соответствующих условиях в моменты прохождения светилом первого вертикала. Для Луны это составляет около $0,55$ *угл. мин/мин*, а для Солнца — примерно $0,04$ *угл. мин/мин*.

§ 3.9. ХАРАКТЕР ИЗМЕНЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫХ КООРДИНАТ СВЕТИЛ В ПОЛЕТЕ НА КОСМИЧЕСКОМ ЛЕТАТЕЛЬНОМ АППАРАТЕ — СПУТНИКЕ ЗЕМЛИ

Для рассмотрения характера изменения высоты и азимута светила в полете на космическом летательном аппарате — спутнике Земли применим ту же методику, что и в предыдущем параграфе.

1. Влияние движения космического летательного аппарата по орбите

Если параметр Π измерять относительно некоторого начального меридиана, то орбитальное движение в уравнении пеленгации светила плоскостью с космического летательного аппарата (2.48) характеризуется такими членами:

$$F d\vartheta \sin \psi + G d\vartheta \cos \psi.$$

С учетом свойства уравнения пеленгации можно записать формулу для оценки изменения параметра Π за счет этого вращения в таком виде:

$$d\Pi = -F d\vartheta \sin \psi - G d\vartheta \cos \psi. \quad (3.50)$$

Для азимута светила $d\Pi = dA$. Учитывая также значения параметров пеленгации F и G из (2.52), получим

$$\frac{dA}{d\vartheta} = \operatorname{tg} h \sin \xi, \quad (3.51)$$

или

$$\left(\frac{dA}{dt} \right)_{\vartheta} = \omega_k \operatorname{tg} h \sin \xi, \quad (3.52)$$

где ω_k — угловая скорость орбитального движения космического летательного аппарата.

Разность $\xi = A - \psi$ есть *орбитальный пеленг светила* — угол между плоскостью орбиты и направлением на светило, отсчитываемый от направления движения космического летательного аппарата.

Из (3.51) и (3.52) при полете на светило или от него ($\xi=0; 180^\circ$)

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\vartheta = 0.$$

Максимальное значение скорости изменения азимута светила

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_{\vartheta \max} = \pm \omega_k \operatorname{tg} h \quad (3.53)$$

будет при $\xi=90; 270^\circ$, т. е. максимальное значение скорости изменения азимута светила равно увеличенному в $\operatorname{tg} h$ раз значению угловой скорости орбитального движения.

При отсчете параметра Π относительно текущего меридиана из (2.48) получим

$$d\Pi = -F d\vartheta \sin \psi - G d\vartheta \cos \psi + H d\psi, \quad (3.54)$$

где $d\psi$ — член, характеризующий вращение системы отсчета (угол схождения меридианов).

Заменяя $d\Pi$ на dA , учитывая значения параметров пеленгации F , G и H на (2.52) и значение угла схождения меридианов, равное в данном случае

$$d\psi = \operatorname{tg} \varphi \sin \psi d\vartheta, \quad (3.55)$$

получим

$$\frac{dA}{d\vartheta} = \operatorname{tg} h \sin \xi + \operatorname{tg} \varphi \sin \psi \quad (3.56)$$

и

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\vartheta = \omega_k (\operatorname{tg} h \sin \xi + \operatorname{tg} \varphi \sin \psi), \quad (3.57)$$

где ψ — текущее значение путевого угла орбиты [см. (2.44)].

При наклонении орбиты $i=0^\circ$ $\psi=90^\circ = \operatorname{const}$ и $\varphi=0^\circ = \operatorname{const}$. Поэтому

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\vartheta = -\omega_k \operatorname{tg} h \sin A, \quad (3.58)$$

а при наклонении орбиты $i=90^\circ$ $\psi=0^\circ = \operatorname{const}$, поэтому

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_\vartheta = \omega_k \operatorname{tg} h \sin A. \quad (3.59)$$

Изменение азимута светила за счет орбитального движения космического летательного аппарата (3.56), (3.57) аналогично изменению азимута светила за счет перемещения самолета (3.31), (3.32).

Для высоты светила из (3.50) с учетом значения параметров пеленгации (2.53) и того, что $d\Pi = dh$, получим

$$\frac{dh}{d\vartheta} = \cos \xi, \quad (3.60)$$

или

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{\vartheta} = \omega_{\kappa} \cos \xi. \quad (3.61)$$

Максимальное значение скорости изменения высоты светила

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{\vartheta \text{ max}} = \omega_{\kappa} \quad (3.62)$$

наблюдается при полете на светило или от него ($\xi = 0; 180^\circ$).

При полете с $\xi = 90; 270^\circ$

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{\vartheta} = 0.$$

При наклонениях орбиты $i = 90^\circ$ и $i = 0^\circ$

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_{\vartheta} = \pm \omega_{\kappa} \cos A, \quad (3.63)$$

знак минус соответствует $i = 0^\circ$.

Такой характер изменения высоты светила свидетельствует о том, что видимое в полете движение светил, обусловленное орбитальным движением космического летательного аппарата, происходит по малым кругам, плоскости которых параллельны плоскости орбиты.

2. Влияние прецессии орбиты

Влияние прецессии орбиты в уравнении (2.48) определяется двумя членами

$$-Fd\Omega \cos \varphi - Hd\Omega \sin \varphi.$$

Поэтому изменение некоторого параметра Π за счет прецессии орбиты характеризуется следующим соотношением:

$$d\Pi = Fd\Omega \cos \varphi + Hd\Omega \sin \varphi. \quad (3.64)$$

Заменим $d\Pi$ на dA , тогда получим с учетом параметров пеленгации для азимута светила

$$\frac{dA}{d\Omega} = \operatorname{tg} h \cos \varphi \cos A - \sin \varphi \quad (3.65)$$

и

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_{\Omega} = \omega_{\text{пр}} (\operatorname{tg} h \cos \varphi \cos A - \sin \varphi), \quad (3.66)$$

где $\omega_{\text{пр}}$ — мгновенное значение угловой скорости прецессии орбиты.

Из (3.64) можно получить соответствующие соотношения, характеризующие изменение высоты светила за счет прецессии орбиты:

$$\frac{dh}{d\Omega} = -\sin A \cos \varphi, \quad (3.67)$$

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)_\Sigma = -\omega_{\text{пр}} \sin A \cos \varphi. \quad (3.68)$$

В формулах (3.65)—(3.68) φ — широта места космического летательного аппарата, а A и h соответственно азимут и высота светила в этой точке.

Полученные формулы схожи с формулами (3.11), (3.12), которые определяют характер изменения горизонтальных координат светил для аэродинамического самолета за счет вращения Земли. Эти формулы в предыдущем параграфе тщательно исследовались.

Отметим, что угловая скорость прецессионного движения значительно меньше угловой скорости Земли. Так, для первых трех советских ИСЗ $\omega_{\text{пр}}$ была в пределах 2,5—3 град/сутки [3], что примерно в 120—150 раз меньше угловой скорости вращения Земли. Вследствие этого изменение горизонтальных координат светил за счет прецессии орбиты космического летательного аппарата является достаточно медленным.

3. Влияние изменения высоты полета

Влияние этого фактора такое же, как и для аэродинамического летательного аппарата; оно определяется соотношениями (3.36), (3.37), (3.38). Непосредственное значение параллактического смещения светила можно рассчитать, например, с помощью соотношения

$$p = \frac{r}{D} \cos h,$$

где r — текущее значение радиуса-вектора космического летательного аппарата;

D — расстояние между центрами Земли и небесного тела (светила).

4. Влияние собственного движения светил

Характер изменения горизонтальных координат светил за счет их собственного движения в космическом полете аналогичен характеру изменения горизонтальных координат в полете аэродинамического летательного аппарата и определяется полученными в предыдущем параграфе соотношениями (3.40), (3.41), (3.43), (3.44).

Вращения космического летательного аппарата относительно собственных осей $\overline{d\eta}$, $\overline{d\gamma}$ и $\overline{d\psi}$ не вызывают изменения азимута светила и высоты светила, но могут явиться причиной появления погрешности в их измерении с борта космического летательного аппарата и причиной изменения положения светила относительно летательного аппарата. Определим характер этих погрешностей.

Из уравнения пеленгации с учетом его свойства получим

$$\left. \begin{aligned} d\Pi &= F d\eta \cos \psi - G d\eta \sin \psi, \\ d\Pi &= F d\gamma \sin \psi + G d\gamma \cos \psi, \\ d\Pi &= -H d\psi. \end{aligned} \right\} \quad (3.69)$$

Заменяя $d\Pi$ на ΔA и Δh , а также подставив соответствующие им параметры пеленгации, получим

$$\left. \begin{aligned} (\Delta A)_\eta &= \Delta\eta \operatorname{tg} h \cos \xi, \\ (\Delta A)_\gamma &= -\Delta\gamma \operatorname{tg} h \sin \xi, \\ (\Delta A)_\psi &= \Delta\psi. \end{aligned} \right\} \quad (3.70)$$

$$\left. \begin{aligned} (\Delta h)_\eta &= \Delta\eta \cos \xi, \\ (\Delta h)_\gamma &= -\Delta\gamma \cos \xi, \\ (\Delta h)_\psi &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.71)$$

Этими уравнениями определяется характер погрешностей измерения азимута (курсового угла) и высоты светила за счет собственных вращений космического летательного аппарата или измерительного устройства навигационной системы (системы ориентации). Этими же соотношениями, взятыми с обратными знаками, характеризуются «уходы» светила по азимуту (курсовому углу) и высоте за счет вращений космического летательного аппарата или измерительного устройства.

§ 3.10. ХАРАКТЕР ИЗМЕНЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ КООРДИНАТ СВЕТИЛ В ПОЛЕТЕ НА КОСМИЧЕСКОМ ЛЕТАТЕЛЬНОМ АППАРАТЕ — СПУТНИКЕ ЗЕМЛИ

Орбитальные координаты светила не остаются в полете постоянными. Причинами этого являются прецессия орбиты, маневры космического летательного аппарата, связанные с изменением наклона орбиты и прямого восхождения восходящего узла, и наконец, собственные движения светил. Рассмотрим более подробно характер изменения орбитальных координат светил в полете. При анализе воспользуемся уравнением пеленгации (2.49), полученным с использованием исходной плоскости, совпадающей с плоскостью орбиты.

1. Влияние прецессии орбиты

В уравнении (2.49) влияние прецессии орбиты учитывается членами

$$Gd\Omega \sin i + Hd\Omega \cos i.$$

На основании свойства уравнения пеленгации изменение некоторого параметра Π за счет прецессии орбиты будет определяться следующим соотношением:

$$d\Pi = -Gd\Omega \sin i - Hd\Omega \cos i. \quad (3.72)$$

Заменяя здесь $d\Pi$ на da_0 и подставляя значения параметров пеленгации из (2.54), получим соотношения, определяющие изменение орбитального восхождения светила:

$$\frac{da_0}{d\Omega} = \operatorname{tg} \delta_0 \sin \alpha_0 \sin i - \cos i \quad (3.73)$$

или

$$\left(\frac{da_0}{dt}\right)_\Omega = \omega_{\text{пр}} (\operatorname{tg} \delta_0 \sin \alpha_0 \sin i - \cos i), \quad (3.74)$$

где $\omega_{\text{пр}}$ — значение угловой скорости прецессии орбиты.

Заменяя теперь в (3.72) $d\Pi$ на $d\delta_0$ и учитывая значения параметров пеленгации из (2.55), получим соотношения, которыми определяется изменение орбитального склонения светила:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\delta_0}{d\Omega} &= -\cos \alpha_0 \sin i, \\ \left(\frac{d\delta_0}{dt}\right)_\Omega &= -\omega_{\text{пр}} \cos \alpha_0 \sin i, \end{aligned} \right\} \quad (3.75)$$

где i — наклонение орбиты космического летательного аппарата.

Соотношения (3.73), (3.74) и (3.75) определяют характер изменения орбитальных координат светил за счет прецессии орбиты. Такими же соотношениями будет определяться изменение орбитальных координат светил за счет орбитальных маневров, связанных с изменением прямого восхождения восходящего узла орбиты. Это объясняется одинаковым действием на плоскость орбиты и прецессии и орбитальных маневров, в результате которых изменяется прямое восхождение восходящего узла орбиты.

2. Влияние изменения наклона орбиты

Из (2.49) с учетом свойства уравнения пеленгации можно записать:

$$d\Pi = -Fdi. \quad (3.76)$$

Учитывая значения параметров пеленгации при измерении орбитальных координат светила (2.54) и (2.55) и заменяя в (3.76) $d\Pi$ на $d\alpha_0$ и $d\delta_0$, будем иметь

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\alpha_0}{di} &= \operatorname{tg} \delta_0 \cos \alpha_0, \\ \frac{d\delta_0}{di} &= \sin \alpha_0. \end{aligned} \right\} \quad (3.77)$$

Этими формулами определяется характер изменения орбитальных координат светил при изменении наклона орбиты. При необходимости получения малых значений $d\alpha_0/di$ за счет изменения наклона орбиты следует выбирать светила с малыми величинами δ_0 и с α_0 , близкими к 90° или 270° . Малые значения $d\delta_0/di$ обеспечивают светила с α_0 , близкими к 0° или 180° .

3. Влияние собственного движения светил

Изменение параметра Π за счет собственного движения из (2.49) характеризуется следующим соотношением:

$$d\Pi = -F dN \cos \delta_{0N} \cos \alpha_{0N} - G dN \cos \delta_{0N} \sin \alpha_{0N} - H \sin \delta_{0N}. \quad (3.78)$$

Для упрощения анализа собственное движение светила представим двумя независимыми движениями, характеризующими изменение прямого восхождения светила $\overline{dN_\alpha}$ и изменение склонения светила $\overline{dN_\delta}$.

Орбитальные координаты вектора $\overline{dN_\alpha}$.

$$\left. \begin{aligned} \delta_{0N} &= 90^\circ - i, \\ \alpha_{0N} &= \alpha_B + 90^\circ, \end{aligned} \right\} \quad (3.79)$$

а вектора $\overline{dN_\delta}$

$$\left. \begin{aligned} \delta_{0N} &= i, \\ \alpha_{0N} &= 0^\circ, \end{aligned} \right\} \quad (3.80)$$

где i — наклонение орбиты;

α_B — прямое восхождение восходящего узла орбиты.

Рассмотрим вначале влияние изменения прямого восхождения светила. Заменяя в (3.78) $d\Pi$ на $d\alpha_0$, подставив значение параметров пеленгации, соответствующих измерению α_0 светила (2.54), а также орбитальных координат вектора $\overline{dN_\alpha}$ (3.79), получим следующее соотношение:

$$\frac{d\alpha_0}{d\alpha} = \operatorname{tg} \delta_0 \cos \alpha_0 \sin i (\cos \alpha_B - \sin \alpha_B) - \cos i. \quad (3.81)$$

Этим соотношением определяется изменение орбитального восхождения светила α_0 за счет изменения прямого восхождения светила α .

Если теперь в (3.78) заменить $d\Pi$ на $d\delta_0$, подставить в него значения параметров пеленгации, соответствующих измерению орбитального склонения светила (2.55), и те же, что и в предыдущем случае орбитальные координаты вектора \overline{dN}_α , то получим соотношение, характеризующее изменение орбитального склонения светила δ_0 за счет изменения прямого восхождения светила α :

$$\frac{d\delta_0}{d\alpha} = -\sin i \cos(\alpha_0' - \alpha_0). \quad (3.82)$$

Аналогичным образом, подставляя в (3.78) орбитальные координаты вектора \overline{dN}_δ , характеризующего изменение склонения светила (3.80), можно получить следующие формулы:

$$\frac{d\alpha_0}{d\delta} = \operatorname{tg} \delta_0' \cos \alpha_0' \cos i - \sin i, \quad (3.83)$$

$$\frac{d\delta_0}{d\delta} = \sin \alpha_0' \cos i. \quad (3.84)$$

Этими последними соотношениями определяется характер изменения орбитальных координат светила α_0 и δ_0 за счет изменения склонения светила вследствие его видимого движения на небесной сфере.

Вращение космического летательного аппарата относительно собственных осей $\overline{d\eta}$, $\overline{d\gamma}$ и $\overline{d\psi}$ не вызывает изменения орбитальных координат светила, но может явиться причиной погрешностей в их измерении. Определим характер этих погрешностей.

Из уравнения пеленгации (2.49) с учетом его свойств можно записать:

$$\left. \begin{aligned} d\Pi &= F d\eta \sin(\omega + \vartheta) - G d\eta \cos(\omega + \vartheta), \\ d\Pi &= -H d\gamma, \\ d\Pi &= -F d\psi \cos(\omega + \vartheta) - G d\psi \sin(\omega + \vartheta). \end{aligned} \right\} \quad (3.85)$$

Заменив $d\Pi$ на $\Delta\alpha_0$ и $\Delta\delta_0$ и подставив в (3.85) соответствующие им параметры пеленгации, получим

$$\left. \begin{aligned} (\Delta\alpha_0)_\eta &= \Delta\eta \operatorname{tg} \delta_0' \sin[\alpha_0' + (\omega + \vartheta)], \\ (\Delta\alpha_0)_\gamma &= \Delta\gamma, \\ (\Delta\alpha_0)_\psi &= -\Delta\psi \operatorname{tg} \delta_0' \cos[\alpha_0' + (\omega + \vartheta)], \end{aligned} \right\} \quad (3.86)$$

$$\left. \begin{aligned} (\Delta\delta_0)_\eta &= -d\eta \cos[\alpha_0' + (\omega + \vartheta)], \\ (\Delta\delta_0)_\gamma &= 0, \\ (\Delta\delta_0)_\psi &= -\Delta\psi \sin[\alpha_0' - (\omega + \vartheta)]. \end{aligned} \right\} \quad (3.87)$$

Этими соотношениями определяются возможные величины погрешностей измерения орбитальных координат светил за счет вращения космического летательного аппарата или измерительного блока навигационной системы, или системы ориентации относительно соответствующих осей. Этими соотношениями, взятыми с обратными знаками, характеризуется «уход» светила по орбитальному восхождению и склонению за счет собственных вращений космического летательного аппарата.

Полученные соотношения могут быть использованы для анализа работы по небесным светилам системы ориентации и для выбора оптимальных светил. Характер и методика решения этих задач не являются предметом рассмотрения в данной работе.

*
* *
*

Полученные в этой главе соотношения, характеризующие изменение координат светил за счет соответствующих причин, могут быть использованы для определения точности решения навигационных задач астрономическими методами, для разработки требований к точности ввода в астронавигационные системы первичных параметров. Такими параметрами могут быть, например, местный часовой угол светила и его склонение, координаты места самолета, вводимые в автоматические астрокомпасы. Наряду с этим известны методы астронавигационных определений, основанные на измерении скорости изменения некоторых параметров — высоты и азимута.

Исследование изменения координат светил выполнено здесь методом анализа возмущающих вращательных движений. Способ этот не является единственным, однако в ряде случаев он наиболее простой.

ИЗМЕРЕНИЕ ВРЕМЕНИ ПО ДВИЖЕНИЮ НЕБЕСНЫХ СВЕТИЛ

Для измерения времени пользуются естественными или создаваемыми искусственно периодическими процессами с достаточно постоянным периодом повторения. Вращение небесного свода и периодическое движение по нему Солнца, являющиеся отражением вращения Земли вокруг своей оси и обращения ее вокруг Солнца, дают две основные единицы измерения времени — сутки и год.

Искусственно создаваемыми для измерения времени процессами являются: колебания маятника, балансира в часах, резонансные колебания кварцевой пластины (кварцевые часы), колебательные процессы в атомах и молекулах (атомные часы — атомохроны, молекулярные часы с использованием молекулярных генераторов колебаний — мазеров).

Применение новых принципов измерения времени с помощью высокостабильных атомных часов оказалось настолько эффективным, что позволило обнаружить неравномерность вращения Земли, нестабильность ее вращения, которая оценивается величиной 10^{-8} , что соответствует ошибке часов на 1 сек за 100 млн. сек или приблизительно за 3 года.

Однако астрономические методы измерения времени сейчас широко применяются в повседневной жизни в тех областях, где они обеспечивают приемлемую точность. Это объясняется достаточной их простотой и возможностью применения практически в любое время.

При измерении времени астрономическими методами *сутками* называют промежуток времени между двумя последовательными одноименными (или верхними, или нижними) кульминациями на данном меридиане некоторой точки небесной сферы. В соответствии с этим системы измерения времени имеют двойное название — по тому меридиану, на котором измеряется время, и по той точке небесной сферы, которую используют для измерения, например, гринвичское звездное время или московское декретное время. В качестве такой точки небесной сферы берут точку весеннего равноденствия, центр истинного Солнца, или так называемое среднее Солнце.

Время как часть суток от момента их начала измеряют величиной местного часового угла этой точки на данном меридиане.

Промежуток времени между двумя последовательными прохождениями Солнцем точки весеннего равноденствия называют *годом*.

Рассмотрим основные системы измерения времени.

§ 4.1. ЗВЕЗДНОЕ ВРЕМЯ

В этой системе для измерения времени пользуются точкой весеннего равноденствия.

Промежуток времени между двумя последовательными верхними кульминациями точки весеннего равноденствия называется *звездными сутками*.

Местное звездное время S в данный момент численно равно местному часовому углу точки весеннего равноденствия (точки Овна)

$$S = t\gamma. \quad (4.1)$$

В момент начала звездных суток $S = 0$.

Вследствие смещения точки весеннего равноденствия за счет прецессии земной оси к западу на $0'',138$ за сутки звездные сутки короче периода вращения Земли вокруг своей оси на $0,0084$ сек.

Звездное время не поддается непосредственному измерению, так как точка весеннего равноденствия на небесной сфере не видна. Его можно определить, измерив тем или иным способом местный часовой угол светила.

Действительно, из рис. 4.1.

$$S = \alpha + t, \quad (4.2)$$

где α — прямое восхождение светила;

t — измеренное значение местного часового угла светила.

Для определения местного звездного времени по какой-либо звезде необходимо знать ее прямое восхождение и измерить ее местный часовой угол.

Обычно звездные хронометры проверяют по кульминирующей звезде. Для момента верхней кульминации, как это следует из (3.6), (3.7) и (3.8), $t = 0^\circ$, поэтому

$$S = \alpha, \quad (4.3)$$

а для нижней кульминации $t = 180^\circ$ из (3.9), следовательно,

$$S = \alpha \pm 180^\circ. \quad (4.4)$$

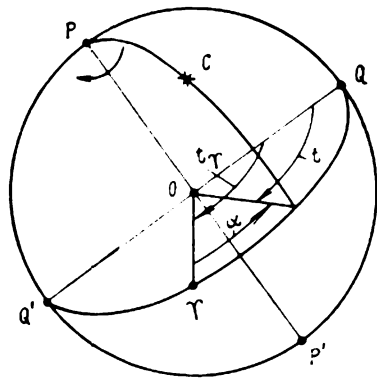


Рис. 4.1. Измерение звездного времени

Если исходным меридианом при определении местного звездного времени является гринвичский меридиан, то это время называют *гринвичским звездным временем* и обозначают $S_{гр}$.

Звездное время широко применяется в авиационной астрономии, так как звездные сутки практически постоянны, а способы его определения достаточно просты. Так, например, местное звездное время является входной величиной в Таблицы высот и азимутов звезд (ТВАЗ). Работа астроориентатора типа БЦ-63 (63А) обеспечивается звездными часами, выдающими в решающее устройство значение $S_{гр}$. Расчет элементов движения космического летательного аппарата относительно поверхности Земли также требует учета звездного времени.

Значения $S_{гр}$ на каждый час гринвичского времени соответствующей даты даются в Авиационном астрономическом ежегоднике (ААЕ).

Звездное время не связано с Солнцем, поэтому пользоваться им в повседневной жизни неудобно. Вследствие видимого годового движения Солнца по эклиптике начало звездных суток в течение года приходится на разное время дня и ночи.

§ 4. 2. СОЛНЕЧНОЕ ВРЕМЯ

Промежуток времени между двумя последовательными верхними кульминациями центра солнечного диска называют *истинными солнечными сутками*. *Истинное солнечное время* в данный момент численно равно местному часовому углу центра солнечного диска.

Вследствие того, что в видимом годовом движении за каждые сутки Солнце перемещается по эклиптике в сторону, противоположную суточному вращению небесной сферы, продолжительность истинных солнечных суток больше продолжительности звездных суток примерно на 4 мин.

Истинное солнечное время связано с движением Солнца, поэтому оно согласуется с условиями естественного освещения. Однако истинное солнечное время применять неудобно. Вследствие неравномерного движения Солнца по эклиптике и наклона эклиптики к экватору истинные солнечные сутки не имеют одинаковой продолжительности в течение года. Длиннее всего они в январе (24 часа 00 мин 30 сек среднего времени) и короче всего в июле (23 часа 59 мин 39 сек среднего времени). Максимальная разница в продолжительности истинных солнечных суток — примерно 51 сек.

Для получения постоянных солнечных суток вводят две фиктивные точки, называемые средним Солнцем.

Среднее эклиптическое Солнце, или *первое среднее Солнце*, — фиктивная точка, равномерно движущаяся по эклиптике и совершающая полный оборот за то же время, за которое совершает полный оборот при неравномерном движении по эклип-

тике истинное Солнце. При прохождении Землей перигелия и афелия, т. е. два раза в год, первое среднее Солнце совпадает с центром истинного Солнца.

Среднее экваториальное Солнце, или второе среднее Солнце, — фиктивная точка, равномерно движущаяся по небесному экватору и совершающая полный оборот за год. Первое и второе среднее Солнце одновременно проходят через точки весеннего и осеннего равноденствия.

У первого среднего Солнца равномерно изменяется эклиптическая долгота, а у второго — равномерно изменяется прямое восхождение. По этой причине, а также вследствие одновременного прохождения ими точки весеннего равноденствия в течение всего года

$$\alpha_2 = \lambda_1, \quad (4.5)$$

где α_2 — прямое восхождение второго среднего Солнца;

λ_1 — эклиптическая долгота первого среднего Солнца.

Второе среднее Солнце используется для измерения времени.

Промежуток времени между двумя последовательными вершинами кульминациями второго среднего Солнца называют *средними сутками*. *Местное среднее солнечное время* измеряется местным часовым углом второго среднего Солнца

$$m = t_{\oplus}. \quad (4.6)$$

Вследствие равномерного изменения прямого восхождения второго среднего Солнца продолжительность средних солнечных суток постоянна и равна средней продолжительности истинных солнечных суток за год.

Среднее время, так же как и звездное, не может быть измерено непосредственно, его определяют через истинное солнечное время.

Можно записать

$$t_{\oplus} = t_{\odot} - E, \quad (4.7)$$

где t_{\odot} — местный часовой угол истинного Солнца;

t_{\oplus} — местный часовой угол второго среднего Солнца;

E — разность часовых углов истинного Солнца и второго среднего.

Определим величину разности E , называемой *уравнением времени*. Для одного и того же момента на основании (4.2) справедливы два соотношения:

$$S = \alpha_{\odot} + t_{\odot}, \quad S = \alpha_{\oplus} + t_{\oplus}.$$

Здесь знаки \odot и \oplus соответствуют истинному Солнцу и среднему.

Из этих соотношений, учитывая, что $E = t_{\odot} - t_{\oplus}$, получим

$$E = \alpha_{\oplus} - \alpha_{\odot}. \quad (4.8)$$

Изменяющееся равномерно прямое восхождение Солнца α_{\odot} может быть вычислено для любого момента, а прямое восхождение истинного Солнца α_{\odot} вычисляется с высокой точностью, например при составлении Астрономических ежегодников. Следовательно, можно рассчитать значение уравнения времени на любой день года, на любой момент.

Зная величину E , можно при измерении местного часового угла истинного Солнца определить по формуле (4.7) местное среднее время t .

Для определения величины E (в мин) можно воспользоваться следующим соотношением:

$$E = 7,7 \sin(\lambda_{\odot} + 259^{\circ}) + 9,9 \sin 2\lambda_{\odot}, \quad (4.9)$$

где λ_{\odot} — эклиптическая долгота истинного Солнца.

Менее точно величину E можно определить по графику на рис. 4.2. Как видно из графика, разница во времени, исчисляемом по истинному Солнцу и по второму среднему 4 раза в год, равна нулю и изменяется в пределах от $-16,4$ до $+14,4$ мин.

Средние сутки также длиннее звездных.

Начало средних суток приходится на момент верхней кульминации второго среднего Солнца, т. е. на полдень. Это создает известные неудобства в практической жизни. Для устранения этого неудобства условились начало суток считать в полночь по среднему времени. Это время, отсчитываемое от средней полуночи, называют *гражданским*

$$T = t \pm 12 \text{ час.}$$

Местным гражданским временем широко пользовались в ряде стран в том числе и в России до 1919 г.

В любой системе измерения время определяется величиной часового угла некоторой точки небесной сферы. За сутки (24 часа) за счет вращения Земли часовой угол точки небесной сферы, по которой определяется время, изменяется на 360° , поэтому время можно выражать и в угловых единицах.

360°	соответствует	24 час	24 час	соответствуют	360°
1°	"	4 мин	1 час	"	15°
1'	"	4 сек	1 мин	"	15'
1"	"	0,07 сек	1 сек	"	15"

Эти соотношения справедливы для любой системы измерения времени (например, 360° соответствуют 24 час звездного времени и т. д.).

Гражданское время является основой для поясного и декретного времени.

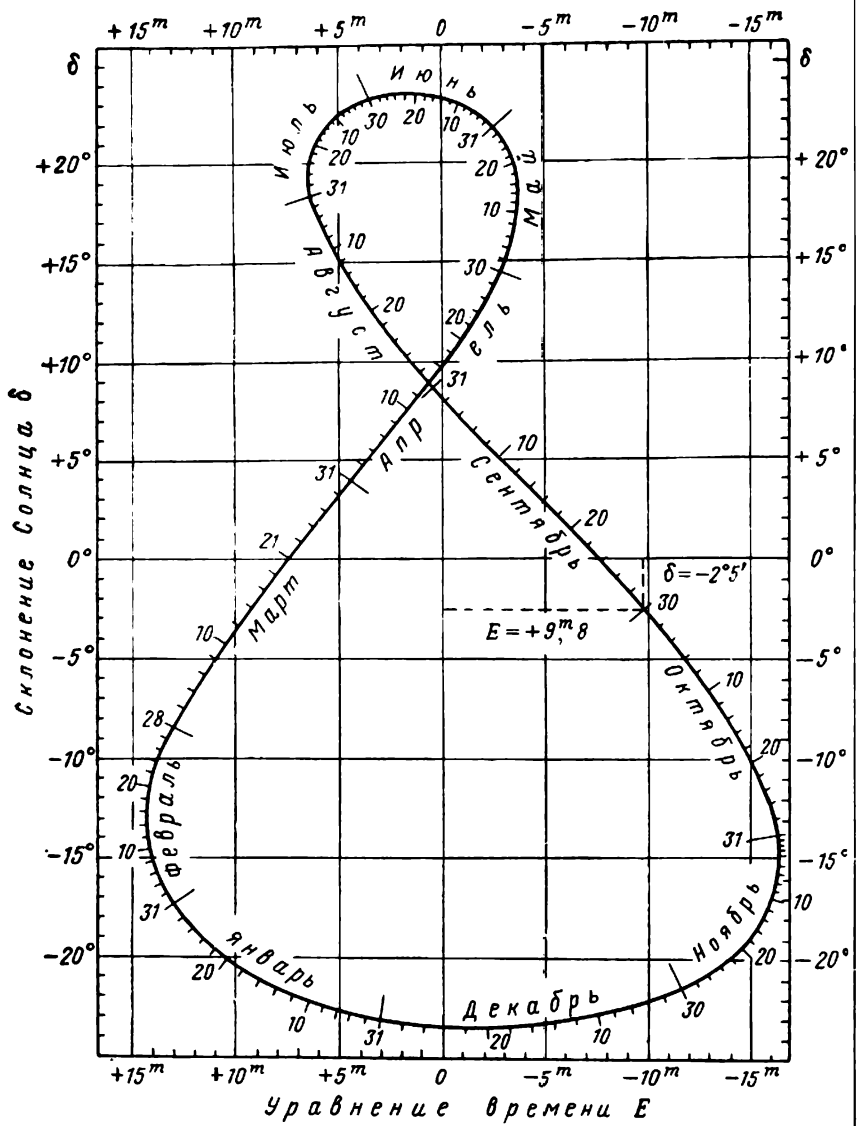


Рис. 4.2. Номограмма для определения величины E и склонения δ Солнца

§ 4.3. ПОЯСНОЕ И ДЕКРЕТНОЕ ВРЕМЯ

Время измеряется местным часовым углом соответствующей точки небесной сферы, поэтому в один и тот же момент каждый меридиан в данной системе измерения времени имеет свое собственное (местное) время.

Из (1.4)

$$t_{\gamma} = t_{\text{гр}}\gamma + \lambda,$$

но $t_{\gamma} = S$, а $t_{\text{гр}}\gamma = S_{\text{гр}}$, поэтому

$$S = S_{\text{гр}} + \lambda. \quad (4.10)$$

По аналогии с этим

$$T = T_{\text{гр}} + \lambda. \quad (4.11)$$

При $S_{\text{гр}} = 0$ и $T_{\text{гр}} = 0$

$$S = \lambda, \quad T = \lambda.$$

Время $T_{\text{гр}}$ называют *гринвичским*, или *всемирным*, временем.

Для двух пунктов с различными долготами λ_1 и λ_2 и одного и того же момента на основании (1.3) имеем

$$t_2 - t_1 = \lambda_2 - \lambda_1,$$

а так как в любой системе время измеряется местным часовым углом некоторой точки небесной сферы, то

$$S_2 - S_1 = \lambda_2 - \lambda_1 \quad (4.12)$$

и

$$T_2 - T_1 = \lambda_2 - \lambda_1. \quad (4.13)$$

Разность местных времен равна разности долгот мест наблюдателей.

Соотношения (4.10)—(4.13) весьма важные и широко используются при решении практических задач авиационной астрономии. Эти соотношения дают достаточно простые способы определения долготы места.

Применение местного времени в повседневной жизни неудобно. Действительно, в один и тот же момент времени соседние пункты имеют разное, свое собственное местное время. Так, например, в сравнительно близко расположенных городах Москве и Рязани местное время отличается на 8 мин 42 сек и даже разные части одного города имеют свое собственное время.

Неудобство пользования местным временем в связи с развитием транспорта, расширением промышленных, экономических связей внутри отдельных государств и между ними очевидно. Появилась необходимость введения более удобной системы измерения времени. Так, например, к 1883 г. в США применялось 75 различных систем измерения времени. На некоторых узловых

станциях имелось трое часов, установленных по гражданскому времени трех различных меридианов: одни для поездов, движущихся на восток, другие — на запад, а третьи — по местному гражданскому времени.

В 1870 г. Чарльз Доуд предложил новую систему измерения времени, известную сейчас под названием *поясное время*.

Сущность этой системы заключается в следующем. Весь земной шар разбивается по меридианам на 24 пояса — от нулевого до 23-го включительно или от нулевого до 12-го включительно на запад и на восток. Эти пояса называются *часовыми поясами*.

Средние меридианы соседних поясов отстоят друг от друга на 15° , что соответствует 1 часу времени. Средним меридианом нулевого часового пояса является гринвичский меридиан. Таким образом, номер часового пояса представляет собой выраженную во времени долготу среднего меридиана данного часового пояса.

Границы часовых поясов проходят по меридианам, удаленным от среднего меридиана данного часового пояса на $\pm 7^\circ 30'$ только в открытых морях до границ территориальных вод и на необжитых территориях. В остальных случаях границы часовых поясов проходят по ближайшим политическим и административным границам, по большим рекам, водоразделам.

На территории всего часового пояса устанавливается единое время — местное гражданское время среднего меридиана данного часового пояса. На всей территории нулевого часового пояса единое время — местное гражданское время нулевого меридиана, называемое гринвичским, или всемирным. На всей территории, например, четвертого восточного часового пояса установлено этой системой единое время — местное гражданское время меридиана с долготой $\lambda = 60^\circ$ вост.

В соседних часовых поясах время отличается на 1 час, а в различных — всегда на целое число часов.

Эта система измерения времени оказалась весьма удобной и для транспорта, и для различных научных наблюдений, и для бытовых целей человека. Вот почему с теми или иными изменениями она применяется в большинстве стран.

В нашей стране поясное время было введено 1 мая 1918 г. для судов морского флота, а затем декретом СНК от 8 февраля 1919 г. оно было введено на всей территории РСФСР. Постановлением СНК от 17 января 1924 г. поясное время было введено на всей территории СССР.

16 июня 1930 г. было опубликовано постановление правительства нашей страны о переводе на всей территории страны в целях экономии электроэнергии стрелки часов в летний период вперед на 1 час. Затем это было распространено и на все остальное время года. Такое время получило название *декретного*.

Таким образом, декретное время в нашей стране — это увеличенное на 1 час время данного часового пояса или, иначе, это время соседнего часового пояса. На территории второго часового

пояса, где располагается Москва, живут по времени третьего часового пояса, на территории третьего часового пояса — по времени четвертого и т. д. Поэтому *московским временем* называют время третьего часового пояса T_3 .

С 1 марта 1957 г. в нашей стране установлены новые границы часовых поясов в связи с тем, что установленные в 1919 г. границы часовых поясов не соответствовали новому районированию и современной экономике страны.

На территории СССР проходит 11 часовых поясов со 2-го по 12-й восточный включительно. Карта с границами часовых поясов приводится в Авиационном астрономическом ежегоднике (ААЕ).

Декретное время существует и в других странах. Так, в некоторых европейских странах, например в Англии и США, стрелки часов в летний период переставляют вперед на 1 час, а в некоторых (Франция) стрелки постоянно переведены вперед на 1 час.

Разность поясных времен равна разности номеров часовых поясов:

$$T_{N_2} - T_{N_1} = N_2 - N_1. \quad (4.14)$$

Это соотношение позволяет определить поясное время любого часового пояса (например, T_{N_2}) по поясному времени некоторого другого часового пояса (T_{N_1}):

$$T_{N_2} = T_{N_1} + (N_2 - N_1). \quad (4.15)$$

На практике часто приходится решать задачи, связанные с необходимостью перехода от поясного времени T_N к местному гражданскому T и обратно. Соотношения для решения этих задач можно получить из (4.13) и (4.14)

$$\left. \begin{aligned} T &= T_N - N + \lambda, \\ T_N &= T - \lambda + N, \\ T_{\text{гр}} &= T_N - N, \\ T_{\text{гр}} &= T - \lambda, \end{aligned} \right\} \quad (4.16)$$

где $T_{\text{гр}}$ — гринвичское, или всемирное, время.

Эти соотношения получены для восточной долготы и восточных часовых поясов. Для западной долготы и западных часовых поясов знаки у долготы и у номеров часовых поясов должны быть изменены на обратные.

При кругосветном путешествии с запада на восток приходится непрерывно переставлять время вперед. К концу путешествия путешественник по своему счету времени опередит местных жителей ровно на одни сутки; при путешествии в западном направлении, наоборот, отстанет на одни сутки. Это обстоятельство исключается введением линии начала отсчета новых суток, или так называемой *линии смены даты*.

От северного полюса Земли линия смены даты проходит по меридиану с долготой 180° до о. Врангеля. Севернее о. Врангеля она отклоняется на восток, проходит по Берингову проливу между Азией и Америкой, далее отклоняется на запад, оставляя о. Святого Лаврентия и Алеутские острова к востоку. На параллели с широтой 50° линия смены даты вновь отклоняется на восток, начиная с параллели с широтой 43° , она вновь идет по меридиану с долготой 180° до параллели с широтой -6° . Здесь она вновь отклоняется на восток и, начиная с параллели с широтой $-16^\circ 30'$, идет по меридиану с западной долготой 170° до параллели с южной широтой 46° . Затем опять отклоняется на запад и, начиная с параллели -51° , проходит до южного полюса по меридиану с долготой 180° .

На этой линии впервые на Земле появляется новое число. Жители нашей страны, живущие западнее линии смены даты, первыми на Земле встречают новый год.

При пересечении линии смены даты с запада на восток необходимо два раза считать одно и то же число, а при пересечении в обратном направлении — с востока на запад — пропускать одно число.

Однако этого правила необходимо придерживаться только в том случае, если в полете пользуются по тем или иным соображениям поясным временем тех мест, над которыми пролетают. Если же в полете пользуются постоянным временем, например поясным временем аэродрома вылета, то при перелете линии смены даты дата не изменится, счет времени производится, как и при полете без пересечения линии смены даты. Так, в космическом полете на кораблях-спутниках «Восток» и «Восход» в течение всего полета космонавты работали и отдыхали по московскому времени и никаких изменений даты при многократных пролетах над линией смены даты не производили.

§ 4. 4. СПОСОБЫ РАСЧЕТА ЗВЕЗДНОГО ВРЕМЕНИ

В практике часто необходимо определить звездное время по среднему солнечному. Рассмотрим способы решения этой задачи.

В предыдущих параграфах этой главы было показано, что средние солнечные сутки длиннее звездных суток. Одни звездные сутки равны $0,997269566$ средних солнечных суток или $23 \text{ час } 56 \text{ мин. } 4,0905 \text{ сек}$ среднего солнечного времени. Одни средние солнечные сутки содержат $1,002737909$ звездных суток или $24 \text{ час } 03 \text{ мин } 56,5554 \text{ сек}$ звездного времени.

Перевод интервала или единиц среднего времени ΔT в интервал или единицы звездного времени ΔS производится по формуле

$$\Delta S = 1,002737909 \Delta T, \quad (4. 17)$$

а обратный переход — по формуле

$$\Delta T = 0,997269566 \Delta S. \quad (4. 18)$$

Имеются таблицы, рассчитанные по формулам (4.17) и (4.18). Такие таблицы приведены, например, в [12].

Непосредственный расчет значения звездного времени на заданный момент поясного времени можно выполнить несколькими способами.

При расчете звездного времени при помощи Авиационного астрономического ежегодника (ААЕ) для заданного момента времени T_N определяется гринвичское (всемирное) время

$$T_{гр} = T_N - N,$$

где N — номер часового пояса, по времени которого производится счисление времени в полете.

Если $T_N < N$, то к значению T_N добавляется 24 часа, а полученному при расчете значению $T_{гр}$ приписывается предыдущая дата.

Значение $S'_{гр}$ на целое число часов $T_{гр}$ берут из ААЕ с листа с соответствующей датой. Значение поправки $\Delta S_{гр}$ за минуты, секунды и десятые доли секунды определяется или путем интерполирования или с помощью интерполяционной таблицы (см. приложение 1 к ААЕ). Интерполирование должно производиться исходя из того факта, что за 1 час среднего времени происходит изменение $S_{гр}$ на $15^{\circ}02'$.

Полное значение $S_{гр}$ определяется так:

$$S_{гр} = S'_{гр} + \Delta S_{гр}.$$

Для определения местного звездного времени S необходимо к значению $S_{гр}$ прибавить долготу места со своим знаком.

Значение поправки $\Delta S_{гр}$ можно получить и при помощи соотношения (4.17) или соответствующих таблиц

$$\Delta S = 1,002737909 (T_{гр0} - T_{гр0}),$$

где $T_{гр0}$ — целое число часов, для которого из ААЕ выбрано значение $S'_{гр}$;

$T_{гр}$ — заданный момент по гринвичскому времени, для которого определяется значение $S_{гр}$.

При расчете по звездному времени в полночь также для заданного момента T_N рассчитывается значение $T_{гр}$. Затем из таблицы (например, из таблицы $S_{гр}$ в ААЕ) по дате наблюдения без интерполирования выбирают звездное время в полночь на меридиане Гринвича $S_{гр0}$.

Из табл. 4.1 выбирают поправку K за начало года, которой учитывается несоответствие календарного года тропическому [12].

Для високосного года до 1 марта берется первая поправка, а после 1 марта — вторая.

Затем определяют в часах с точностью до 0,1 часа значение $T_{гр} + K$ и рассчитывают поправку ΔS :

$$\Delta S = (T_{гр} + K) \cdot 10 \text{ сек.}$$

Таблица 4.1

Год	<i>K</i> в час	Год	<i>K</i> в час	Год	<i>K</i> в час
1966	+3,000	1971	-2,064	1976	{ -7,128 +16,872
1967	-2,808	1972	{ -7,872 +16,128	1977	+11,064
1968	{ -8,640 +15,360	1973	+10,296	1978	+5,232
1969	+9,552	1974	+4,488	1979	-0,576
1970	+3,744	1975	-1,320	1980	{ -6,384 +17,616

Теперь можно рассчитать значение $S_{гр}$:

$$S_{гр} = T_{гр} + S_{гр0} + \Delta S. \quad (4.19)$$

При необходимости полученное по этой формуле значение $S_{гр}$ в часах, минутах и секундах переводят в угловую меру исходя из соотношения, что 1 час $S_{гр}$ соответствует 15° .

Для определения местного звездного времени учитывается долгота места, как и в предыдущем способе.

Второй способ является более удобным при расчете звездного времени при помощи ЭЦВМ. При необходимости расчета звездного времени в процессе вычислений при помощи СКМ более удобным является первый способ.

Звездное гринвичское время с высокой точностью можно рассчитать также по его значению в начале 1900 г. (6 час 38 мин 44,836 сек). Расчет производится по формуле:

$$S_{гр} = 6 \text{ час } 38 \text{ мин } 44,836 \text{ сек} + 236,5536049 \text{ сек } d + \\ + 0,0929 \text{ сек} \left(\frac{d}{36525} \right)^2 + T_{гр}; \quad (4.20)$$

где d — число целых дней и долей, прошедших с начала 1900 г. до того момента, для которого производится расчет $S_{гр}$;

$T_{гр}$ — гринвичское (всемирное) время.

Для определения числа целых дней с начала 1900 г. можно воспользоваться таблицами числа дней, протекших к нулевому числу каждого месяца, например, в [12]. Способ удобен для расчета с помощью ЭЦВМ.

Приближенный расчет местного звездного времени можно выполнить при использовании табл. 4.2, в которой дано значение местного звездного времени S в среднюю полночь на любом меридиане на 21, 22, 23 числа каждого месяца.

Таблица 4.2

Месяц	Число	Час	Месяц	Число	Час	Месяц	Число	Час
Сентябрь	22	0	Январь	21	8	Май	23	16
Октябрь	22	2	Февраль	21	10	Июнь	22	18
Ноябрь	22	4	Март	23	12	Июль	23	20
Декабрь	22	6	Апрель	22	14	Август	22	22

При расчете следует иметь в виду, что каждые сутки звездное время относительно среднего солнечного уходит вперед на 4 мин. Таким способом можно рассчитать значение местного звездного времени с точностью примерно до 5 мин [43].

§ 4.5. НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ВРАЩЕНИЯ ЗЕМЛИ

В 1959 г. при помощи двух атомных часов французскими учеными было установлено, что за первое полугодие 1959 г. замедлилось вращение Земли. Каждые сутки становились длиннее на 10^{-3} сек. [16]. В настоящее время нестабильность таких астрономических часов, как вращающийся земной шар, которым и определяются все астрономические методы измерения времени, оценивается в среднем величиной 10^{-8} . Это соответствует ошибке часов в 1 сек за 100 млн. сек или примерно за 3 года [16].

Неравномерность движения Земли определяется и другими методами — по расхождению наблюдаемых и предвычисленных положений внутренних планет и Луны.

Во вращении Земли выделяют три типа отклонений от равномерного вращения: *вековое замедление* скорости вращения, *сезонные изменения* и *нерегулярные скачкообразные изменения* скорости вращения.

Вековое замедление происходит вследствие приливного трения. Оно проявляется в непрерывном увеличении продолжительности суток. За столетие сутки увеличиваются в среднем на 0,0016 сек.

Предполагают, что сезонные изменения скорости вращения Земли происходят по причине сезонного перераспределения масс на поверхности Земли и вследствие сезонных изменений в движении нижних слоев атмосферы Земли. Быстрее всего Земля вращается в августе и медленнее всего — в марте. При этом различие между самыми короткими и самыми длинными сутками по наблюдениям с 1937 по 1949 г. составило величину 0,0025 сек [11], [12].

Причины нерегулярных скачкообразных изменений пока не установлены. Они имели место в 1864, 1875, 1898, 1920 и 1956 гг.

и проявлялись в изменении продолжительности суток до 0,003 сек.

В связи с неравномерностью вращения Земли было введено так называемое *ньютоновское*, или *эфемеридное*, время. Эфемеридное время — равномерно текущее время. Оно применяется при теоретическом изучении движений небесных тел и предвычислении их положения (вычислении эфемерид). Эфемеридное время не применяется в астрономической навигации, поэтому в данной книге оно не рассматривается. Желаящие изучить этот вопрос могут обратиться, например, к работе [11].

§ 4.6. ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ЧАСОВ. ИЗМЕРЕНИЕ ВРЕМЕНИ В ПОЛЕТЕ

Время имеет большое значение в повседневной жизни человека, поэтому задача разработки методов и приборов для измерения и хранения времени всегда являлась важнейшей научно-технической задачей. Развитие науки и техники влекло за собой совершенствование часов, повышение их точности, способствовало разработке новых, обладающих все более и более высокой стабильностью методов измерения времени.

Нестабильность часов можно оценить величиной отношения ухода часов от точного времени к тому времени, в течение которого получилась такая величина ухода.

Нестабильность пружинных наручных и бортовых часов оценивается величиной примерно $3 \cdot 10^{-4}$. Значительно более высокой стабильностью обладают кварцевые часы. По некоторым данным их нестабильность не более 10^{-8} [12], т. е. такая же, как и нестабильность астрономических методов измерения времени, в основе которых лежит наблюдение за вращением Земли. За три года такие часы накапливают погрешность в 1 сек.

По другим данным нестабильность кварцевых часов равна 10^{-7} [16], что на порядок хуже астрономических методов.

Более высокой стабильностью обладают атомные часы, так называемые *атомхроны*.

В одном из образцов атомхронов кварцевый генератор непрерывно синхронизируется по резонансной частоте атома цезия ($9\ 192\ 631\ 830\ \text{гц}$). Нестабильность таких часов равна 10^{-10} , что соответствует уходу на 3 сек за 100 лет [20]. Самолетный вариант таких часов весит 27 кг.

По данным работы [16], нестабильность одного из образцов атомных часов равна $2 \cdot 10^{-10}$.

В газовых часах, основанных на использовании радиолиний газа, нестабильность может быть получена не менее 10^{-7} [16].

Основным направлением разработки более стабильных часов считается использование атомного и молекулярного пучков. С помощью атомно-лучевых систем можно создать часы, нестабильность которых будет не более 10^{-10} . Такие часы дадут ошибку в 1 сек за несколько сотен лет. Разработано несколько

образцов подобных часов. В атомно-лучевых часах используются сверхтонкие радиолинии поглощения щелочных металлов, преимущественно цезия (Cs^{133}) [16].

Применение молекулярных генераторов, например водородного лазера, позволяет создать часы с нестабильностью 10^{-15} , что соответствует погрешности в 1 сек за 30 млн. лет.

Наконец, следует указать на принципиальную возможность использования спектральной гамма-линии в схеме регулирования частоты (эффект Мессбауэра). Это позволило бы иметь часы с нестабильностью $10^{-15} \div 10^{-16}$. Однако, по мнению ученых, в настоящее время нет еще ясности в вопросе о возможности использования гамма-линии в качестве управляющего элемента в часах [16].

Решение большинства астронавигационных задач связано с необходимостью ввода или фиксирования времени с достаточно высокой точностью. Достижение такой точности измерения времени в полете с помощью пружинных и электрических наручных и бортовых часов требует тщательной выверки часов, определения и учета их поправки.

Поправкой часов U называют ту величину, которую необходимо прибавить к показанию часов T' , чтобы получить точное время T , т. е.

$$T = T' + U, \quad (4.21)$$

Следовательно, для получения точного значения времени необходимо знать и ввести в показание часов поправку часов.

Поправка часов определяется тремя способами: сличением часов с хронометром, по сигналам точного времени, подаваемым радиостанциями, и расчетом по суточному ходу часов.

Первый способ. Сличительные хронометры имеют журнал, в котором отмечается поправка хронометра $U_{\text{хр}}$.

Методика выполнения первого способа следующая: одновременно снимают, а затем записывают показания сличительного хронометра и часов. Показание хронометра $T'_{\text{хр}}$ с учетом его поправки дает точное время. Поэтому после определения по журналу поправки хронометра $U_{\text{хр}}$ легко рассчитать поправку часов:

$$U = T'_{\text{хр}} + U_{\text{хр}} - T'. \quad (4.22)$$

Точность этого способа определяется в основном точностью знания поправки хронометра. Этот способ широко применяется на практике. Однако его применение в полете невозможно.

Второй способ. В нашей стране широкоэвещательные радиостанции подают сигналы точного времени, которые используются для определения поправки часов.

До 1958 г. такие сигналы подавались 4 раза в сутки: в 01, 07, 12 и 19 час по московскому декретному времени. С начала 1958 г. принята новая система: сигналы точного времени подают каж-

дый час. Сигналы даются шестью точками в последние пять секунд каждого часа, или в паузах между передачами, или с наложением на программу. Начало шестой точки соответствует отсчету целого часа. Точность подачи сигналов 0,1 сек.

Сигналы точного времени подаются и некоторыми зарубежными станциями.

Поправка часов в этом случае определяется формулой

$$U = T - T', \quad (4.23)$$

где T — время, определяемое по сигналам точного времени;

T' — показание часов в момент подачи последнего шестого сигнала.

Этот способ определения поправки часов прост, надежен и обеспечивает достаточно высокую точность.

Для более высокоточных определений некоторыми радиостанциями подаются радиосигналы времени по специальным программам; их назначение — определение с высокой точностью поправки хронометров морских судов и для астрономо-геодезических определений. Эти сигналы в авиации не используются.

Третий способ. Изменение поправки часов за сутки называют *суточным ходом часов* ω . Его величина определяется формулой

$$\omega = U_2 - U_1, \quad (4.24)$$

где U_1 и U_2 — поправки часов для моментов времени, разделенных 24 часами.

Поправки U_1 и U_2 здесь могут определяться или сличением показаний часов с хронометром, или по сигналам точного времени.

На практике часто промежуток времени между определениями поправок часов бывает не равным 24 час. В этом случае суточный ход часов рассчитывается по следующей формуле:

$$\omega = \frac{24(U_2 - U_1)}{T_2 - T_1}, \quad (4.25)$$

где U_1 и U_2 — поправки часов соответственно в моменты T_1 и T_2 ; $T_2 - T_1$ — разность моментов в час.

Положительный суточный ход часов свидетельствует об увеличении поправки с течением времени, следовательно, часы отстают. При отрицательном суточном ходе поправка часов умень-

шается — часы спешат. Знание суточного хода часов позволяет рассчитать величину поправки часов на любой момент времени. Если исходить из предположения о постоянстве суточного хода часов, то поправка часов по их суточному ходу на момент времени T рассчитывается по формуле

$$U = U_1 + \omega \frac{T - T_1}{24}, \quad (4.26)$$

где U_1 — поправка часов в предыдущий момент времени T_1 .

Способ этот также прост, он может с успехом применяться в полете.

Величина суточного хода часов не характеризует качество часов, а характеризует только качество регулирования часов. У часов и хронометров с регуляторами хода величина суточного хода может быть доведена до небольшой величины.

Качество часов и хронометров характеризует вариация суточного хода. *Вариацией суточного хода* часов называют среднее квадратическое отклонение суточного хода часов от среднего значения, определяемое формулой

$$a = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\omega_i - \omega_{\text{ср}})^2}{n-1}}, \quad (4.27)$$

где $\omega_{\text{ср}}$ — среднее арифметическое значение из n определений величины суточного хода;

ω_i — значение суточного хода за i -е сутки;

n — число определений суточного хода часов.

Чем меньше величина вариации суточного хода, тем выше качество часов. Наручные часы и хронометры для астрономических определений хорошего качества имеют вариацию суточного хода $\pm 2 \div 5$ сек.

§ 4.7. ЛЕТОИСЧИСЛЕНИЕ

Система счета длительных промежутков времени называется *календарем*. Все известные системы календарей делятся на три типа: лунные, лунно-солнечные и солнечные. В основе лунного календаря лежит продолжительность синодического лунного месяца. В основе солнечного — продолжительность солнечного года. В лунно-солнечном календаре производится комбинация периодов лунного месяца и солнечного года.

В основе современного календаря лежит так называемый *тропический год*. Тропическим годом называют промежуток времени, в течение которого Солнце, совершая полный оборот

при видимом движении по эклиптике, вновь приходит в точку весеннего равноденствия. В течение тропического года происходит полный цикл изменения склонения Солнца и полная смена времен года, которая является основой хозяйственной деятельности людей.

Промежуток времени, в течение которого Солнце при движении по эклиптике совершает полный оборот и приходит в прежнее положение относительно звезд, называют *звездным*, или *сидерическим* годом. Его продолжительность 365,25636 суток, а продолжительность тропического года — 365,24220 средних суток (365 дней 5 час 48 мин 46 сек) или 366,24220 звездных суток.

Сложность создания солнечного календаря заключается в несоизмеримости тропического года и средних суток — тропический год не содержит целого числа средних солнечных суток. Один из первых солнечных календарей был создан в Египте еще в древности. Этот древнеегипетский календарь содержал в году ровно 365 дней.

В 46 г. до н. э. Юлием Цезарем в Риме был введен календарь, получивший впоследствии название *юлианского*. В нем продолжительность года была принята равной 365 средним солнечным суткам, за исключением тех годов, номера которых делятся без остатка на четыре. Их продолжительность составляет 366 средних солнечных суток. Годы, содержащие по 366 суток, называют *високосными* годами. В високосном году в феврале 29 дней. Продолжительность года в юлианском календаре в среднем за 4 года равна 365,25 средних солнечных суток. Календарный год в этом календаре длиннее тропического года на 0,0078 средних суток, что дает разницу в одни сутки за 128 лет, а за 400 лет такой календарь давал «отставание» примерно на трое суток. Вследствие этого к 1582 г., т. е. за 1257 лет расхождение составило почти 10 суток.

В 1582 г. был принят новый календарь, названный по имени римского папы Григория XIII, при котором он был введен, *григорианским*. Этим календарем пользуются в настоящее время.

В григорианском календаре для исключения накопившейся ошибки после 4 октября 1582 г. стали сразу считать 15 октября. Кроме того, для уменьшения «скорости» накопления погрешности из числа годов, оканчивающихся на 100, високосными стали считать только те, для которых число лет делится на 400. Например, год 1900 не был високосным, а 2000 год — по этому календарю будет високосным.

Средняя продолжительность календарного года за 400 лет в этом календаре равна 365,2425 средних солнечных суток. Календарный год здесь длиннее тропического года лишь на 0,0003 средних солнечных суток. Расхождение григорианского календаря со счетом тропических лет достигает одних суток за 3300 лет.

Некоторые страны продолжали пользоваться юлианским календарем, который стали называть «старым стилем» в отличие от григорианского, получившего название «нового стиля».

В западных странах григорианский календарь был введен в XVI—XVII вв., а в нашей стране — в 1918 г. В XX столетии расхождение юлианского календаря со счетом тропическими годами достигло уже 13 суток, поэтому при переходе на новый стиль вместо 1 февраля стали считать 14 февраля.

Эрой календаря называют начало счета лет. Разные народы в различные периоды времени имели не только разные календарные системы, но и свои начала счета лет.

Ранее в России применяли систему счета лет «от сотворения мира», относя это событие на 5508 год до н. э., а с 1700 г. эрой стало так называемое «рождение Христа». И сейчас наш календарь использует в качестве эры это мифическое событие.

Григорианский календарь обеспечивает достаточно хорошее согласование средней продолжительности календарного года с длительностью тропического года, однако он обладает рядом недостатков. Такими недостатками являются прежде всего различное число дней в месяцах, смещение дней недели по датам года. Эти недостатки создают определенные неудобства в ряде областей повседневной деятельности человека. Поэтому предложено большое число проектов реформы календаря. Наибольшее признание получил проект так называемого «Мирового календаря».

В «Мировом календаре» год и каждый квартал начинаются с воскресенья, кварталы имеют одинаковую продолжительность по 91 дню, каждый месяц имеет 26 рабочих дней. Это достигнуто благодаря тому, что помимо 364 дней, составляющих ровно 52 недели, в календарь в простой год вводит один, а в високосный — два нерабочих дня. Они не имеют ни даты, ни обозначения дня недели. Такими днями являются «Всемирный день мира и дружбы» или «День нового года» — после 30 декабря и «День високосного года» — после 30 июня.

Проект этого календаря разработан Международной ассоциацией всемирного календаря при ООН. Он одобрен рядом стран: СССР, Индией, Францией, Югославией и др. Правительства некоторых стран, например США и Англии, не одобрили этого проекта календаря «по религиозным соображениям».

Введение «Мирового календаря» позволит более просто и естественно осуществлять планирование и контроль в различных областях практической деятельности человека.

В ряде случаев астрономы и историки для согласования различных систем хронологического счета пользуются особым счетом времени в днях так называемого *юлианского периода*. Так называют дни, которые непрерывно без деления на годы считаются, начиная с 1 января 4713 г. до н. э. Началом каждого юлианского дня считается средний гринвичский полдень. Так,

например, 8 июня 1968 г. соответствует 2440016 дням юлианского периода.

В астрономических календарях даются таблицы, в которых указано, сколько юлианских дней прошло к моменту полудня каждого дня на Гринвиче.

В теоретической астрономии за начало счета времени принимают начало *бесселева года*. Это соответствует тому моменту, когда средняя эклиптическая долгота Солнца, уменьшенная на постоянную аберрацию*, достигает $280^{\circ}00'00''$.

Время является одним из важнейших элементов. Довольно быстрое вращение Земли и связанное с этим изменение координат светил, а также все возрастающие скорости полета летательных аппаратов требуют разработки и совершенствования методов учета времени, способов и приборов для хранения времени в полете с высокой точностью.

Задачи эти являются весьма сложными. Это определяется необходимостью их решения с достаточно высокой точностью и применением различных систем измерения времени. Последнее обстоятельство объясняется собственным неравномерным движением Солнца по эклиптике, ее наклоном к плоскости небесного экватора, некратностью продолжительности года и суток, необходимостью применения систем измерения времени, согласующихся с условиями естественного освещения, и рядом других факторов.

* По Ньюкомбу, постоянная аберрация равна $20''{,}50$. Об аберрации см., например, в [12].

АСТРОНОМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Определение положения летательного аппарата в заданные моменты, которое характеризуется его пространственными координатами, является одной из основных задач навигации летательных аппаратов. Существуют различные методы определения положения летательного аппарата. Наиболее распространенным является метод определения положения в точке пересечения поверхностей положения летательного аппарата. Этот метод широко применяется при решении задач навигации с помощью астрономических средств.

§ 5.1. ПОВЕРХНОСТИ И ЛИНИИ ПОЛОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Поверхностью положения летательного аппарата называют геометрическое место точек вероятного местонахождения в данный момент времени, характеризующееся постоянством некоторого параметра P . Следовательно, для определения поверхности положения летательного аппарата необходимо измерить некоторый параметр P :

$$P = f(x, y, z).$$

Например, измеренному расстоянию от наземной радиолокационной станции D соответствует сферическая поверхность положения летательного аппарата с центром в точке расположения наземной станции, радиус которой равен измеренному расстоянию. Уравнение такой поверхности положения в прямоугольных координатах с началом в точке расположения станции имеет вид:

$$x^2 + y^2 + z^2 = D^2.$$

Параметры, с помощью которых определяются поверхности положения, могут измеряться и с Земли и с борта летательного аппарата.

Положение летательного аппарата будет в точке пересечения трех поверхностей положения, определенных в один и тот же момент времени. Чтобы найти эту точку, необходимо совместно решить уравнения трех поверхностей положения, соответствующую

щих конкретным значениям измеренных параметров Π_i . В общем случае три поверхности положения летательного аппарата пересекаются в двух точках, однако возможно пересечение некоторых трех поверхностей положения в четырех точках.

Действительная точка, характеризующая положение летательного аппарата, определяется или с помощью дополнительной четвертой поверхности положения или некоторым другим способом.

Погрешность в определении поверхности положения летательного аппарата ΔP определяется соотношением

$$\Delta P = \frac{\Delta \Pi}{g}, \quad (5.1)$$

где $\Delta \Pi$ — погрешность измерения параметра Π ;
 g — градиент поверхности положения.

По аналогии с (5.1)

$$\sigma P = \frac{\sigma \Pi}{g}. \quad (5.2)$$

где σP и $\sigma \Pi$ — соответствующие средние квадратические ошибки.

Градиент поверхности положения, уравнение которой в прямоугольных координатах $\Pi = f(x, y, z)$, определяется соотношением

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial \Pi}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial \Pi}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial \Pi}{\partial z}\right)^2}. \quad (5.3)$$

Погрешности в определении поверхности положения летательного аппарата иногда удобнее оценивать не величиной погрешности ΔP , а поверхностями равной точности определения поверхности положения.

Поверхностью равной точности называют такую поверхность, во всех точках которой при данной величине погрешности измерения параметра Π точность определения поверхности положения летательного аппарата одинакова, т. е.

$$\frac{\Delta P}{\Delta \Pi} = \frac{1}{g}. \quad (5.4)$$

Любой измеренный параметр дает поверхность положения летательного аппарата, однако в самолетовождении рассматриваются не поверхности, а линии положения самолета, так как сравнительно малые высоты полета самолета над поверхностью Земли дают возможность такой замены. Линии положения рассматривать проще и удобнее.

Линией положения самолета называют геометрическое место точек вероятного местонахождения самолета на поверхности Земли, характеризующееся постоянством измеренного параметра Π .

Любая линия положения самолета получается в результате пересечения двух поверхностей положения самолета — поверхности, соответствующей измеренному параметру, и сферической поверхности, определяемой значением высоты полета. Ее центр совпадает с центром Земли, а радиус равен сумме радиуса Земли и высоты полета H .

Например, разностно-дальномерная радиотехническая система дает гиперболические поверхности положения самолета, которые в пересечении с поверхностью Земли или с другой сферой большего радиуса ($R+H$) дают линии положения, близкие к плоским гиперболом. В практике самолетовождения положение самолета с помощью таких систем определяют по гиперболическим линиям положения, поэтому подобные системы называют гиперболическими.

Точность определения линии положения самолета оценивается соотношением (5.1) или (5.2).

При решении задачи в плоских прямоугольных координатах x, y (координата $z=0, \partial\Pi/\partial z=0$) градиент линии положения определяется из (5.3):

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial\Pi}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial\Pi}{\partial y}\right)^2}, \quad (5.5)$$

при решении задачи в полярных координатах ρ и θ

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial\Pi}{\partial\rho}\right)^2 + \left(\frac{1}{\rho} \frac{\partial\Pi}{\partial\theta}\right)^2} \quad (5.6)$$

и в географических φ и λ

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial\Pi}{\partial\varphi}\right)^2 + \left(\frac{1}{\cos\varphi} \frac{\partial\Pi}{\partial\lambda}\right)^2}. \quad (5.7)$$

Возможно решение задачи и в некоторых других системах координат. Для любой произвольной системы координат ξ, η

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial\Pi}{\partial\xi}\right)^2 + \left(\frac{\partial\Pi}{\partial\eta}\right)^2 - 2 \frac{\partial\Pi}{\partial\xi} \frac{\partial\Pi}{\partial\eta} \cos\psi}, \quad (5.8)$$

где ψ — угол пересечения координатных осей в точке определения значения градиента.

Некоторые поверхности и линии положения получаются путем измерения суммы или разности двух параметров. В этих случаях при оценке точности приходится учитывать известное свойство градиентов:

$$\bar{g}(\Pi_1 \pm \Pi_2) = \bar{g}(\Pi_1) \pm \bar{g}(\Pi_2). \quad (5.9)$$

Место самолета получают в точке пересечения двух линий положения, определяемых на данный момент времени тем или

иным способом. Точность определения места самолета может быть оценена средним квадратическим радиальным отклонением r :

$$\left. \begin{aligned} r &= \frac{\sqrt{\sigma P_1^2 + \sigma P_2^2 - 2\rho\sigma P_1\sigma P_2 \cos \omega}}{\sin \omega}, \\ r &= \frac{\sqrt{\left(\frac{\sigma P_1}{g_1}\right)^2 + \left(\frac{\sigma P_2}{g_2}\right)^2 - \frac{2\rho\sigma P_1\sigma P_2}{g_1 g_2} \cos \omega}}{\sin \omega}, \end{aligned} \right\} (5.10)$$

где σP_1 и σP_2 — средние квадратические ошибки определения линий положения;

ρ — коэффициент корреляции;

ω — угол пересечения линий положения;

g_1 и g_2 — градиенты линий положения.

При данной точности определения линий положения точность определения места самолета тем выше, чем ближе к 90° угол ω , это учитывается на практике.

§ 5.2. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ ЛИНИИ ПОЛОЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Параметрами, измеряемыми с помощью астрономических средств для определения линии положения самолета, могут являться: высота светила, азимут светила, горизонтальный угол положения светила, скорость изменения высоты, скорость изменения азимута светила, разности высот двух светил и разности азимутов двух светил. Возможно в принципе измерение и некоторых других параметров.

Наиболее простую и легко реализуемую линию положения дает измеренная высота светила. Достаточно простым является и измерение высоты светила в полете. Вот почему в настоящее время для определения линии положения в полете из астрономических параметров наиболее часто используют такой параметр, как измеренная высота светила.

Высота светила в полете измеряется с помощью ручных, бортовых или автоматических секстантов и радиосекстантов.

Определим форму линии положения, соответствующей измеренной высоте светила.

Пусть наблюдатель в момент времени T_x измерил высоту светила C , которая оказалась равной h .

Вследствие огромных расстояний до светил лучи света от них на поверхность Земли падают практически параллельным пучком (рис. 5.1). На поверхности Земли существует некоторая точка C' , в которой высота данного светила равна 90° . Эта точка называется *географическим местом светила* (ГМС). За счет вращения Земли ГМС перемещается по ее поверхности с востока на запад.

Очевидно, имеется ряд точек $C_1, C_2, \dots, C_n, \dots, C_i$, в которых высота светила в момент измерения одинакова. Если исходить из предположения о сферичности Земли, то все эти точки будут находиться на одинаковом удалении от ГМС.

Любому значению измеренной в полете высоты светила соответствует на сферической поверхности Земли линия положения в виде малого круга с центром в ГМС. Этот малый круг называют *кругом равных высот светила* (КРВ). В любой точке круга равных высот высота светила постоянна и равна измеренному ее значению.

Из рис. 5.1 видно, что радиус круга равных высот $r_{\text{КРВ}}$ равен зенитному расстоянию светила

$$r_{\text{КРВ}} = 90^\circ - h. \quad (5.11)$$

Определим географические координаты ГМС, которое является центром круга равных высот, φ_* и λ_* .

Из рис. 5.1

$$\varphi_* = \delta, \quad (5.12)$$

где δ — склонение светила.

Рис. 5.1. Круг равных высот светила (КРВ)

Для определения долготы ГМС λ_* воспользуемся рис. 5.2, на котором $P(N)Q_{\text{Гр}}$ — небесный меридиан для наблюдателя, находящегося на меридиане Гринвича, $P(N)D$ — круг склонения светила C , а C' — географическое место светила. Из рисунка

$$\lambda_* = 360^\circ - t_{\text{Гр}}, \quad (5.13)$$

где $t_{\text{Гр}}$ — гринвичский часовой угол светила в момент измерения его высоты.

На основании (4.2)

$$t_{\text{Гр}} = S_{\text{Гр}} - \alpha,$$

где $S_{\text{Гр}}$ — гринвичское звездное время;
 α — прямое восхождение светила.

Поэтому долготу ГМС можно определить по отношению

$$\lambda_* = \alpha - S_{\text{Гр}}. \quad (5.14)$$

Таким образом, элементы круга равных высот определяются достаточно просто: его радиус равен зенитному расстоянию све-

тила, а географические координаты центра определяются по экваториальным координатам светила в момент измерения его высоты, которые приводятся в ААЕ. Так, при $h=30^\circ$ $r_{\text{КРВ}}=60^\circ$, что в линейной мере составляет более 6600 км, а при $h=70^\circ$ величина $r_{\text{КРВ}}=20^\circ$ или более 2200 км. Вследствие большого радиуса построение круга равных высот производится достаточно просто только на глобусе. Если в полете измерить высоты двух светил и результаты измерений тем или иным способом привести к одному моменту, например, к моменту измерения

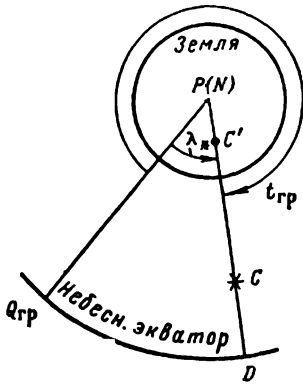


Рис. 5.2. К определению долготы географического места самолета

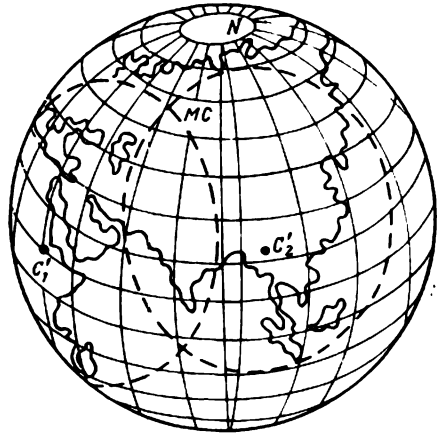


Рис. 5.3. К определению места самолета в пересечении двух кругов равных высот светил

высоты первого светила, а затем проложить круги равных высот на глобусе, то одна из точек их пересечения будет являться местом самолета в данный момент времени (рис. 5.3).

Выведем уравнение круга равных высот светила. Для этого воспользуемся соотношением (1.8), которое с учетом (1.4) примет следующий вид:

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos (t_{\text{гр}} + \lambda). \quad (5.15)$$

Если положить, что в этом соотношении h — измеренная высота светила, то (5.15) является уравнением круга равных высот светила. Действительно, оно для данного светила (δ , $t_{\text{гр}}$) связывает измеренную высоту светила h с географическими координатами φ и λ точек круга равных высот.

Уравнение (5.15) можно представить и в несколько ином виде. С учетом (4.2) можно записать

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos (S_{\text{гр}} - \alpha + \lambda), \quad (5.16)$$

где α и δ — экваториальные координаты светила;

h — измеренная высота светила;
 φ и λ — географические координаты точек круга равных высот;
 $S_{гр}$ — звездное гринвичское время в момент измерения высоты светила.

Определим значение градиента g для линии положения в виде круга равных высот.

Для уравнения линии положения в географических координатах значение градиента определяется соотношением (5.7).

Частные производные $\frac{\partial \Pi}{\partial \varphi} = \frac{\partial h}{\partial \varphi}$ и $\frac{\partial \Pi}{\partial \lambda} = \frac{\partial h}{\partial \lambda}$ определяются соотношениями (3.28) и (3.34), т. е.

$$\frac{\partial h}{\partial \varphi} = \cos A, \quad \frac{\partial h}{\partial \lambda \cos \varphi} = \sin A.$$

Поэтому данная линия положения характеризуется градиентом $g=1$ и погрешность определения линии положения в соответствии с (5.1) будет

$$\Delta P = \Delta h, \quad (5.17)$$

где Δh — погрешность в измеренной высоте светила.

Проведем анализ линии положения, получающейся при измерении такого астрономического параметра, как азимут светила.

В настоящее время нет астрономических приборов, с помощью которых возможно непосредственное измерение азимута светила. Поэтому измерение азимута светила можно выполнить путем измерения истинного курса самолета $\gamma_{и}$ и курсового угла светила КУ.

Из рис. 5.4

$$A = \gamma_{и} + КУ. \quad (5.18)$$

Полученному таким образом азимуту светила соответствует такая линия положения, во всех точках которой в данный момент времени азимут данного светила является постоянным (рис. 5.5). Эта линия называется *линией равных азимутов* (ЛРА).

Уравнение линии равных азимутов можно получить из соотношения (1.9), если считать, что A — измеренный азимут светила. С учетом (1.4) получим

$$\operatorname{ctg} A = \sin \varphi \operatorname{ctg} (t_{гр} + \lambda) - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} (t_{гр} + \lambda).$$

С учетом (4.2) последнее соотношение можно представить в следующем виде:

$$\operatorname{ctg} A = \sin \varphi \operatorname{ctg} (S_{\text{гр}} - \alpha + \lambda) - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} (S_{\text{гр}} - \alpha + \lambda). \quad (5.19)$$

где α и δ — экваториальные координаты светила;
 φ и λ — географические координаты точек линии равных азимутов;
 $S_{\text{гр}}$ — гринвичское звездное время в момент измерения азимута светила.

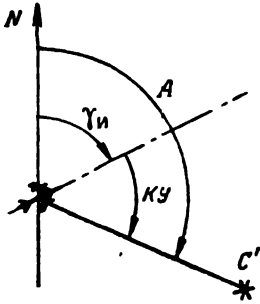


Рис. 5.4. К измерению азимута светила

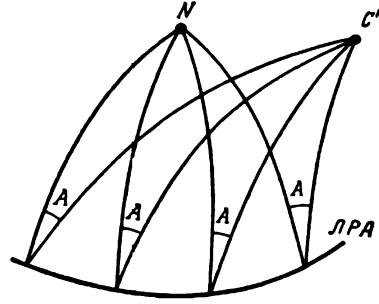


Рис. 5.5. Линия равных азимутов на поверхности Земли

Оценим точность определения линии положения, полученной по измеренному азимуту светила.

Значения частных производных $\partial A / \partial \varphi$ и $\partial A / \partial \lambda$ определяются соотношениями (3.25) и (3.33). Можно показать, что в этом случае

$$g = \frac{1}{\cos h}, \quad (5.20)$$

где h — высота светила.

Поэтому погрешность определения данной линии положения на основании (5.1) будет

$$\Delta P = \frac{\Delta A}{\cos h}, \quad (5.21)$$

где ΔA — погрешность в измерении азимута светила.

Чем больше высота светила, тем бóльшей при прочих равных условиях будет погрешность определения этой линии положения самолета.

Например, при высоте светила $h = 30^\circ$ погрешность в измерении азимута, равная $10'$, дает ошибку в определении линии положения около $12'$, а при $h = 60^\circ$ ошибка равна $20'$.

Измерения высоты и азимута позволяют определить место летательного аппарата по одному светилу, а это в условиях днев-

ного полета является важным обстоятельством. Такой способ определения места заслуживает также внимания вследствие благоприятного угла пересечения линий положения. Круг равных высот светила с линией равных азимутов светила всегда пересекается под углами, близкими к 90° .

Сравнение полученных градиентов функций, соответствующих линиям положения, полученным по измеренным высоте и азимуту светила (5.20) с коэффициентами чувствительности плоскостей пеленгации (2.6) и (2.4), приводит к следующей зависимости между ними:

$$g = \frac{1}{K}, \quad (5.22)$$

где K — коэффициент чувствительности соответствующей плоскости пеленгации.

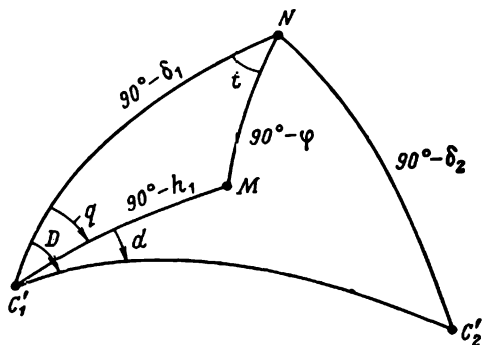


Рис. 5.6. Сферический треугольник на поверхности Земли:

N — северный полюс Земли; M — положение наблюдателя; C_1' и C_2' — географические места светил

Получим теперь уравнение, характеризующее линию положения при измерении горизонтального угла положения d (рис. 5.6).

На рис. 5.6 дуга большого круга $C_1'M$ есть линия положения на поверхности Земли, т. е. линия положения, соответствующая измеренному значению угла d . При измерении угла d линией положения самолета будет дуга большого круга на поверхности Земли — ортодромия, проходящая через географическое место первого светила C_1' .

Уравнение линии положения можно получить из сферического треугольника $C_1'MN$:

$$\text{ctg}(D - d) = \cos \delta_1 \text{tg} \varphi \text{cosec}(t_{rp1} + \lambda) - \sin \delta_1 \text{ctg}(t_{rp1} + \lambda). \quad (5.23)$$

Если измеряются два параметра — угол d и высота первого светила h_1 , то можно непосредственно и отдельно вычислять широту и долготу места самолета. Из рис. 5.6 будем иметь

$$\sin \varphi = \sin \delta_1 \sin h_1 + \cos \delta_1 \cos h_1 \cos(D - d); \quad (5.24)$$

$$\text{ctg}(t_{rp} + \lambda) = \cos \delta_1 \text{tg} h_1 \text{cosec}(D - d) - \sin \delta_1 \text{ctg}(D - d). \quad (5.25)$$

Из рис. 5.6 можно получить соотношение для расчета угла D :

$$\text{ctg} D = \cos \delta_1 \text{tg} \delta_2 \text{cosec}(t_{rp1} - t_{rp2}) - \sin \delta_1 \text{ctg}(t_{r1} - t_{r2}). \quad (5.26)$$

Таким образом, для определения линии положения этим методом необходимо измерить угол d , высоту первого светила h_1 и рассчитать значение угла D . Теперь с помощью соотношений (5.24) и (5.25) можно непосредственно рассчитать широту и долготу места самолета.

При этом способе измеренной высоте первого светила соответствует линия положения в виде круга равных высот, а измеренный угол d позволяет получить ортодромию. Место самолета расположено в точке пересечения этих линий. Заметим, что ортодромия, проходящая через ГМС, и круг равных высот этого светила всегда пересекаются под углом, равным 90° . В этом несомненное преимущество данного способа.

Ранее было показано, что коэффициент чувствительности плоскости пеленгации при измерении горизонтального угла положения второго светила $K = \sin l$ (2.11). Поэтому на основании (5.22) данный способ определения линии положения характеризуется таким значением градиента $g = 1/\sin l$, где l — расстояние между светилами.

Рассмотрим еще один из способов определения астрономической линии положения самолета. Предположим, что в полете измерена скорость изменения высоты светила. Этот параметр тоже позволяет получить линию положения самолета. Уравнением этой линии является, как и в предыдущих случаях, зависимость между измеренным параметром и координатами данной линии на поверхности Земли. Такой зависимостью является полученное ранее соотношение (3.35)

$$\frac{dh}{dt} = \omega_3 \cos \varphi \sin A + \frac{W}{R} \cos(A - \alpha).$$

Это соотношение можно представить иначе. Как видно из рис. 5.7, путевой пеленг светила ψ можно определить и так:

$$\psi = A - \alpha = KY - UC.$$

Подставляя это значение путевого пеленга и значение $\sin A$ из (1.10), получим

$$\frac{dh}{dt} = \frac{W}{R} \cos(KY - UC) - \omega_3 \frac{\cos \varphi \cos \delta}{\cos h} \sin(t_{\text{гр}} + \lambda). \quad (5.27)$$

Как видно из (5.27), для получения линии положения таким методом необходимо измерить не только скорость изменения

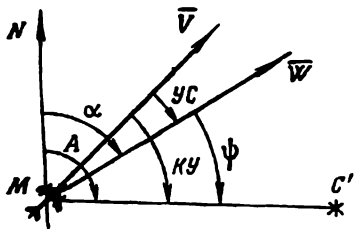


Рис. 5.7. К определению путевого пеленга светила ψ :

A —азимут светила; α —путевой угол самолета; \vec{V} —вектор воздушной скорости; \vec{W} —вектор путевой скорости самолета; KY —курсовой угол светила; UC —угол сноса самолета

высоты светила в полете, но и значение самой высоты светила, а также курсовой угол светила КУ, путевую скорость W и угол сноса УС самолета. Таким образом, эта линия положения получается путем измерения четырех параметров: dh/dt , h , W , УС. Поэтому этот способ является весьма сложным, правда, измеренная высота светила дает еще и вторую линию положения — круг равных высот. Следовательно, эти четыре параметра дают возможность получить координаты места самолета при измерениях по одному светилу. Последнее обстоятельство является особенно важным, ибо позволяет применить способ для определения координат места самолета днем по Солнцу.

Этот способ требует высокой точности измерения путевой скорости и угла сноса. Так, по данным В. И. Кононенко, для определения координат места самолета с погрешностью не более 25 км при полетах в районе северного полюса с путевой скоростью 1000 км/час путевую скорость необходимо измерять с ошибкой не более 6,5 км/час, а угол сноса — 20'. Такую высокую точность могут обеспечить только доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса самолета.

§ 5.3. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ РАЗДЕЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ШИРОТЫ И ДОЛГОТЫ МЕСТА САМОЛЕТА И НАБЛЮДАТЕЛЯ

Известны несколько астрономических способов раздельного определения широты и долготы места самолета и наблюдателя на поверхности Земли. Наиболее широкое распространение получил способ определения широты места самолета по измеренной высоте Полярной звезды.

Измерение высоты Полярной звезды, так же как и любой другой звезды, дает астрономическую линию положения — круг равных высот. Однако вследствие малого удаления Полярной от северного полюса мира (полярное расстояние Полярной звезды в 1967 г. составляло 89°07') измеренная высота этой звезды с учетом некоторой поправки непосредственно дает широту места самолета, т. е. дает линию положения в виде географической параллели.

Рассмотрим сущность способа. На рис. 5.8 показана развернутая на плоскости часть небесной сферы с небесным меридианом NPZ и суточной параллелью Полярной. Из рисунка следует

$$\varphi = h_{\text{По.з}} - PM,$$

где $h_{\text{По.з}}$ — измеренная высота Полярной.

Принимая малый сферический треугольник PCM за плоский, можно записать

$$PM = P_{\text{По.з}} \cos t_{\text{По.з}}$$

или

$$PM = P_{\text{По.з}} \cos (S - \alpha_{\text{По.з}}),$$

где $R_{\text{Пол}}$ — полярное расстояние Полярной;
 $\alpha_{\text{Пол}}$ — прямое восхождение Полярной;
 S — местное звездное время.

Теперь можно записать так:

$$\varphi = h_{\text{Пол}} + \Delta\varphi_{\text{Пол}}. \quad (5.28)$$

Значение $\Delta\varphi_{\text{Пол}}$ здесь определяется соотношением:

$$\Delta\varphi_{\text{Пол}} = -R_{\text{Пол}} \cos(S - \alpha_{\text{Пол}}). \quad (5.29)$$

Соотношения (5.28) и (5.29) положены в основу способа определения широты места по измеренной высоте Полярной.

Значение поправки к измеренной высоте Полярной $\Delta\varphi_{\text{Пол}}$ дается в Таблицах высот и азимутов звезд (ТВАЗ) по местному звездному времени S . Как видно из (5.29), $\Delta\varphi_{\text{Пол}}$ не превосходит по абсолютной величине полярного расстояния Полярной.

Линия положения, полученная по измеренной высоте Полярной, прокладывается на карте в виде отрезка параллели.

Достаточно просто широта места наблюдателя может быть определена по измеренной высоте светила в момент кульминации. Простые соотношения позволяют по измеренной высоте светила непосредственно рассчитать широту места наблюдателя.

При измерении высоты светила в момент верхней кульминации для случая кульминации к югу от зенита из (3.6) следует, что

$$\varphi = 90^\circ - \delta - h_{\text{в}}; \quad (5.30)$$

при кульминации светила к северу от зенита из (3.8) получим

$$\varphi = h_{\text{в}} + \delta - 90^\circ; \quad (5.31)$$

в случае нижней кульминации светила из (3.9) будем иметь

$$\varphi = 90^\circ + h_{\text{н}} - \delta. \quad (5.32)$$

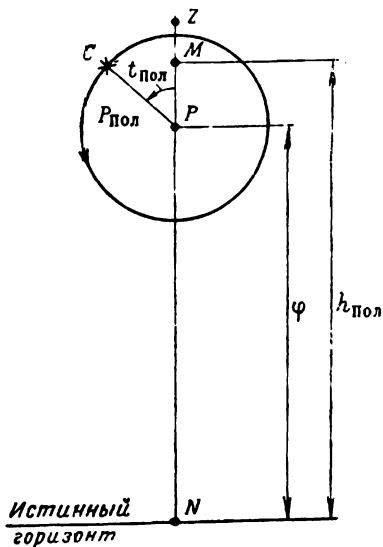


Рис. 5.8. К определению широты места по измеренной высоте Полярной звезды

В этих формулах

h_v и h_n — измеренная высота светила соответственно в верхней и нижней кульминации;

δ — склонение светила, выбираемое из ААЕ на момент кульминации.

Вследствие медленного изменения склонения светила рассматриваемый способ даже при работе по Солнцу, планетам и Луне не требует высокой точности фиксирования времени в момент измерения высоты светила. Это обстоятельство также является несомненным преимуществом способа. Кроме того, вследствие малой скорости изменения высоты светила вблизи точек кульминации высота светила может быть измерена несколько раз, а для определения широты места взято среднее значение измеренной высоты. Это позволяет уменьшить случайные ошибки измерения высоты и способствует повышению точности определения широты места.

Способ имеет и существенные недостатки. Его нельзя применять в любое время. Это особенно затрудняет применение способа днем. Наряду с этим определение момента кульминации светила требует знания долготы места. Правда, незнание долготы не является непреодолимым препятствием, ибо по характеру изменения измеряемой высоты светила можно судить о приближении светила к кульминации.

Способ может быть применен в аварийной ситуации для определения широты точки приземления.

Возможно также определение долготы места наблюдателя по высоте светила. Наиболее просто и с высокой точностью долгота наблюдателя определяется по высоте светила в момент его прохождения через первый вертикал ($A=90; 270^\circ$).

Кратко изложим сущность этого способа. На основании (1.4)

$$\lambda = t - t_{гр},$$

где $t_{гр}$ — гринвичский часовой угол светила в момент измерения его высоты, определяемый с помощью ААЕ;

t — местный часовой угол светила в этот момент.

Местный часовой угол светила может быть рассчитан по измеренной высоте светила, например, по формуле (1.12)

$$\cos t = \sin h \sec \varphi \sec \delta - \operatorname{tg} \varphi \operatorname{tg} \delta,$$

где φ — широта места наблюдателя;

δ — склонение светила, определяемое по ААЕ.

Способ требует высокой точности фиксирования момента измерения высоты светила. Погрешность в определении момента измерения полностью входит в погрешность определения долготы.

Требуемая точность знания широты места наблюдателя невысокая, она зависит от требуемой точности получения долготы и от высоты светила.

Возможности применения этого способа по некоторым причинам также ограничены.

§ 5.4. ПОВЕРХНОСТИ ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Измерения астрономических параметров позволяют получать некоторые поверхности положения космических летательных аппаратов. Рассмотрим эти астрономические параметры и охарактеризуем соответствующие им поверхности положения.

Прежде всего, с помощью устройств, основанных на приеме электромагнитных колебаний в видимой или инфракрасной части спектра, возможно измерение углового диаметра небесного тела вообще и Земли в частности. Этому параметру соответствует поверхность положения космического летательного аппарата в виде сферы с центром в центре Земли (в общем случае — в центре небесного тела). Радиус этой сферы (рис. 5.9)

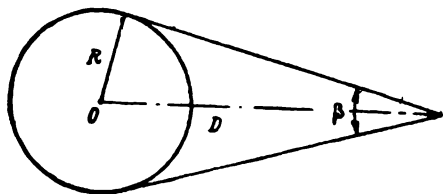


Рис. 5.9. К определению поверхности положения КЛА при измерении углового диаметра небесного тела

$$D = \frac{R}{\sin \frac{\beta}{2}}, \quad (5.33)$$

где β — измеренный угловой диаметр Земли.

Если воспользоваться геоцентрической системой прямоугольных координат, то уравнение поверхности положения, соответствующей данному параметру, имеет вид

$$x^2 + y^2 + z^2 = R^2 \operatorname{cosec} \frac{\beta}{2}. \quad (5.34)$$

Из (5.34) значения частных производных будут

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \beta}{\partial x} &= - \frac{2x}{R^2 \operatorname{cosec}^2 \frac{\beta}{2} \operatorname{ctg} \frac{\beta}{2}}, \\ \frac{\partial \beta}{\partial y} &= - \frac{2y}{R^2 \operatorname{cosec}^2 \frac{\beta}{2} \operatorname{ctg} \frac{\beta}{2}}, \\ \frac{\partial \beta}{\partial z} &= - \frac{2z}{R^2 \operatorname{cosec}^2 \frac{\beta}{2} \operatorname{ctg} \frac{\beta}{2}}. \end{aligned} \right\} \quad (5.35)$$

Согласно (5.3) градиент этой поверхности положения будет

$$g = \frac{2 \operatorname{tg} \frac{\beta}{2}}{D}. \quad (5.36)$$

Погрешность в определении поверхности положения на основании (5.1) определяется формулой

$$\Delta P = \frac{D \Delta \beta}{2 \operatorname{tg} \frac{\beta}{2}}, \quad (5.37)$$

а поверхности равной точности на основании (5.4)

$$\beta = 2 \operatorname{arc} \operatorname{tg} D \frac{\Delta \beta}{2 \Delta P}. \quad (5.38)$$

При постоянных погрешностях $\Delta \beta$, ΔP и данной дальности D угловой диаметр $\beta = \operatorname{const}$. Следовательно, поверхностями равной точности являются сферические поверхности с центром в центре Земли.

Как видно из (5.37), этот способ обеспечивает высокую точность определения поверхности положения при больших величинах углового диаметра Земли, т. е. при малых удалениях космического летательного аппарата от поверхности Земли. С увеличением удаления точность определения поверхности положения при прочих равных условиях уменьшается.

Приведем пример расчета погрешности определения поверхности положения этим способом.

С высоты полета $H = 180$ км видимый угловой диаметр Земли $\beta = 153^\circ$. Если в этих условиях измерение углового диаметра Земли производится с ошибкой в одну угловую минуту, то погрешность в определении поверхности положения на основании (5.37) составит

$$\Delta P = \frac{(6370 + 180) \cdot 1}{2 \operatorname{tg} 76^\circ 30' \cdot 60 \cdot 57,3} = 0,23 \text{ км.}$$

Такова точность определения поверхности положения этим способом в данных условиях.

Другим возможным способом определения поверхности положения является способ, основанный на измерении угла между направлениями на центр Земли и на небесное тело (Солнце, Луну, планету или звезду).

В этом случае поверхностью положения, соответствующей измеренному углу α , является конус с вершиной в центре Земли и осью, совпадающей с направлением из центра Земли на небесное светило (рис. 5.10).

Ось конуса пересекается с поверхностью Земли в точке географического места светила, географические координаты которого, как было показано выше, равны

$$\varphi = \delta, \quad \lambda = 360^\circ - t_{\text{гр}} = \alpha - S_{\text{гр}}.$$

Уравнение данной поверхности положения в геоцентрической прямоугольной системе координат имеет вид

$$x^2 + y^2 = z^2 \operatorname{tg}^2 \alpha. \quad (5.39)$$

Значения частных производных функции будут

$$\frac{\partial \alpha}{\partial x} = \frac{x}{z^2 \operatorname{tg} \alpha \sec^2 \alpha}, \quad \frac{\partial \alpha}{\partial y} = \frac{y}{z^2 \operatorname{tg} \alpha \sec^2 \alpha}, \quad \frac{\partial \alpha}{\partial z} = -\frac{\operatorname{tg} \alpha}{z \sec^2 \alpha}.$$

Поэтому градиент поверхности положения определяется формулой

$$g = \frac{\cos \alpha}{z} = \frac{1}{D}, \quad (5.40)$$

где D — расстояние от центра Земли до космического летательного аппарата.

Погрешность определения поверхности положения равна

$$\Delta P = D \Delta \alpha, \quad (5.41)$$

а поверхности равной точности —

$$\frac{\Delta P}{\Delta \alpha} = D.$$

При $\Delta P = \text{const}$ и $\Delta \alpha = \text{const}$ эти поверхности будут сферическими.

Из соотношения (5.41) следует, что погрешность в определении поверхности положения космического летательного аппарата этим способом зависит только от удаления космического летательного аппарата и от его высоты полета. Чем больше высота полета, тем большей при постоянном значении погрешности измерения параметра α будет погрешность в определении поверхности положения.

В полете с борта КЛА возможно измерение угла между направлениями на видимый горизонт и на светило. И в этом случае поверхностью положения КЛА является коническая поверхность с осью, совпадающей с направлением из центра Земли на светило, но с вершиной, расположенной на некоторой высоте над поверхностью Земли (рис. 5.11).

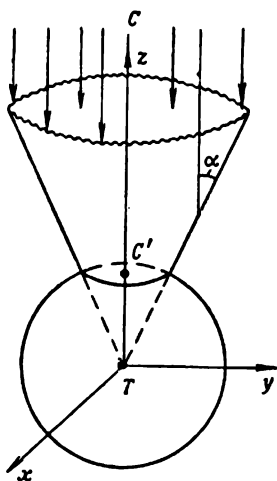


Рис. 5.10. К определению поверхности положения КЛА при измерении угла между направлениями на центр Земли и на светило C

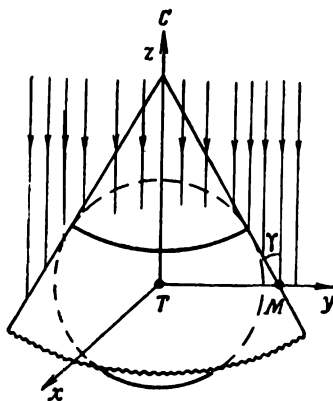


Рис. 5.11. К определению поверхности положения КЛА при измерении угла между направлениями на видимый горизонт и на светило

Расстояние от центра Земли до вершины конической поверхности положения зависит от величины измеренного параметра γ и может быть определено с помощью соотношения

$$R + H = R \operatorname{cosec} \gamma, \quad (5.42)$$

где R — радиус Земли;

H — высота вершины конической поверхности положения над поверхностью Земли.

В прямоугольной геоцентрической системе координат с осью Oz , совпадающей с направлением на светило, уравнение этой поверхности положения КЛА можно представить в следующем виде:

$$x^2 + y^2 = R^2 \sec^2 \gamma - z^2 \operatorname{tg}^2 \gamma. \quad (5.43)$$

Если же начало координат перенести в вершину конической поверхности, а ось Oz направить к центру Земли, то поверхность положения может быть описана уравнением (5.39) при за-

мене в нем параметра α параметром γ , а погрешность определения поверхности положения на основании (5.41) будет

$$\Delta P = D\Delta\gamma,$$

где D — расстояние от вершины конической поверхности положения до космического летательного аппарата.

Таким образом, и этот способ обеспечивает наиболее высокую точность определения поверхности положения при малых высотах полета КЛА. Можно сделать еще один важный вывод: чем больше угол γ , тем меньше при прочих равных условиях величина D , поэтому наиболее высокая точность определения поверхности положения обеспечивается светилами с большим значением изменяемого угла γ (при $0 \leq \gamma \leq 90^\circ$).

Одним из возможных астрономических параметров, измеряемых для определения поверхности положения космического летательного аппарата, является угол между направлениями на опознанный ориентир на поверхности Земли и на небесное светило.

Этому параметру также соответствует коническая поверхность положения с вершиной в точке расположения ориентира и осью в направлении на светило (рис. 5.12).

Экваториальные координаты вершины этой конической поверхности положения (наземного ориентира) можно определить следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \delta &= \varphi, \\ \alpha &= \lambda + S_{гр}, \end{aligned} \right\} \quad (5.44)$$

где φ и λ — географические координаты ориентира;

$S_{гр}$ — звездное гринвичское время в момент измерения параметра.

Положение оси конической поверхности положения в пространстве определяется высотой и азимутом светила, по которому измеряется данный параметр, в точке расположения ориентира. Высоту и азимут можно определить, например, по формулам (1.8), (1.9), (1.10) при замене в них местного часового угла его значением через прямое восхождение светила и гринвичское время

$$t = S_{гр} - \alpha + \lambda.$$

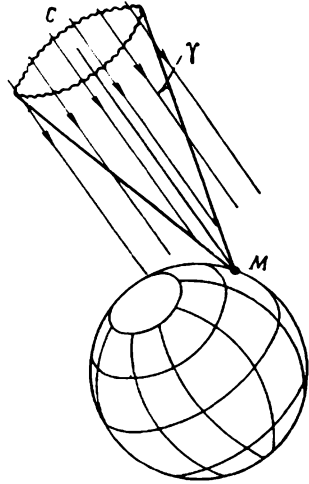


Рис. 5.12. К определению поверхности положения КЛА при измерении угла между направлениями на опознанный ориентир на поверхности Земли и на светило

В предыдущих примерах достаточно подробно рассмотрены вопросы точности определения конических поверхностей положения. По аналогии с предыдущими способами точность определения поверхности положения уменьшается с удалением от ориентира. Для повышения точности следует выбирать светила, близкие к направлению ориентир—космический летательный аппарат, или, иначе говоря, светила, обеспечивающие минимальное значение измеряемого параметра.

Для определения поверхности положения в полете можно измерять расстояние от космического летательного аппарата до поверхности Земли (высоты полета). Если при этом исходить из предположения о сферичности Земли, то поверхностью положения в данном случае будет сфера с центром в центре Земли и радиусом, равным сумме радиуса Земли и высоты полета:

$$x^2 + y^2 + z^2 = (R + H)^2. \quad (5.45)$$

Градиент функции (5.45) будет $g=1$ и тогда точность определения поверхности положения —

$$\Delta P = \Delta H, \quad (5.46)$$

где ΔH — погрешность измерения высоты полета.

Можно также измерить такие параметры, как сумма и разность расстояний от космического летательного аппарата до Земли и Луны. Первый из этих параметров дает поверхность положения в виде эллипсоида вращения с осью, проходящей через центры Земли и Луны, а второй — двуполостный гиперболоид вращения.

Уравнение поверхности положения, получаемой в результате измерения суммы расстояний до двух небесных тел, можно записать так:

$$D_1 + D_2 = C_1, \quad (5.47)$$

где D_1 и D_2 — расстояния до небесных светил.

Градиенты слагаемых будут

$$g(D_1) = g(D_2) = 1, \quad (5.48)$$

а на основании свойства градиента суммы и разности функций запишем

$$\bar{g}(D_1 + D_2) = \bar{g}(D_1) + \bar{g}(D_2). \quad (5.49)$$

В результате сложения единичных векторов $\bar{g}(D_1)$ и $\bar{g}(D_2)$, направление которых совпадает с направлениями векторов \bar{D}_1 и \bar{D}_2 , получим

$$g(D_1 + D_2) = 2 \cos \frac{\psi}{2},$$

где ψ — угол между векторами \bar{D}_1 и \bar{D}_2 .

В соответствии с этим точность определения поверхности положения этим методом определяется соотношением

$$\Delta P = \frac{\Delta(D_1 + D_2)}{2 \cos \frac{\psi}{2}}, \quad (5.50)$$

а поверхности равной точности описываются уравнением

$$\cos \frac{\psi}{2} = \frac{\Delta(D_1 + D_2)}{2\Delta P}. \quad (5.51)$$

При постоянном значении $\Delta(D_1 + D_2)$ и ΔP величина $\frac{\psi}{2} = \text{const}$. Следовательно, поверхностями равной точности являются такие поверхности, во всех точках которых угол ψ между направлениями на центры Земли и Луны постоянен. Таким свойством обладает циклида.

На рис. 5.13 показано сечение этих поверхностей равной точности одной из плоскостей, проходящей через центры Земли и Луны.

Как видно из (5.50), минимальная погрешность в определении поверхности положения этим способом будет при $\psi = 0^\circ$, что соответствует месту нахождения космического летательного аппарата на прямой, соединяющей центры Луны и Земли «за Землей» или «за Луной». С увеличением угла ψ погрешность увеличивается.

В случае измерения разности расстояний до двух небесных тел уравнение поверхности положения можно записать так:

$$D_2 - D_1 = C_2. \quad (5.52)$$

Градиенты будут такими:

$$g(D_1) = g(D_2) = 1$$

и

$$g(D_2 - D_1) = 2 \sin \frac{\psi}{2}. \quad (5.53)$$

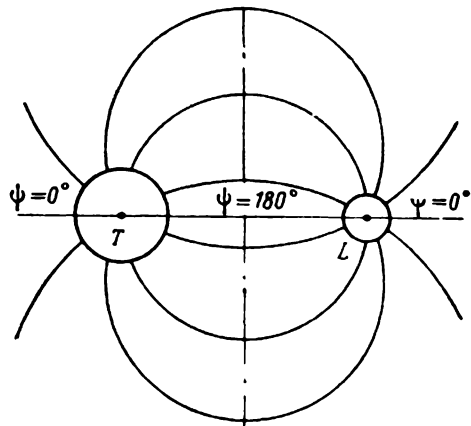


Рис. 5.13. Сечение поверхностей равной точности плоскостью, проходящей через центры Земли и Луны

Поэтому точность определения поверхности положения характеризуется следующим соотношением:

$$\Delta P = \frac{\Delta(D_2 - D_1)}{2 \sin \frac{\psi}{2}}, \quad (5.54)$$

а поверхности равной точности описываются уравнением:

$$\sin \frac{\psi}{2} = \frac{\Delta(D_2 - D_1)}{2\Delta P}. \quad (5.55)$$

Это уравнение также является уравнением циклиды.

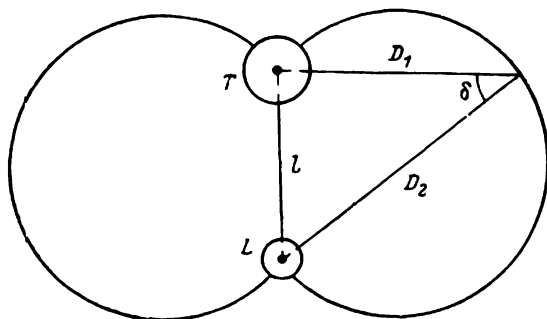


Рис. 5.14. К определению поверхности положения КЛА при измерении угла между направлениями на центры Земли и Луны

В отличие от предыдущего способа максимальная точность здесь будет при $\psi = 180^\circ$. С уменьшением угла ψ , как это видно из (5.54), погрешность определения поверхности положения увеличивается. Таким образом, максимальная точность определения поверхности положения этим способом будет на прямой Земля — Луна при нахождении космического летательного аппарата между Землей и Луной. С этих позиций данный способ более подходит для обеспечения полетов с Земли на Луну и обратно, чем предыдущий.

В полете также может быть измерен угол между центрами двух небесных тел δ , например, между центрами Земли и Луны. Этому параметру соответствует поверхность положения — циклида (рис. 5.14), уравнение которой можно представить так:

$$l^2 = D_1^2 + D_2^2 - 2D_1D_2 \cos \delta, \quad (5.56)$$

где l — расстояние между небесными телами;
 D_1 и D_2 — расстояния от небесных тел до точек поверхности положения.

В геоцентрической прямоугольной системе координат расстояние l определяется формулой:

$$l^2 = X^2 + Y^2 + Z^2, \quad (5.57)$$

где X , Y и Z — координаты, определяющие положение Луны относительно Земли в момент измерения параметра δ .

Расстояния от Земли и Луны до точек поверхности положения определяются соответственно такими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} D_1^2 &= x^2 + y^2 + z^2, \\ D_2^2 &= (x - X)^2 + (y - Y)^2 + (z - Z)^2. \end{aligned} \right\} \quad (5.58)$$

После дифференцирования (5.56) получим зависимость между погрешностью измерения угла δ и погрешностями ΔD_1 и ΔD_2 :

$$(D_1 - D_2 \cos \delta) \Delta D_1 + (D_2 - D_1 \cos \delta) \Delta D_2 = -D_1 D_2 \sin \delta \Delta \delta. \quad (5.59)$$

Если положить, что $D_1 = D_2 = D$, тогда погрешность в измерении угла δ повлечет за собой одинаковые ошибки в определении расстояний, т. е.

$$\Delta D_1 = \Delta D_2 = \Delta D.$$

Для этих условий из (5.59) получим

$$\Delta D = \frac{D}{2} \operatorname{ctg} \frac{\delta}{2} \Delta \delta. \quad (5.60)$$

Такова зависимость между погрешностью измерения угла δ и получаемой в данных условиях дальностью до небесных тел. Чем больше дальность D , тем больше погрешность ΔD в определении поверхности положения КЛА.

Возможны и другие астрономические способы определения поверхности положения космических летательных аппаратов.

ПРИМЕНЕНИЕ СЕКСТАНТОВ В ПОЛЕТЕ

Современные авиационные и космические секстанты позволяют измерять угол между некоторым опорным направлением и направлением на светило. Измеренный параметр используется для определения линий положения, места самолета и поверхностей положения космических летательных аппаратов. В настоящее время применяются авиационные секстанты ИАС-1М, СП-1, СП-1М и некоторые типы космических секстантов.

В данной главе даны характеристики современных секстантов и показаны наиболее рациональные способы применения их в полете.

§ 6.1. АВИАЦИОННЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СЕКСТАНТЫ

Интегрирующий авиационный секстант ИАС-1М является ручным угломерным инструментом, предназначенным для измерения в полете на самолете высот светил относительно маятниковой (пузырьковой) вертикали. Общий вид секстанта показан на рис. 6.1.

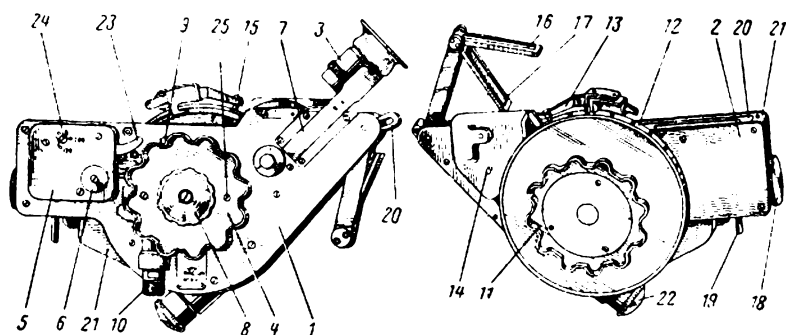


Рис. 6.1. Общий вид ИАС-1М:

1, 2—металлические пластины; 3—окулярная насадка; 4—рукоятка; 5—часовой механизм; 6—заводная головка; 7—паз для окулярной насадки; 8—реостат регулировки подсветки уровня; 9—общий выключатель; 10—рукоятка регулировки величины уровня; 11—рукоятка угломерного барабана; 12—круговая шкала; 13—рычаг сцепления угломерного барабана с осредняющим механизмом; 14—переключатель освещения с кнопкой; 15—палец сцепления угломерного барабана с осредняющим механизмом; 16, 17—светофильтры; 18—отверстие для матового рассеивателя или зеркала; 19—рычаг светофильтров подсветки; 20—резиновый предохранитель; 21—механизм подсветки уровня; 22—гнездо электропитания; 23—рычаг пуска осредняющего механизма; 24—шлиц для изменения времени работы осредняющего механизма; 25—винт крепления рукоятки

Оптическая схема секстанта ИАС-1М включает в себя следующие основные элементы (рис. 6.2): пузырьковый уровень $У$, обеспечивающий построение вертикали, неподвижное зеркало A и главное зеркало B , поворачиваемое при измерении высоты светила относительно поперечной оси секстанта.

Луч света, проходя через уровень, попадает на неподвижное зеркало, отражается от него и проходит через полупрозрачное главное зеркало, попадая в глаз наблюдателя. Линза-коллектор

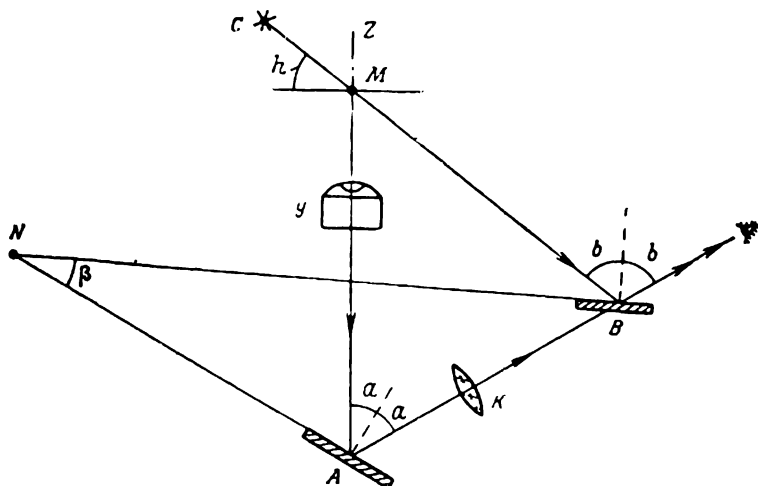


Рис. 6.2. Оптическая схема ИАС-1М:

A —неподвижное зеркало; B —подвижное (главное) зеркало; $У$ —уровень;
 $К$ —объектив

$К$ служит для того, чтобы изображение пузырька уровня получить в бесконечности, как и изображение светила.

Луч света от светила C , отражаясь от главного зеркала, также попадает в глаз наблюдателя.

При измерении высоты светила штурман, вращая главное зеркало секстанта, совмещает изображение светила с пузырьком уровня.

Из треугольников $МAB$ и $МAB$ получим соответственно

$$z = 180^\circ - 2a - (180^\circ - 2b) = 2(b - a);$$

$$\beta = 180^\circ - (90^\circ + a) - (90^\circ - \beta) = b - a.$$

Отсюда

$$2\beta = z = 90^\circ - h$$

или

$$\beta = 45^\circ - \frac{h}{2}. \quad (6.1)$$

Таким образом, величина угла между плоскостями неподвижного и главного зеркала зависит от высоты светила. Барабан, с помощью которого изменяется положение главного зеркала секстанта, должен быть оцифрован в градусной мере соответственно измеренной высоте светила.

Секстант ИАС-1М характеризуется следующими основными данными:

Диапазон измерения высот светил	0÷80°
Инструментальная точность измерения высоты светила	±2′
Угол поля зрения	7°30′
Габариты секстанта	125×180×300 мм
Вес секстанта	2,8 кг
Вес всего комплекта прибора	6,1 кг
Пределы осреднения измеряемой высоты светила ±2°30′	
Время работы интегрального осреднителя	40, 120, 200 сек

Панорамно-перископический секстант СП-1М является кабинным секстантом, предназначенным для установки на тяжелых самолетах. Общий вид секстанта приведен на рис. 6.3.

Оптическая схема СП-1М включает в себя неподвижное зеркало (пентапризму) *A* (рис. 6.4), главное зеркало (куб-призму) *B*, пузырьковый уровень *У*, линзу-коллектор *K*, разделительную призму *E* и оборачивающую призму Дове *D*.

Луч от уровня проходит через линзу *K*, отражается от полупрозрачной грани разделительной призмы, проходит через призму Дове, пента-призму и попадает в глаз наблюдателя.

Луч света от светила отражается от посеребренной грани куб-призмы, проходит через полупрозрачную грань разделительной призмы и далее идет так же, как и луч от уровня.

Процесс измерения высоты светила сводится к совмещению изображения светила с изображением пузырька уровня.

Из треугольника *ABD*

$$\beta + \frac{z}{2} + 135^\circ = 180^\circ,$$

поэтому

$$\beta = \frac{h}{2}. \quad (6.2)$$

Таким образом, угол поворота главного зеркала определяет значение высоты светила, что позволяет произвести оцифровку барабана угломерного устройства в значениях высоты светила.

В оптическую схему секстанта включена призма Дове, компенсирующая переворот изображения, обусловленный панорамным обзором звездного неба. Рассмотрим принцип компенсации переворота изображения.

Если в оптической схеме секстанта отсутствует такая компенсация, то, как это видно из рис. 6.5, курсовому углу 0° соответ-

ствует нормальное изображение участка звездного неба, а при курсовом угле 180° изображение будет перевернутым.

Для компенсации переверота призма Дове при изменении курсового угла вращается относительно оси, совпадающей с оптической осью секстанта. Вращение происходит в ту же сто-

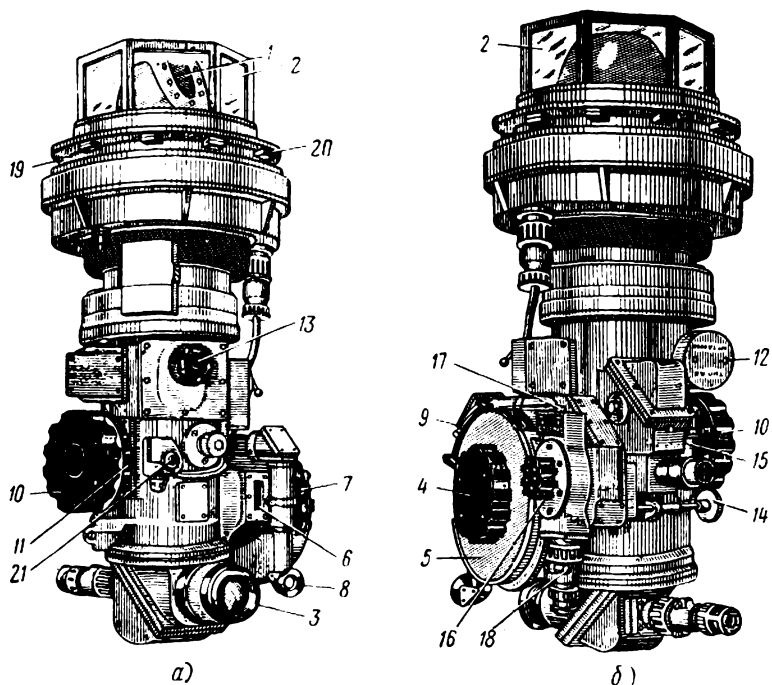


Рис. 6.3. Общий вид СП-1М:

1—головка с куб-призмой (главное зеркало); 2—защитные стекла; 3—окуляр с защитным мягким кольцом; 4—рукоятка угломерного барабана; 5—угломерный барабан; 6—грубая десятиградусная шкала высоты; 7—шкала единиц градусов высоты светила; 8—окуляр лупы системы отсчета единиц градусов и минут высоты светила; 9—рычаг и коромысло связи угломерного барабана с осредняющим механизмом; 10—рукоятка поворота визирной системы в горизонтальной плоскости; 11—шкала курсовых углов светила; 12—сельсинный датчик курсового угла светила; 13—рукоятка смены светофильтров; 14—заводная рукоятка осредняющего механизма; 15—рычаг пуска часового механизма осреднителя; 16—рукоятка регулировки освещения пузырька уровня; 17—переключатель астрохронометра; 18—штепсельный разъем общего включения секстанта в бортовую сеть; 19—кольцевой кардан; 20—фланец крепления секстанта к фюзеляжу; 21—кнопка включения лампочки подсветки шкал курсовых углов и десятиградусной шкалы высот светила

рону, в которую вращается головка с главным зеркалом, но происходит оно вдвое медленней вращения головки. При повороте головки на 180° призма Дове повернется всего на 90° . На рис. 6.6 показан принцип компенсации переверота изображения с помощью призмы Дове.

Как видно из рис. 6.6, такой метод компенсации переверота изображения приводит к перевероту изображения пузырька уровня, поскольку его положение относительно неподвижного

зеркала остается неизменным при изменении курсового угла. Это обстоятельство значительно затрудняет процесс установки секстанта по уровню при измерении высоты светила.

Для облегчения установки секстанта по уровню в его поле зрения нанесены буквы «Н», «О», «Л», «П» (рис. 6.7). Эти буквы указывают, куда необходимо перемещать секстант, если пузырек уровня не находится в центре, а смещен к одной из этих букв. Буква «Н» указывает направление перемещения — на себя, «О» — от себя, «Л» — влево, «П» — вправо.

В секстанте предусмотрено автоматическое фиксирование момента окон-

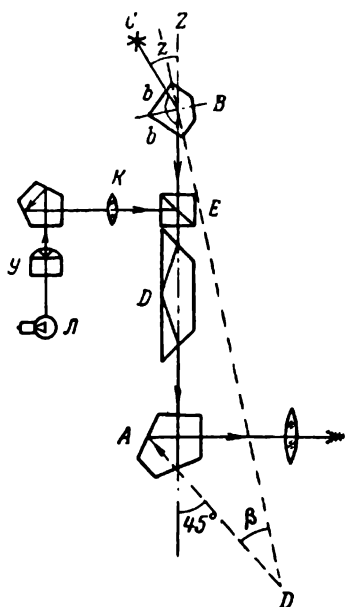


Рис. 6.4. Оптическая схема СП-1М:

А—неподвижное зеркало; В—подвижное (главное) зеркало; У—уровень; К—призма-коллектор; Д—призма Дове; Е—разделительная призма; Л—лампочка подсветки уровня

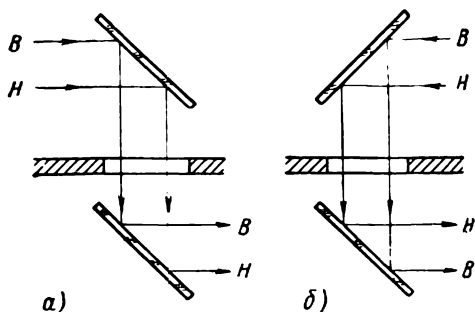


Рис. 6.5. Переворот изображения при панорамном перископическом обзоре:

а—курсовой угол 0° ; б—курсвой угол 180°

чания измерения высоты светила (что соответствует моменту окончания работы осредняющего механизма) с помощью астрохронметра и повторителя типа 13чп и 20чп.

Измеренная высота светила, так же как и в ИАС-1М, равна сумме отсчетов по шкале десятков градусов, по шкале единиц градусов на угломерном барабане, по градусной шкале осредняющего механизма и, наконец, по минутной шкале осредняющего механизма.

С помощью СП-1М, так же как и с помощью ИАС-1М, возможны одиночные измерения высоты светила без осреднителя. В этом случае в отчет измеренной высоты вводится постоянная поправка на сдвиг шкалы угломерного барабана, равная 3° .

С помощью СП-1М возможно также измерение курсового угла светила, например, для определения курса в ночном полете.

Измеренный курсовой угол светила передается в астрокомпас типа ДАК-ДБ с помощью сельсинной дистанционной передачи.

Секстант СП-1М характеризуется следующими основными данными:

Диапазон измерения высот светил	0÷85°
Диапазон измерения курсовых углов светил	0÷360°
Увеличение	2×
Поле зрения	40°
Перископичность	485 мм
Потребляемая мощность	125 Вт
Габариты секстанта	605×290×275 мм
Вес секстанта	29 кг
Пределы осреднения измеренных высот	±2°15'
Время работы осреднителя	20, 30, 40 сек

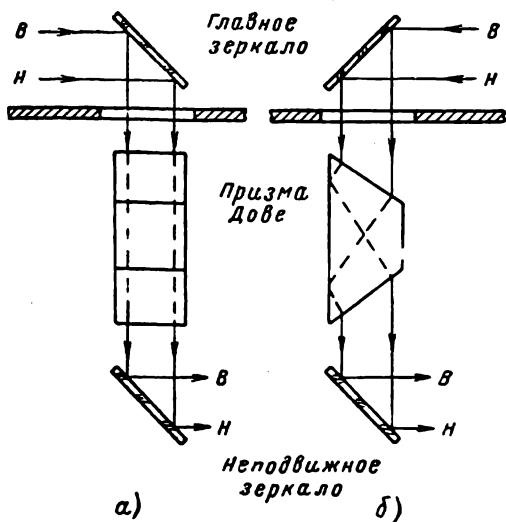


Рис. 6.6. Компенсация переверота изображения с помощью призмы Дове:

а—курсовой угол 0°; б—курсовой угол 180°

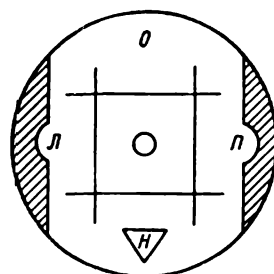


Рис. 6.7. Поле зрения СП-1М

Малогабаритный секстант СМК-3М является оптическим угломерным инструментом, предназначенным для измерения зенитных расстояний светил в полете и на Земле в любое время суток с целью определения линии или поверхности положения. В полете измерения производятся относительно видимого горизонта, а на Земле — от маятниковой (пузырьковой) вертикали.

В соответствии с этим секстант имеет две оптические системы: одну для измерений от видимого горизонта и вторую — для измерений от маятниковой вертикали.

Первая оптическая система (рис. 6.8) состоит из главного или подвижного зеркала, полупрозрачного неподвижного зеркала и светофильтра. Вторая оптическая система (рис. 6.9) имеет пузырьковый уровень с лампочкой подсветки, неподвижное зеркало, выполненное в виде пентапризмы, объектив, главное (подвижное) зеркало и светофильтр.

В первой оптической системе «на просвет» через неподвижное зеркало наблюдается при измерении видимый горизонт, а во второй «на просвет» через главное зеркало производится наблюдение всех светил, кроме Солнца.

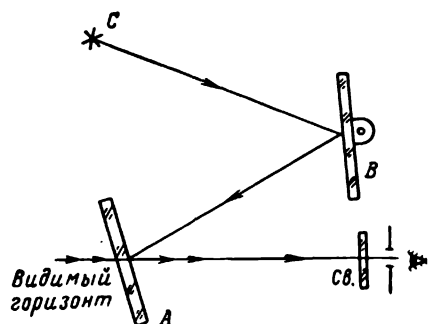


Рис. 6.8. Первая оптическая система СМК-ЗМ:

A—неподвижное зеркало; *B*—подвижное (главное) зеркало; *Св*—светофильтр

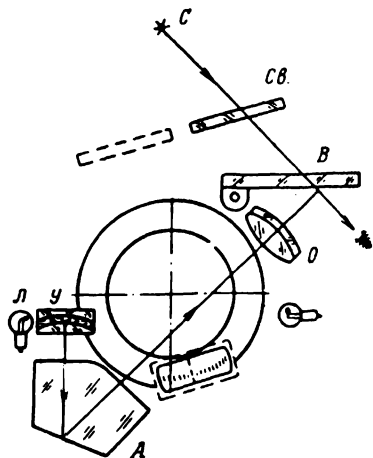


Рис. 6.9. Вторая оптическая система СМК-ЗМ:

A—неподвижное зеркало; *B*—подвижное (главное) зеркало; *У*—уровень, *Л*—лампочка подсветки уровня; *Св*—светофильтр; *О*—объектив

Процесс измерения заключается в совмещении изображения светила с видимым горизонтом или с центром пузырька уровня. При измерении зенитного расстояния Солнца с помощью второй оптической системы его отраженное от главного зеркала изображение совмещают с пузырьком уровня. По шкале угломерного барабана секстанта отсчитывается зенитное расстояние светила. Секстант не имеет осредняющего механизма для осреднения измеряемых зенитных расстояний.

Примером бортового космического секстанта является секстант, разработанный для межпланетной космической станции Массачусетским технологическим институтом [36]. Секстант предназначен для ориентации космической станции и измерения угла между направлениями на звезду и планету.

Секстант состоит из солнечного телескопа с оптической осью, жестко связанной со станцией, космического секстанта, ось которого может свободно вращаться относительно оси, нормальной к оси солнечного телескопа, и звездного телескопа, опти-

ческая ось которого фиксирована относительно станции (рис. 6.10).

С помощью солнечного телескопа и соответствующей системы управления осуществляется слежение за Солнцем путем вращения всей станции. После того как направление на Солнце зафиксировано, зеркало космического секстанта поворачивается на расчетное значение угла между Солнцем и звездой (или планетой). Это направление на звезду также устанавливается вра-

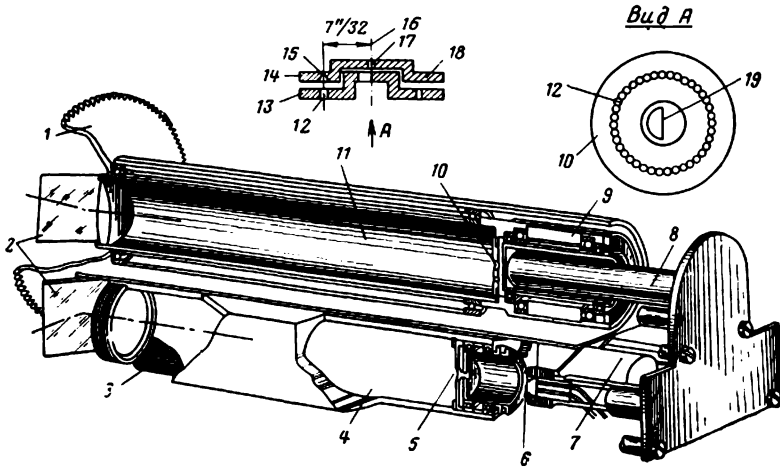


Рис. 6.10. Бортовой автоматический секстант для межпланетной космической станции:

- 1—ведущая шестерня космического секстанта; 2—зеркала; 3—мотор и зубчатые передачи космического секстанта; 4—солнечный телескоп; 5—развертывающее устройство солнечного телескопа; 6—силиконовый детектор; 7—неподвижный звездный телескоп; 8—фотоумножитель; 9—мотор развертывающего устройства; 10—развертывающее устройство; 11—подвижный звездный телескоп; 12—40 равноотстоящих отверстий; 13—вращающийся затвор; 14—неподвижная диафрагма; 15—развертывающая щель для слежения за краем диска планеты; 16—оптическая ось; 17—щель звездного телескопа; 18—фокальная плоскость; 19—полукруглый прерыватель диаметром 6,3 мм

щением станции, а найденное ранее направление на Солнце запоминается на маховичках системы, контролирующей положение объекта. С помощью мотора точной наводки секстант поворачивается до тех пор, пока не будет точно измерен угол между Солнцем и звездой.

Для измерения угла между звездой и планетой весь объект вращается до тех пор, пока не произойдет «захвата» планеты при сохранении слежения за звездой с помощью подвижного космического секстанта. Измеренный таким образом угол дает коническую поверхность положения станции. Этот угол можно использовать и непосредственно для решения некоторых навигационных задач.

Процесс измерения с помощью секстанта автоматизирован. В контур управления включена бортовая быстродействующая ЭЦВМ.

Для космических кораблей «Джемини» в США предусматривалась разработка двух типов ручных секстантов. Предъявляемые к секстантам требования были следующие: точность из-



Рис. 6. 11. Один из образцов секстантов для космических кораблей (США)

мерения $\pm 10''$, максимальный вес прибора 2,7 кг, максимальная длина прибора вдоль основной линии визирования 190 мм. Приборы должны размещаться и работать в ограниченном пространстве космического корабля. Окуляр должен обеспечивать работу при нормальном и удаленном положении глаза от секстанта, что соответствует работе космонавта с поднятым и опущенным козырьком гермошлема [41].

Один из образцов американских секстантов для космических кораблей показан на рис. 6. 11.

§ 6.2. СПОСОБЫ УЧЕТА МЕТОДИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ЛИНИИ ПОЛОЖЕНИЯ И МЕСТА САМОЛЕТА

Определению астрономической линии положения, полученной по измеренной высоте светила, и определению места самолета в точке пересечения двух линий равных высот (ЛРВ) сопутствуют методические и инструментальные погрешности, а также погрешности, вносимые наблюдателем (штурманом) в процессе измерения высоты светила и прокладки ЛРВ на карте.

Причиной появления методических погрешностей, как известно, является применение косвенного метода измерения. Здесь также измеряются не элементы линии равных высот, а высота светила, которая вместе с моментом измерения определяет значения элементов ЛРВ.

Методическими погрешностями, возникающими при определении линии положения и места самолета по измеренным высотам светил, являются:

- погрешность, обусловленная атмосферной рефракцией;
- погрешность, обусловленная параллактическим смещением светила;
- погрешность, обусловленная отклонением маятникового уровня от вертикали за счет вращения Земли;
- погрешность в определении места самолета за счет неодновременности измерения высот двух светил;
- погрешность за счет замены круга равных высот светила касательной;
- погрешность, обусловленная неточным определением времени измерения высоты светила.

Для секстанта типа СМК-ЗМ при измерении зенитного расстояния относительно видимого горизонта следует учитывать также понижение видимого горизонта относительно истинного горизонта.

Все эти погрешности по своему характеру являются систематическими, поэтому тем или иным способом они могут быть учтены.

Атмосферная рефракция

Рефракцией называют преломление световых лучей при прохождении через среду с различными преломляющими свойствами. Луч света от светила проходит всю атмосферу, но ее плотность на различных высотах различна, вследствие чего различны и преломляющие свойства.

При переходе из менее плотной среды в более плотную луч света искривляется к основанию перпендикуляра, восстановленного из точки падения. Поэтому видимая, измеренная высота светила больше истинной на величину рефракции r (рис. 6.12).

Величина рефракции зависит от высоты светила, от плотности атмосферы и от высоты полета. Чем больше высота светила, тем меньше величина рефракции. При $h=0^\circ$ $r=35'$, а при $h=90^\circ$ $r=0$. С увеличением высоты полета величина рефракции уменьшается.

Величина рефракции зависит и от некоторых других причин, однако их влияние небольшое. На практике при определении рефракции учитывают только высоту полета и высоту светила.

Для высот светил $h \geq 10^\circ$ с точностью до $1'$ расчет величины рефракции можно произвести по формуле [13]:

$$r = 0',97 \operatorname{ctg} h. \quad (6.3)$$

Для высот светил $h \geq 20^\circ$ точность расчета рефракции по этой формуле составляет $0',1$.

Значения атмосферной рефракции даны в приложении 3. Они приводятся в Таблицах высот и азимутов Солнца, Луны и планет (ТВА) и в Таблицах высот и азимутов звезд (ТВАЗ).

За счет рефракции светило как бы приподнимается над горизонтом, поэтому при расчете истинной высоты светила по измеренному ее значению рефракцию необходимо учитывать со знаком минус, т. е.

$$h = h_{\text{изм}} - r, \quad (6.4)$$

где r — величина рефракции, определяемая по $h_{\text{изм}}$ и высоте полета H .

Кроме атмосферной рефракции, при измерении высоты светила в полете ручными секстантами имеет место рефракция остекления кабины. Рефракция остекления для одного из типов сферических астрокуполов, по данным [13], находится в пределах от 4 до $7'$. Более поздние исследования дают несколько большие цифры. Рефракция остекления зависит от многих причин и учесть ее, как правило, не представляется возможным.

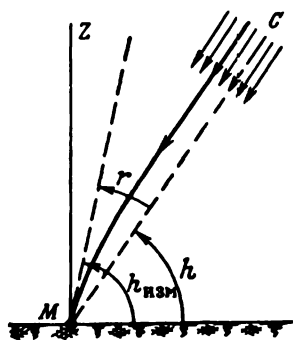


Рис. 6. 12. К объяснению атмосферной рефракции

Наиболее эффективным путем устранения этой погрешности является применение плоскопараллельных защитных стекол головки секстанта. Такие стекла имеют секстанты типа СП-1М и автоматические секстанты астроориентатора БЦ-63 (63А).

Рефракция остекления при измерениях с помощью секстанта в космическом полете через иллюминатор может привести к большим погрешностям.

Основными факторами, обуславливающими появление рефракции остекления, являются: неровная поверхность стекол, непараллельность поверхности стекол, искривление стекол за счет разности давлений внутри корабля и снаружи, различие преломляющих свойств среды в корабле и за его пределами.

По мнению зарубежных специалистов, рефракция остекления аналитическим и экспериментальным путем может быть определена с точностью до $1''$ [41].

Параллакс Луны

В ТВА и ТВАЗ, по которым определяются вычисленные высоты и азимуты светила h_v и A для счислимой точки, даются вы-

численные высоты светил, приведенные к центру Земли, — геоцентрические высоты светил. Это сделано для сокращения объема таблиц. Измеренные высоты светил, являющиеся топоцентрическими, т. е. измеренными с поверхности Земли, должны быть преобразованы в геоцентрические. Вследствие больших удалений Солнца, планет и звезд это необходимо делать только для Луны, расстояние до которой сравнительно невелико. Действительно, значение параллакса Солнца не превышает $8''{,}8$, планет — $0{,}5$, а самой близкой звезды — $0{,}00003$ [13].

Параллактическое смещение Луны p определяется формулами (2.32), (2.33)

$$\sin p = \frac{R}{D} \cos h = p_{\max} \cos h,$$

где R — радиус Земли;

D — расстояние от Земли до Луны.

Разлагая в ряд $\sin p$ и ограничиваясь ввиду малости угла p первым членом разложения, получим формулу для расчета параллакса Луны в угловых минутах

$$p = 3437,7 \frac{R}{D} \cos h. \quad (6.5)$$

Радиус Земли остается постоянным, а расстояние от Земли до Луны изменяется, поэтому параллакс Луны изменяется; он дается в ежедневных таблицах Авиационного астрономического ежегодника (ААЕ) через $1'$ в зависимости от высоты Луны.

Геоцентрическая высота светила больше топоцентрической (см. рис. 2.19), поэтому при расчете истинной высоты параллакс Луны учитывается со знаком плюс

$$h = h_{\text{изм}} + p. \quad (6.6)$$

Поправка, обусловленная вращением Земли

Пузырьковая вертикаль секстанта в полете отклоняется от отвесной линии. Происходит это вследствие многих причин, одной из которых является ускорение Кориолиса.

Отклонение пузырька уровня является причиной появления погрешности в измерении высоты светила. Покажем рациональные способы учета этой погрешности.

Равновесное положение пузырька уровня секстанта определяется действием на жидкость уровня двух сил — силы тяжести F_T и кориолисовой силы F_K , которые равны соответственно

$$F_T = mg, \quad F_K = 2m\omega_3 W \sin \varphi,$$

где m — масса жидкости уровня секстанта;

g — ускорение силы тяжести;

ω_3 — угловая скорость вращения Земли;
 W — путевая скорость самолета;
 φ — широта места самолета.

В северном полушарии кориолисова сила направлена вправо относительно вектора путевой скорости самолета, поэтому отклонение пузырька уровня секстанта будет происходить влево относительно вектора путевой скорости самолета на угол α (рис. 6.13).

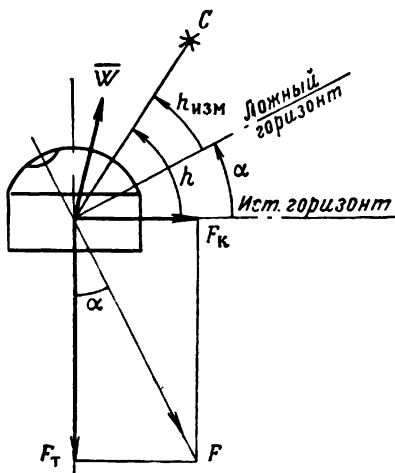


Рис. 6.13. Отклонение маятниковой (пузырьковой) вертикали за счет вращения Земли

Если отыскать светило с $ПП_* = 90^\circ$ и измерить его высоту, то, как это видно из рис. 6.13, она будет меньше истинной на величину угла α . При $ПП_* = 270^\circ$ измеренная высота светила будет больше истинной на величину угла α , а при $ПП_* = 0; 180^\circ$ истинная высота светила будет равна измеренной высоте. Таким образом, эту погрешность можно учесть введением поправки

$$h = h_{\text{изм}} + \alpha \sin ПП_*. \quad (6.7)$$

Из рис. 6.13 следует

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{F_{\text{к}}}{F_{\text{т}}} = \frac{2\omega_3 W \sin \varphi}{g}. \quad (6.8)$$

На практике эту погрешность учитывают иначе. Линию положения прокладывают на карте обычным способом, не учитывая поправку на вращение Земли. Затем из любой точки линии положения в направлении истинного путевого угла, увеличенного на 90° , откладывают величину поправки α в км и через эту точку проводят линию, параллельную проложенной ранее линии положения. Эта вторая линия положения проложена с учетом поправки на вращение Земли.

Как видно из рис. 6.14, такой способ учета этой поправки эквивалентен введению в измеренную высоту светила поправки $\Delta h = \alpha \sin ПП_*$.

В южном полушарии поправка, обусловленная вращением Земли, α должна откладываться влево под углом 90° от вектора путевой скорости самолета.

При определении места самолета для учета этой погрешности аналогичным образом на величину α в км смещают полученное в точке пересечения двух ЛРВ место самолета.

Величина поправки α в км может быть получена из формулы (6.8). Разлагая в ряд левую часть и ограничиваясь ввиду мало-

сти угла α первым членом разложения, получим с учетом размерности

$$\alpha = \frac{2.7,29 \cdot 10^{-5} \cdot 57,3 \cdot 60 \cdot 1.852}{3,6 \cdot 9,81} W \sin \varphi = 0,021 W \sin \varphi \text{ км}, \quad (6.9)$$

где W — путевая скорость самолета в км/час;
 φ — широта места самолета.

Таблица поправок за счет вращения Земли α в км приведена в ТВА и ТВАЗ и в приложении 3.

Влияние неодновременности измерения высот светил секстантом

С помощью секстанта высоты двух светил не могут быть измерены в один и тот же момент времени. Вследствие этого при определении места самолета по измеренным высотам двух светил возникает задача приведения измеренных высот светил к одному моменту.

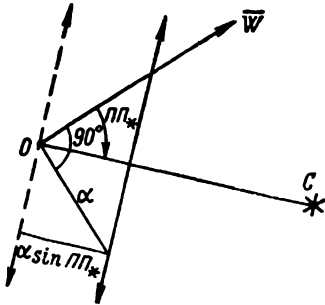


Рис. 6.14. Способ учета поправки, обусловленной вращением Земли

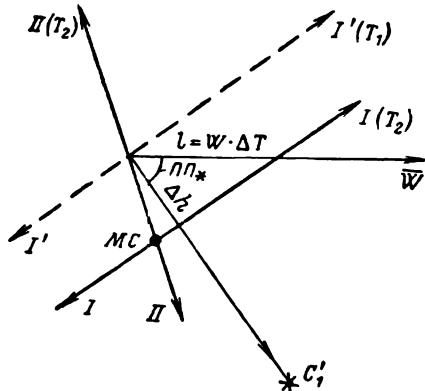


Рис. 6.15. Способ учета поправки, обусловленной перемещением самолета

Если задаться целью определения места самолета на более поздний момент — момент измерения высоты второго светила, то эту задачу можно решить графически на карте (рис. 6.15) перенесением первой линии положения параллельно самой себе в направлении вектора путевой скорости самолета на расстояние

$$l = W \Delta T,$$

где W — путевая скорость самолета;

ΔT — промежуток времени между моментами измерения высот двух светил.

Проще эта задача решается путем введения некоторой поправки E в измеренную высоту первого светила. Параллельный

перенос первой линии положения эквивалентен введению поправки $E = \Delta h$ в измеренную высоту первого светила.

Из рис. 6.15 следует, что

$$E = l \cos \psi,$$

где ψ — путевой пеленг первого светила.

Подставляя значение l и учитывая размерность, получим формулу для определения величины поправки E в угловых минутах

$$E = \frac{W \cos \psi}{1,852 \cdot 60} \Delta T = 8,999 \cdot 10^{-3} W \cos \psi \Delta T, \quad (6.10)$$

где W — в км/час;

ΔT — в мин.

Как видно из формулы, максимальное значение поправки E будет при $\psi = 0^\circ$, а минимальное — при $\psi = 90^\circ; 270^\circ$. Это иногда используют на практике. Подбирая первое светило с путевым пеленгом, близким к 90 или 270° , избавляются от необходимости учета данной поправки.

Поправка E , обусловленная перемещением самолета, дается в приложении 3 и в ТВАЗ для промежутка времени между измерениями высот светил $\Delta T = 3$ мин

$$E'_{\text{табл}} = 26,997 \cdot 10^{-3} W \cos \psi. \quad (6.11)$$

При других значениях ΔT поправка E определяется интерполированием ее табличного значения.

Влияние и учет неточного фиксирования момента измерения высоты светила

Причинами погрешностей в определении момента измерения высоты светила являются неточное знание поправки часов к моменту измерения высоты светила и ошибки в определении момента окончания измерения высоты (для секстантов ИАС-1М и СМК-3М). Наибольшие ошибки обусловлены первой причиной.

Погрешность в моменте измерения высоты светила приводит к погрешности в определении вычисленной высоты светила $h_{\text{в}}$, так как $h_{\text{в}} = f(T)$. Погрешность же в определении $h_{\text{в}}$ вызывает погрешность в расчете $\Delta h = h_{\text{изм}} - h_{\text{в}}$.

Таким образом, за счет неточного фиксирования момента измерения высоты светила получается погрешность в расчете величины Δh , являющейся элементом ЛРВ.

Величина этой погрешности может быть определена по формуле, характеризующей скорость изменения высоты светила за счет вращения Земли (3.12):

$$\Delta T = \frac{4\Delta h}{\cos \varphi \sin A} \text{ сек}, \quad (6.12)$$

где φ — широта места самолета;

A — азимут светила;
 Δh — погрешность в вычисленной высоте светила в угловых минутах.

Формула (6.12) определяет требуемую точность фиксирования времени по заданному значению погрешности в определении вычисленной высоты светила.

При значениях азимута светила 90 и 270° , что соответствует наиболее неблагоприятным условиям,

$$\Delta T = \frac{4\Delta h}{\cos \varphi} \text{ сек.}$$

Полагая, что погрешность в вычисленной высоте светила не должна быть более $1'$, получим

$$\Delta T = \frac{4}{\cos \varphi} \text{ сек.} \quad (6.13)$$

Как видно из этой формулы, требуемая точность определения момента измерения высоты светила зависит от широты места самолета. На экваторе она равна 4 сек. , а с увеличением широты — уменьшается. При $\varphi = \pm 90^\circ$ $\Delta T = \infty$ вследствие того, что на полюсе высота светила не изменяется, она равна склонению светила. В средних широтах при $\varphi \approx 60^\circ$ $\Delta T \approx 8 \text{ сек.}$

С такой точностью должен фиксироваться момент измерения высоты светила. Это предъявляет довольно жесткие требования к определению суточного хода и поправки часов. Точность определения поправки часов в любой момент времени должна быть не ниже 2 сек.

Понижение горизонта

При измерении высоты светила с помощью секстанта типа СМК-3М или с помощью морского секстанта относительно видимого горизонта необходимо учесть понижение горизонта. *Понижением горизонта* называют угол n между истинным и видимым горизонтом. Величина этого угла зависит от высоты полета.

Из рис. 6.16 можно записать

$$\cos n = \frac{R}{R + H},$$

или

$$\cos n = \frac{1}{1 + \frac{H}{R}}. \quad (6.14)$$

В табл. 6.1 приведены значения угла n для некоторых высот полета H .

При определении истинной высоты светила угол n учитывается со знаком минус

$$h = h_{\text{изм}} - n. \quad (6.15)$$

Таблица 6.1

<i>H</i> в км	0,1	1	2	5	10	20	30
<i>n</i>	0°19′	1°01′	1°26′	2°16′	3°12′	4°32′	5°33′

Продолжение

<i>H</i> в км	80	100	140	180	200	250	300
<i>n</i>	9°00′	10°06′	11°54′	13°30′	14°09′	15°48′	17°16′

Погрешность, обусловленная заменой круга равных высот линией равных высот светила

Астрономическая линия положения — линия равных высот светила на карте прокладывается в виде касательной к кругу равных высот, вследствие этого возникает погрешность в про-

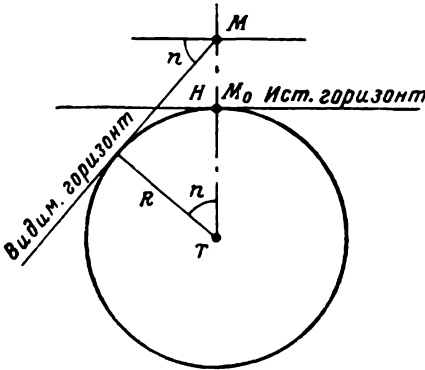


Рис. 6.16. Понижение горизонта

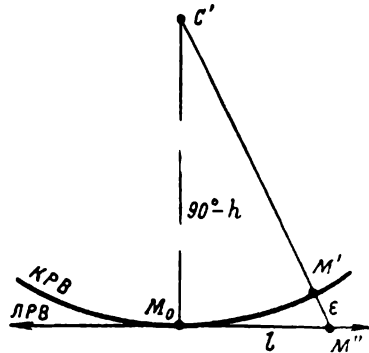


Рис. 6.17. Замена круга равных высот светила (КРВ) линией равных высот (ЛРВ)

кладке линии положения и в определении координат места самолета. Линейная величина погрешности в прокладке линии положения ϵ равна расстоянию от линии равных высот до круга равных высот светила (рис. 6.17). Определим величину этой погрешности.

Вследствие малости l будем считать, что линия равных высот мало отличается от дуги большого круга, тогда из сферического треугольника $C'M_0M''$ будем иметь

$$\cos(z + \epsilon) = \cos z \cos l,$$

откуда

$$\cos z \cos \varepsilon - \sin z \sin \varepsilon = \cos z \cos l.$$

Вследствие малости ε будем полагать, что

$$\cos \varepsilon = 1, \quad \sin \varepsilon = \varepsilon,$$

а значение $\cos l$ разложим в ряд и ограничимся двумя членами разложения

$$\cos l = 1 - \frac{l^2}{2}.$$

Теперь получим также соотношение

$$\cos z - \varepsilon \sin z = \cos z \left(1 - \frac{l^2}{2} \right),$$

откуда

$$l = \sqrt{2\varepsilon \operatorname{ctg} h}, \quad (6.16)$$

где h — высота светила.

По этой формуле можно рассчитать длину астрономической линии положения при заданной величине погрешности ε . Как видно из (6.16), при $\varepsilon = \text{const}$, чем больше высота светила, тем меньшей должна быть длина ЛРВ.

Если ε и l выразить в километрах, то формула (6.16) примет вид

$$l \approx 113 \sqrt{\varepsilon \operatorname{ctg} h}. \quad (6.17)$$

Считается, что погрешность ε не должна быть больше 3 км, а максимальные высоты светил при определении линии положения и места самолета находятся в пределах до 70° . Для этих условий $l \approx 120$ км. Таким образом, даже при высоте светила 70° линию положения можно прокладывать на карте длиной не менее 120 км в одну сторону от счислимой точки. В этом случае погрешностью ε можно пренебречь.

§ 6.3. СЛУЧАЙНЫЕ ОШИБКИ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ СВЕТИЛА. ТЕОРИЯ ИНТЕГРАЛЬНОГО ОСРЕДНЕНИЯ ВЫСОТ СВЕТИЛ

Измерение высоты светила современными авиационными секстантами производится относительно маятниковой (пузырьковой) вертикали. Ускорения самолета воздействуют на жидкость уровня, вследствие чего пузырек уровня смещается от положения, соответствующего вертикали. Поэтому при совмещении изображения светила с пузырьком уровня будет допущена некоторая ошибка в измерении высоты светила.

Вследствие случайного характера ускорений самолета, эта погрешность также носит случайный характер, поэтому учесть

ее нельзя, но можно уменьшить влияние на общую точность определения астрономической линии положения. Для этого применяют метод осреднения измеренной высоты светила в полете.

Если в полете в течение некоторого промежутка времени τ с помощью секстанта непрерывно производить измерение высоты светила, то можно убедиться в том, что измеренная высота светила не остается постоянной, она изменяется и за счет вращения Земли, и за счет перемещения самолета, и за счет ускорений, действующих на самолет.

Случайный характер ускорений позволяет сделать вывод о том, что измеряемая в полете высота светила является случайной функцией времени

$$h_{\text{изм}} = h_0 + \Delta h, \quad (6.18)$$

где h_0 — некоторое постоянное в данных условиях значение высоты светила;

$\Delta h = f(t)$ — некоторая случайная функция времени.

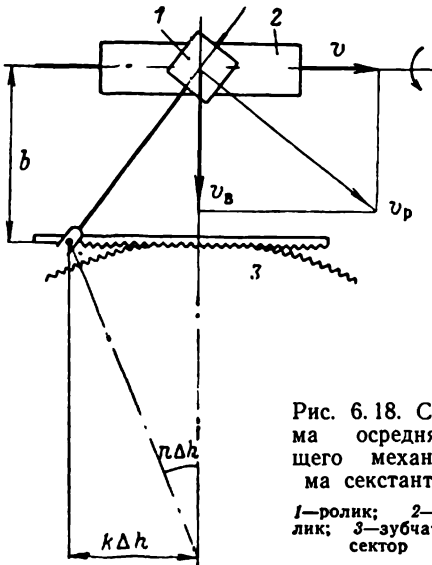


Рис. 6.18. Схема осредняющего механизма секстанта:

1—ролик; 2—валик;
3—зубчатый сектор

В этих условиях наиболее точным является среднее значение измеренной высоты $h_{\text{изм.ср}}$. На основании теоремы о среднем значении функции можно записать, что

$$h_{\text{изм.ср}} = h_0 + \frac{1}{\tau} \int_0^{\tau} \Delta h dt, \quad (6.19)$$

где τ — временной интервал осреднения.

Соотношение (6.19) решается в секстантах ИАС-1М, СП-1 и СП-1М.

Вычисление второго члена правой части производится с помощью осредняющего механизма секстанта.

Схема осредняющего механизма секстанта представлена на рис. 6.18. Угломерный барабан через зубчатый сектор и зубчатую рейку связан с роликом осредняющего механизма. При вращении угломерного барабана изменяется угол между осями ролика и валика. С роликом фрикционно связан валик.

С помощью часового механизма валик совершает поступательное движение со скоростью v . Это поступательное движение

валика является причиной вращения валика и ролика с линейными скоростями соответственно v_b и v_p . Вращение валика и используется для осреднения измеряемой высоты.

Скорость валика

$$v_b = v \operatorname{tg} \alpha,$$

но

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{k \Delta h}{b}.$$

Поэтому

$$v_b = \frac{v k \Delta h}{b}.$$

Угловая скорость вращения валика определяется формулой

$$\omega_b = \frac{v_b}{r},$$

где r — радиус валика.

Подставляя значение v_b , получим

$$\omega_b = \frac{v k \Delta h}{b r}.$$

При изменении величины Δh в процессе измерения высоты светила суммарный угол поворота валика будет определяться соотношением

$$\psi = \int_0^{\tau} \frac{v k \Delta h}{b r} dt = \frac{v k}{b r} \int_0^{\tau} \Delta h dt. \quad (6.20)$$

Полагая здесь

$$\frac{v k}{b r} = \frac{1}{\tau}, \quad (6.21)$$

получим

$$\psi = \frac{1}{\tau} \int_0^{\tau} \Delta h dt, \quad (6.22)$$

где τ — время работы осредняющего механизма.

Сравнивая это соотношение с (6.19), можно сделать вывод о том, что осреднение измеряемой высоты таким методом вполне возможно. Конструктивные параметры b и r осредняющего механизма на основании (6.21) определяются выбранным временем осреднения τ и скоростью движения валика v .

Величина времени осреднения в секстанте ИАС-1М выбрана равной 40, 60, 120 сек, а в секстанте СП-1М — равной 20, 30, 40 сек.

Осреднение измеряемой высоты в секстантах производится в пределах $\pm 2^\circ 15' \div 2^\circ 30'$.

Значение измеренной высоты светила определяется суммой показаний шкал угломерного барабана и шкал осредняющего механизма. Для удобства отсчета высоты величина Δh , получаемая со шкал осредняющего механизма, всегда положительная. Это достигается увеличением оцифровки шкал осреднителя секстанта на постоянную величину $+3^\circ$ при одновременном уменьшении оцифровки шкал угломерного барабана секстанта также на 3° .

Таков принцип устройства интегрального осреднителя измеряемых высот светил современных авиационных секстантов.

§ 6.4. ПОПРАВКА СЕКСТАНТА И СПОСОБЫ ЕЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Довольно существенные погрешности в измерении высоты светила возникают за счет личных ошибок штурмана при измерении и за счет погрешностей в оцифровке шкал угломерного механизма секстанта. Эти погрешности являются систематическими или по крайней мере содержат значительную постоянную составляющую, поэтому они могут быть выявлены и учтены тем или иным способом.

Их учет осуществляется введением в измеренную высоту светила так называемой поправки секстанта.

Существует несколько способов определения поправки секстанта: с помощью юстировочного прибора, по измеряемой в моменты кульминации высоте светила, прокладкой астрономических линий положения, совмещением прямого и отраженного изображения светила, по высоте видимого горизонта и некоторые другие.

Первым из этих способов учитывается только погрешность в оцифровке шкал угломерного механизма, а вторым и последующими — личная систематическая ошибка наблюдателя. Поэтому определять поправку секстанта этими способами должен сам наблюдатель (штурман).

Определение поправки секстанта с помощью юстировочного прибора

Этот способ применяется на заводе-изготовителе и в ремонтных мастерских. Юстировочный прибор представляет собой устройство для крепления секстанта со шкалой точных значений высот светила. Поправка секстанта c определяется сравнением показаний шкал секстанта с точным значением высоты

$$c = h - h_{\text{изм}}, \quad (6.23)$$

где h — точное значение высоты;
 $h_{\text{изм}}$ — показание шкал секстанта.

*Определение поправки секстанта
измерением высоты светила в кульминации*

При этом способе сравнивается измеренная вблизи момента кульминации высота светила с вычисленным ее значением.

Заблаговременно рассчитывают момент кульминации светила, высоту светила в кульминации и промежуток времени вблизи момента кульминации, в течение которого возможно измерение высоты светила. Момент кульминации светила определяют следующим образом. По карте определяют широту и долготу точки стояния. Выбирается подходящее светило. Для ночных условий это делается с помощью бортовой карты звездного неба (БКН)*.

При определении поправки по Солнцу, Луне или планетам рассчитывается значение гринвичского часового угла в момент кульминации. В момент верхней кульминации местный часовой угол светила $t=0$, поэтому значение $t_{гр}$ определяется следующим соотношением:

$$t_{гр} = 360^\circ - \lambda, \quad (6.24)$$

где λ — долгота точки стояния.

В нижней кульминации $t=180^\circ$, следовательно,

$$t_{гр} = 180^\circ - \lambda. \quad (6.25)$$

При определении поправки секстанта по звездам рассчитывают звездное гринвичское время $S_{гр}$ в момент кульминации выбранной звезды.

Как известно,

$$t_{гр} = S_{гр} - \alpha,$$

где α — прямое восхождение звезды.

Поэтому с учетом (6.24) и (6.25) для верхней кульминации звезды получим

$$S_{гр} = \alpha - \lambda, \quad (6.26)$$

а для нижней

$$S_{гр} = 180^\circ + \alpha - \lambda. \quad (6.27)$$

По значению $t_{гр}$ или $S_{гр}$ с помощью ААЕ определяется момент кульминации по всемирному времени $T_{гр}$, а затем и по поясному времени T_N :

$$T_N = T_{гр} + N.$$

Далее рассчитывают высоту светила в момент кульминации. При верхней кульминации к югу от зенита ($\delta < \varphi$)

$$h = 90^\circ - \varphi + \delta;$$

* ОБКН см. в § 6.5.

при верхней кульминации к северу от зенита ($\delta > \varphi$)

$$h = 90^\circ - \delta + \varphi$$

и при нижней кульминации

$$h = \varphi + \delta - 90^\circ.$$

где δ — склонение светила.

Определяют промежуток времени, в течение которого можно производить измерение высоты светила вблизи момента кульминации.

Так как вблизи кульминации высота светила изменяется медленно, измерение можно начинать за некоторое время до момента кульминации и продолжать в течение некоторого времени после кульминации; при этом погрешность в истинной высоте светила, рассчитанной по приведенным выше формулам, будет невелика.

Определим зависимость погрешности в истинной высоте светила от временного интервала между текущим моментом и моментом кульминации.

Соотношение, определяющее скорость изменения высоты светила за счет вращения Земли (3.12) с учетом (1.10) и после замены дифференциала времени дифференциалом часового угла, можно представить так:

$$\frac{dh}{dt} = - \frac{\cos \delta \cos \varphi}{\cos h} \sin t.$$

После разделения переменных проинтегрируем правую часть этого соотношения в пределах от местного часового угла светила в кульминации t_0 до часового угла t на некоторый момент времени после кульминации, а левую — от высоты светила в момент кульминации h_0 до высоты светила h в некоторый момент времени после кульминации:

$$\int_{h_0}^h \cos h \, dh = - \cos \varphi \cos \delta \int_{t_0}^t \sin t \, dt,$$
$$\sin h - \sin h_0 = \cos \varphi \cos \delta (\cos t - \cos t_0). \quad (6.28)$$

Значение высоты h представим как

$$h = h_0 + \Delta h,$$

где Δh — приращение высоты светила, соответствующее изменению местного часового угла светила от t_0 до t .

Учитывая это, левую часть уравнения (6.28) можно представить так:

$$\begin{aligned} \sin h - \sin h_0 &= \sin(h_0 + \Delta h) - \sin h_0 = \\ &= \sin h_0 \cos \Delta h - \cos h_0 \sin \Delta h - \sin h_0. \end{aligned}$$

Так как углы Δh малы, то $\cos \Delta h = 1$ и $\sin \Delta h = \Delta h$, поэтому

$$\sin h - \sin h_0 = -\cos h_0 \Delta h.$$

Теперь уравнение (6.28) примет вид:

$$\cos t_0 - \cos t = \frac{\cos h_0 \Delta h}{\cos \varphi \cos \delta}.$$

В верхней кульминации $t=0$ и при верхней кульминации светила к югу от зенита $h_0=90^\circ-(\varphi-\delta)$, поэтому

$$1 - \cos t = \frac{\sin(\varphi - \delta)}{\cos \varphi \cos \delta} \Delta h = (\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg} \delta) \Delta h.$$

Разлагая в ряд $\cos t$ и ограничиваясь двумя первыми членами разложения, получим

$$t^2 = 2(\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg} \delta) \Delta h,$$

где t и Δh в угловых минутах.

Осуществляя перевод величины t в минуты времени, окончательно получим

$$t = \sqrt{30(\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg} \delta) \Delta h} \text{ мин}, \quad (6.29)$$

где φ — широта места;

δ — склонение светила.

Это соотношение позволяет рассчитать промежуток времени после кульминации, в течение которого высота светила уменьшится на величину Δh . В силу симметрии таким же соотношением определяется промежуток времени до кульминации, в течение которого высота светила увеличится на ту же величину Δh .

Задаваясь величиной Δh , при данных φ и δ можно рассчитать промежуток времени, в течение которого возможно измерение высоты светила при определении поправки секстанта. Измерения начинают за время t до момента кульминации и через время t после кульминации светила заканчивают.

Как видно из (6.29), для увеличения допустимого времени измерения высоты целесообразно, если конечно это возможно, выбирать светило с меньшим склонением.

В табл. 6.2 приведены значения допустимого времени измерения высоты светила в минутах $2t$ при определении поправки секстанта по высоте кульминирующего светила, рассчитанные для $\Delta h=0',5$ и некоторых значений φ , δ .

Таблица 6.2

$\varphi^\circ \backslash \delta^\circ$	-10	0	10	20	30	40	50
40	7,8	7,1	6,3	5,3	4,0		
50	9,1	8,5	7,9	7,0	6,1	4,6	
60	10,7	10,2	9,7	9,1	8,3	7,3	5,7

С помощью этой таблицы определяется то время, в течение которого возможно измерение высоты светила при определении поправки секстанта рассматриваемым способом.

Далее приступают к измерению высоты светила. Измерения начинают за некоторое время до момента кульминации, определяемое из табл. 6.2, и заканчивают по истечении времени t после кульминации. Каждое из измеренных значений высоты записывают.

Рассчитывают среднее значение измеренной высоты светила

$$h'_{\text{изм.ср}} = \frac{\sum_{i=1}^n h_{\text{изм} i}}{n},$$

вводят поправку за рефракцию (и параллакс, если поправка секстанта определяется по Луне)

$$h_{\text{изм.ср}} = h'_{\text{изм.ср}} - r + (p) \quad (6.30)$$

и определяют поправку секстанта по формуле

$$c = h - h_{\text{изм.ср}}. \quad (6.31)$$

Полученное значение поправки записывают со своим знаком.

Этот способ достаточно прост и обеспечивает необходимую точность, однако он обладает существенным недостатком, особенно ощутимым в светлое время суток; его нельзя применять в любое время.

Определение поправки секстанта прокладкой астрономических линий положения

При этом способе сравнивается положение полученных астрономических линий положения с точкой нахождения наблюдателя. Пусть наблюдатель располагается на поверхности Земли в точке M (рис. 6.19). В некоторые произвольные моменты времени он измеряет высоты светил (трех-четыре — ночью) или несколько раз измеряет высоту одного светила (Солнца — днем). В момент измерения фиксируется время T_N . Несколько измерений делается с целью уменьшения влияния случайных погрешностей измерения высот светил и прокладки ЛРВ. По времени и измеренным высотам обычным способом рассчитываются элементы ЛРВ, затем производится их прокладка на карте.

На каждую из проложенных ЛРВ из точки M восстанавливается перпендикуляр. В масштабе карты измеряется его длина. Величина перпендикуляра характеризует поправку секстанта. Знак поправки определяют по следующему правилу: если линия положения располагается между наблюдателем и светилом, то поправка отрицательная, а если за наблюдателем, то положительная.

Поправка секстанта рассчитывается по формуле

$$c = \frac{\sum_{i=1}^n c_i}{1,852n}, \quad (6.32)$$

где c_i — длина перпендикуляра для каждого измерения от точки M до ЛРВ в км со своим знаком;

n — число проложенных ЛРВ.

Рассчитанная по этой формуле поправка секстанта имеет размерность угловых минут.

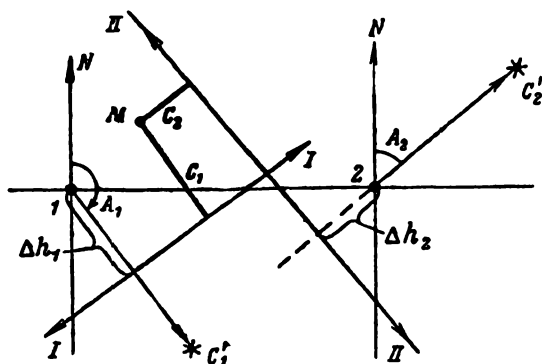


Рис. 6.19. К определению поправки секстанта путем прокладки астрономических линий положения

Этот способ сложнее предыдущего, он обеспечивает и меньшую точность определения поправки секстанта за счет неизбежных погрешностей прокладки линий положения на карте, однако применять его можно практически в любое время суток.

Способ определения поправки секстанта путем совмещения прямого и отраженного изображения светила

Некоторые секстанты, например СМК-3М, позволяют видеть одновременно прямое и отраженное изображение светила и видимого горизонта. Этим обстоятельством можно воспользоваться для определения поправки секстанта. Для этого вращением угломерного барабана совмещают прямое и отраженное изображения светила (видимого горизонта). Поправка секстанта равна отсчету, снятому со шкал секстанта, взятому с обратным знаком. Этот способ достаточно прост, но применять его можно не для всех типов секстантов.

Возможны и некоторые другие способы определения поправки секстанта. Так, например, можно определить поправку

секстанта путем сравнения широты места наблюдателя, снятой с карты, с широтой, полученной по измеренной высоте Полярной звезды.

§ 6.5. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТНЫЕ ПОСОБИЯ

Астрономические расчетные пособия используются для решения различных астрономических задач, в том числе задач определения линии положения и места самолета по измеренным высотам светил.

К астрономическим расчетным пособиям относятся Авиационный астрономический ежегодник (ААЕ), Бортовая карта звездного неба (БКН), Таблицы высот и азимутов Солнца, Луны и планет (ТВА), Таблицы высот и азимутов звезд (ТВАЗ).

Авиационный астрономический ежегодник (ААЕ) содержит все астрономические сведения, необходимые для решения в полете навигационных задач с помощью астрономических средств и для решения задач обеспечения действий авиации. В ААЕ приведены данные об экваториальных координатах светил, используемых для решения задач самолетовождения, и данные, необходимые для расчета элементов, характеризующих условия естественного освещения.

Для Солнца приведены склонение δ , прямое восхождение α и гринвичский часовой угол $t_{гр}$ на каждый час гринвичского (всемирного) времени $T_{гр}$, для Луны — склонение δ и гринвичский часовой угол $t_{гр}$ на каждый час гринвичского времени $T_{гр}$, параллакс p и фаза. Для четырех наиболее ярких планет — Венеры, Марса, Юпитера и Сатурна — склонение δ , гринвичский часовой угол $t_{гр}$ и в виде схемы — пути видимого годового движения среди звезд.

Экваториальные координаты, визуальная m и фотоэлектрическая B звездные величины наиболее ярких звезд даны на вкладыше ААЕ. В ААЕ также даны моменты восхода и захода Солнца и Луны на Земле, продолжительность гражданских ($h_{\odot} = -6^{\circ}$) и навигационных ($h_{\odot} = -12^{\circ}$) сумерек.

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. Один лист из ААЕ дан в приложении 2.

Бортовая карта звездного неба (БКН) является пособием для изучения звездного неба, для выбора звезд с целью определения по ним в ночном полете линии положения и места самолета и для отыскания звезд. БКН представляет собой планшет с картой звездного неба в равнопромежуточной азимутальной проекции (рис. 6.20). С помощью БКН не только выбирают светила, но можно решать и такие задачи, как приближенное определение моментов кульминации и моментов восхода и захода светил, в том числе Солнца и Луны.

БКН изданы в трех вариантах:

БКН-I — для широт от 30 до 44° северного полушария;

БКН-II — для широт от 46 до 60°;

БКН-III — для широт от 62 до 76°.

Таблицы высот и азимутов Солнца, Луны и планет (ТВА) представляют собой сборник решений параллактического треугольника. С помощью ТВА по известным склонению, местному часовому углу светила и широте определяются высота и азимут светила.

Расчет ТВА выполнен по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \sin h &= \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos t, \\ \operatorname{ctg} A &= \sin \varphi \operatorname{ctg} t - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} t, \end{aligned} \quad (6.33)$$

где δ , t — склонение и местный часовой угол светила ($t = t_{\text{гр}} + \lambda$); φ — широта счислимой точки.

Таблицы изданы в трех книгах:

ТВА-I — для широт от 0 до 30°;

ТВА-II — для широт от 30 до 60°;

ТВА-III — для широт от 60 до 88°.

Таблицы можно применять и в северном и в южном полушариях. Они рассчитаны для целых и четных значений широты счислимой точки, целых и четных значений местного часового угла светила и целых значений склонения светила в пределах от 0 до $\pm 29^\circ$.

В соответствии с этим при пользовании таблицами широта счислимой точки всегда берется целой и четной, а долгота подбирается такой, чтобы в сумме с гринвичским часовым углом она дала целое и четное значение местного часового угла светила.

В общем случае склонение светила отличается от целого числа градусов, поэтому табличное значение вычисленной высоты светила, соответствующее целому числу градусов склонения, должно быть исправлено на минуты склонения $\Delta\delta$ по формуле

$$h_{\text{в}} = h_{\text{в.табл}} + \Delta h, \quad (6.34)$$

где

$$\Delta h = f(\Delta\delta).$$

Из соотношения (1.8) получим

$$\Delta h = \frac{\sin \varphi \cos \delta - \cos \varphi \sin \delta \cos t}{\cos h} \Delta\delta. \quad (6.35)$$

Уравнение (6.35) можно представить в следующем виде:

$$\Delta h = \left(\frac{dh}{d\delta} \right) \Delta\delta.$$

Коэффициент

$$f = 10 \left(\frac{dh}{d\delta} \right)$$

дается в ТВА против табличного значения вычисленной высоты. Следовательно, можно записать

$$\Delta h = f \frac{\Delta \delta}{10}. \quad (6.36)$$

По этой формуле в ТВА составлена таблица поправок в значения высоты светил за минуты склонения (см. приложение 3).

Для уменьшения объема ТВА они составлены для значений t от 0 до 180° . Если в результате расчета значения местного часового угла по формуле $t = t_{\text{гр}} + \lambda$ окажется, что t больше 180° , то следует взять дополнение полученного значения t до 360° . Это будет восточный местный часовой угол светила t_E , который является одной из входных величин в ТВА. Если вход в ТВА осуществлялся с западным местным часовым углом светила t , то навигационный азимут A будет равен дополнению табличного значения азимута A_T до 360° . Если же в ТВА входят с восточным часовым углом, то искомый навигационный азимут равен табличному. ТВА являются бессрочными; на практике можно пользоваться такими таблицами любого года издания.

Таблицы высот и азимутов звезд (ТВАЗ) тоже являются сводом решения параллактического треугольника и предназначены для определения вычисленной высоты h и азимута A навигационных звезд, а также поправки к измеренной высоте Полярной $\Delta \varphi_{\text{Пол}}$.

ТВАЗ рассчитаны по формулам:

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos (S - \alpha),$$

$$\text{ctg } A = \sin \varphi \text{ ctg } (S - \alpha) - \cos \varphi \text{ tg } \delta \text{ cosec } (S - \alpha), \quad (6.37)$$

$$\Delta \varphi_{\text{Пол}} = - \rho_{\text{Пол}} \cos (S - \alpha_{\text{Пол}}),$$

где α и δ — прямое восхождение и склонение звезды;
 $\alpha_{\text{Пол}}$, $\rho_{\text{Пол}}$ — прямое восхождение и полярное расстояние Полярной;

S — местное звездное время ($S = S_{\text{гр}} + \lambda$);

φ — широта счислимой точки.

ТВАЗ изданы в шести книгах:

для северного полушария

ТВАЗ-I — для широт от 0 до 33° ;

ТВАЗ-II — для широт от 28 до 60° ;

ТВАЗ-III — для широт от 55 до 88° ;

для южного полушария

ТВАЗ-I — для широт от 0 до 33° ;

ТВАЗ-II — для широт от 28 до 60° ;

ТВАЗ-III — для широт от 55 до 88° .

ТВАЗ рассчитаны для целых и четных значений градусов широты счислимой точки и для целых значений градусов мест-

ного звездного времени для 25 навигационных звезд северного и южного полушарий.

Экваториальные координаты — склонение и прямое восхождение звезды — в таблицах не указаны, они определяются названием звезды. Поэтому вследствие изменения экваториальных координат звезд за счет прецессии земной оси и собственного движения звезд изданные на определенную эпоху ТВАЗ «устаревают». Если допустить погрешность в определении высоты не более $0',5$, то срок годности ТВАЗ будет равен 8 годам. Поэтому эти таблицы обычно издаются на эпоху, соответствующую году издания плюс 4 года, а пользоваться ими можно 8 лет.

§ 6.6. РАСЧЕТ ЭЛЕМЕНТОВ ЛРВ И ПРОКЛАДКА ЕЕ НА КАРТЕ

Измерение высот светил в полете производится для определения линии положения и места самолета.

Днем, как правило, измеряется высота одного светила — Солнца. При видимости Луны можно измерить и ее высоту. Луна вместе с Солнцем видна в первой четверти, после полудня, а в последней — утром, до полудня. Только в этих фазах можно измерить высоту Луны вместе с Солнцем.

Ночью возможно измерение высот двух звезд или звезды и планеты. Для облегчения расчетов по обработке результатов измерений рекомендуется в качестве одной из звезд брать Полярную. При этом вследствие малой яркости Полярной ее высота измеряется вначале.

Во всех случаях светила должны быть выбраны с разностью азимутов в пределах $90 \pm 30^\circ$. Выбор светил удобно производить с помощью БКН.

Ниже будет рассмотрена методика расчета и прокладки астрономических линий положения на карте.

Обработка измеренных высот Солнца и Луны

Определяют момент измерения высоты светила, для этого из момента окончания измерения T'_N нужно вычесть половину времени работы осреднителя $\tau/2$. С учетом поправки секстанта s записывают измеренную высоту светил (см. приложение 2). Затем определяют момент измерения высоты светила по гринвичскому времени $T_{гр}$, для этого к моменту измерения нужно прибавить со своим знаком поправку часов u и вычесть номер часового пояса N (если часы идут по времени западных часовых поясов, то номер часового пояса прибавляется).

Из ААЕ с листа с соответствующей датой для целого числа часов момента измерения $T_{гр}$ выписывают величину гринвич-

ского часового угла $t'_{гр}$ и квазиразности $\bar{\Delta}$ — для Луны), склонения δ (и часовой разности склонений Δ — для Луны).

Для Луны на том же листе определяют поправку за параллакс p .

С помощью интерполяционных таблиц ААЕ определяют поправку $\Delta t_{гр}$ за минуты и секунды $T_{гр}$. Для Луны эта поправка определяется по минутам и секундам $T_{гр}$ и по величине квазиразности $\bar{\Delta}$. Кроме этого, для Луны определяется поправка к склонению за минуты $T_{гр}$ по величине разности Δ .

Рассчитывают величину $t_{гр}$:

$$t_{гр} = t'_{гр} + \Delta t_{гр}$$

и склонение (для Луны)

$$\delta = \delta_{табл} + \Delta\delta,$$

где $\Delta\delta$ — поправка к склонению Луны за минуты $T_{гр}$.

Записывают склонение светила таким образом, чтобы число минут склонения не превышало 30, например $\delta = -18^\circ + 10' = -17^\circ 50'$. Выбирают долготу и широту счислимой точки, которая должна располагаться в районе предполагаемого местонахождения самолета. При этом широта счислимой точки φ_n должна быть целой и четной, а долготу выбирают такой, чтобы в сумме с полученным значением $t_{гр}$ она давала бы целое и четное значение местного часового угла t :

$$t = t_{гр} + \lambda_n.$$

Если полученное значение t будет более 180° , берут его дополнение до 360° :

$$t_E = 360^\circ - t.$$

С помощью ТВА по значениям φ_n , t и целому числу градусов склонения светила определяют величины $h_{табл}$, $A_{табл}$ и f . По величине f и минутам склонения $\Delta\delta$ определяют поправку Δh в табличное значение высоты светила:

$$h_b = h_{табл} + \Delta h.$$

Знак поправки Δh соответствует знаку минут склонения. Если входной величиной в ТВА является западный местный часовой угол t , то табличный азимут светила должен быть переведен в навигационный по формуле:

$$A_{нав} = 360^\circ - A_{табл}.$$

Если же входной величиной является восточный местный часовой угол t_E , то искомым навигационный азимут равен таблич-

* Квазиразность — часовая разность $t_{гр}$ Луны, уменьшенная на постоянную величину $14^\circ 19'$.

ному значению азимута. Определяют поправку, обусловленную рефракцией (r) и вращением Земли (α).

Если измеряются высоты Солнца и Луны, то необходимо определить также поправку, обусловленную перемещением самолета. Для определения места самолета к наиболее позднему моменту — моменту измерения высоты второго светила — эта поправка вводится в измеренную высоту первого светила. Для этого прежде всего определяют путевой пеленг первого светила по формуле

$$\psi = A - \alpha,$$

где A — азимут светила;

α — путевой угол самолета.

По величине ψ , путевой скорости самолета W и величине разности между моментами измерения высот светил ΔT определяют эту поправку E^* .

В измеренную высоту светила вводят необходимые поправки

$$h_{\text{изм}} = h'_{\text{изм}} + c - r + (p) + E.$$

Поправка вследствие параллактического смещения Луны p вводится только в измеренную высоту Луны, а вследствие перемещения самолета — в измеренную высоту первого светила.

Рассчитывают величину разности

$$\Delta h = h_{\text{изм}} - h_{\text{в}}$$

и переводят ее в километры. Необходимо учитывать знак этой разности.

Этим расчет элементов астрономических линий положения заканчивается. Каждая из полученных линий положения характеризуется азимутом светила A , величиной разности высот Δh и поправкой α , обусловленной вращением Земли.

Обработка измеренных высот Полярной и другой звезды

Записывают момент измерения высоты светила с учетом половины времени работы осреднителя. Записывают с учетом поправки секстанта измеренную высоту светил (см. приложение 1). Определяют момент измерения второй звезды по гринвичскому времени $T_{\text{гр}}$. Из ААЕ с листа с соответствующей датой для целого числа часов гринвичского времени измерения высоты второй звезды выписывают значение звездного гринвичского времени $S'_{\text{гр}}$. С помощью интерполяционной таблицы определяют поправку $\Delta S_{\text{гр}}$ за минуты и секунды $T_{\text{гр}}$. Рассчитывают значение

* Таблица для определения поправок E дается только в ТВАЗ. Она рассчитана для разности моментов измерений высот светил, равной 3 мин.

звездного гринвичского времени на момент измерения высоты звезды

$$S_{гр} = S'_{гр} + \Delta S_{гр}.$$

Определяют широту и долготу счислимой точки. Счислимая точка должна располагаться в районе предполагаемого местонахождения самолета. Широта $\varphi_{п}$ должна быть целой и четной, а долгота такой, чтобы в сумме со звездным гринвичским временем ($S = S_{гр} + \lambda_{п}$) она давала бы целое значение местного звездного времени.

С помощью ТВАЗ по широте и долготе счислимой точки $\varphi_{п}$ и $\lambda_{п}$ и названию звезды определяют вычисленную высоту звезды $h_{в}$, ее азимут A и поправку к высоте Полярной $\Delta\varphi_{Пол}$.

Для каждой звезды определяют поправки, обусловленные рефракцией, вращением Земли и перемещением самолета. При определении последней поправки входной величиной в таблицу является путевой пеленг светила

$$\psi = 360^\circ - \alpha.$$

Вычисляют исправленное значение измеренной высоты звезды

$$h_{изм} = h'_{изм} + c - r.$$

Рассчитывают величину разности высот

$$\Delta h = h_{изм} - h_{в}$$

и переводят ее в километры. Необходимо учитывать при этом знак этой разности.

Рассчитывают широту места самолета

$$\varphi = h_{изм} + c - r + E + \Delta\varphi_{Пол},$$

где $h_{изм}$ — измеренная высота Полярной.

Рассмотрим теперь схему прокладки астрономических линий положения и определения места самолета.

На карте по координатам $\varphi_{п}$ и $\lambda_{п}$ определяется положение счислимой точки. От счислимой точки в направлении азимута прокладывается линия на светило рис. 6.21. По этой линии откладывают величину разности высот Δh . При положительном знаке Δh откладывается в направлении светила, а при отрицательном — в противоположном. Через полученную точку прокладывают линию положения, перпендикулярную к линии направления на светило. Линия положения по Полярной прокладывается в виде отрезка параллели с широтой φ . Линию положения

или точку пересечения двух линий положения переносят на величину α в направлении путевого угла, увеличенного на 90° . По-

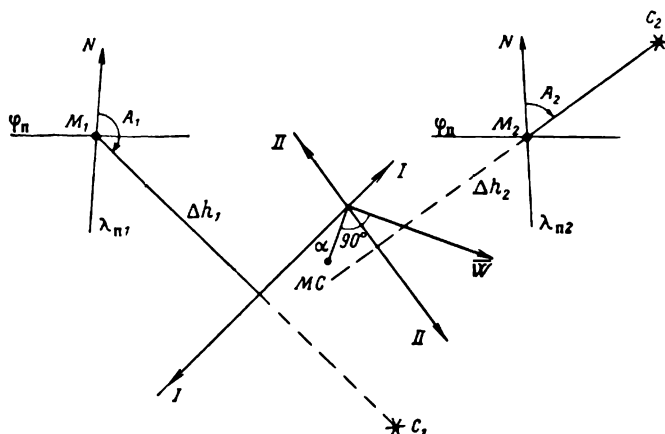


Рис. 6. 21. К определению места самолета путем прокладки на карте двух астрономических линий положения

лученная точка является местом самолета, а линия положения характеризует положение самолета в момент измерения высоты светила.

§ 6. 7. АСТРОНОМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТЧИК ТИПА «ЗЕНИТ»

Обработка результатов измерения высот светил для определения линии положения и места самолета требует больших затрат времени (от 6 до 10 мин). Таким временем на решение только одной задачи — определения линии положения или места самолета — штурман современного скоростного самолета не располагает. Кроме того, существующая методика весьма громоздка, она предусматривает пользование ААЕ, таблицами (ТВА или ТВАЗ), а также выполнение графических построений на карте с помощью транспорта и масштабной линейки.

Поэтому вполне естественно стремление упростить обработку результатов измерений. Даже простейшие расчетные пособия при некотором снижении точности сокращают время на решение подобной задачи в 4—5 раз. Одним из таких пособий является предложенный В. М. Деминим расчетчик типа «Зенит» [7].

Основание расчетчика представляет собой двухстороннюю карту звездного неба в нормальной стереографической проекции, в которой, как известно, всякий малый круг на глобусе изображается окружностью со смещенным центром. На одну сторону основания нанесены яркие звезды со склонением от -24 до $+90^\circ$, а на другую — от $+24$ до -90° (рис. 6. 22). Конфигурация основных созвездий показана пунктирными линиями.

Кроме этого, на каждую из сторон основания расчетчика нанесены: эклиптика с отметками, показывающими положение Солнца на начало каждых суток, небесный экватор со шкалой прямых восхождения, круговая шкала дат, шкала склонений (географических широт), треугольный индекс для отсчета долготы места самолета, номограмма для определения смещения

Северная сторона

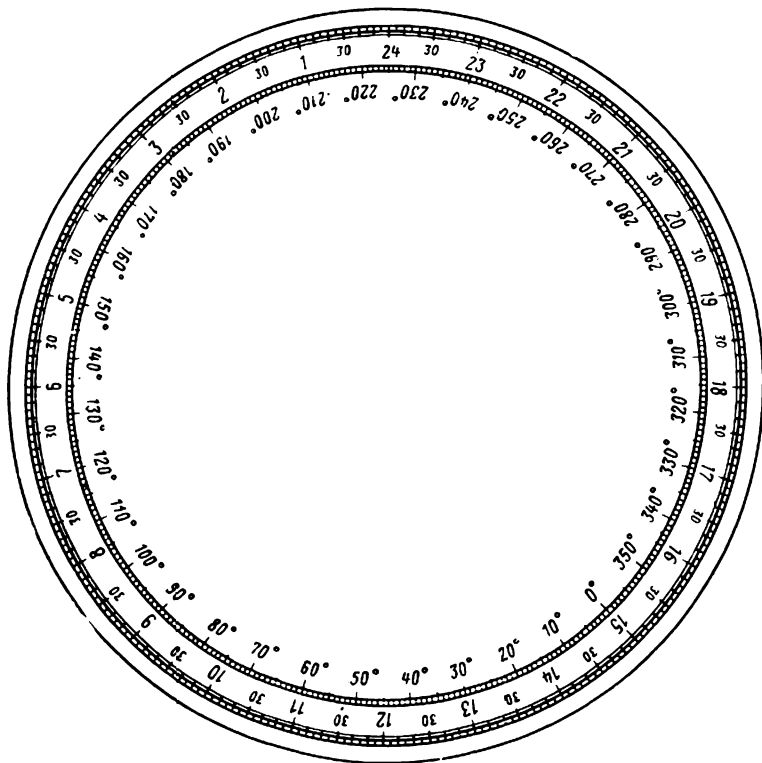


Рис. 6.23. Круговые шкалы расчетчика «Зенит»

центра круга равных высот на расчетчике. По горизонтальной оси номограммы расположена шкала широт ГМС (φ_0), по вертикальной — шкала величин сдвига ($\Delta\varphi$), а кривые — соответствуют определенным значениям зенитного расстояния светила.

Внизу в правой части основания расчетчика размещена таблица средних значений параллакса Луны.

Стороны основания закрываются одинаковыми прозрачными кругами (рис. 6.23) с круговой шкалой московского времени и шкалой восточных долгот (от 0 до 360°). Круги вращаются относительно оси, проходящей через полюса мира.

Основание расчетчика имеет сетку меридианов и параллелей в экваториальной стереографической проекции. Она необходима для нанесения светил по их экваториальным координатам и для построения по точкам кругов равных высот КРВ.

Средний меридиан сетки и экватор изображаются взаимно-перпендикулярными прямыми, а параллели и меридианы — окружностями различных радиусов, центры которых расположены на экваторе и среднем меридиане или их продолжении.

Радиусы параллелей сетки рассчитываются по формуле

$$\varrho = C \operatorname{tg} \left(45^\circ - \frac{\varphi}{2} \right), \quad (6.38)$$

где φ — широта данной параллели;

C — масштабный коэффициент, определяемый величиной рабочей области основания.

Масштабный коэффициент C можно определить из соотношения (6.38), считая, что в нем ϱ — радиус рабочей части основания, а φ — широта крайней параллели основания. В данном расчетчике крайними параллелями являются параллели с широтой $\pm 24^\circ$.

Радиусы меридианов подбираются. Меридианы должны проходить через полюсы и точки экватора с соответствующими долготами. Деления долгот на экваторе определяются соответствующими полярными расстояниями нормальной стереографической проекции.

Номограмма для определения величины смещения центра КРВ рассчитывается по формулам

$$\left. \begin{aligned} \operatorname{tg} \left(45^\circ - \frac{\varphi'_0}{2} \right) &= \frac{\cos \varphi_0}{\sin \varphi_0 + \cos z}, \\ \Delta \varphi &= \varphi_0 - \varphi'_0 \end{aligned} \right\} \quad (6.39)$$

где φ'_0 — широта центра круга равных высот;

z — зенитное расстояние светила;

φ_0 — широта ГМС.

Расчетчик предназначен для определения географических координат места самолета (наблюдателя) по измеренным высотам двух светил. С его помощью можно решать и некоторые вспомогательные задачи — определение координат ГМС, определение экваториальных координат Солнца, звезд и др.

При определении места самолета в измеренные высоты вводится поправка секстанта, при определении по Луне вводится параллакс Луны.

Затем вращением прозрачного круга совмещают дату наблюдения с московским временем измерения. Против светила, высота которого измерялась, карандашом на прозрачном круге наносится отметка ГМС. Вращением круга ГМС устанавли-

вается на шкалу склонений (широт). По шкале снимается широта ГМС (φ_0). От ГМС в направлении полюса откладывается величина полученного в результате измерения зенитного расстояния светила $z = 90^\circ - h_{\text{изм}}$.

С помощью номограммы в левом нижнем углу расчетчика по φ_0 и z определяется $\Delta\varphi$ — сдвиг центра КРВ. Величина сдвига по шкале склонений откладывается от ГМС к периферии расчетчика. Из полученной точки с помощью циркуля радиусом $r = z + \Delta\varphi$ наносится круг равных высот светила. Аналогичным образом наносится круг равных высот, полученный по измеренной высоте второго светила.

Место самолета характеризует та из двух точек пересечения кругов равных высот, из которой направления на оба ГМС соответствуют направлениям на светила в момент измерения их высот. Обычным способом, как это было показано ранее, вводятся поправки вследствие перемещения самолета E и вращения Земли α .

Для отсчета географических координат места самолета (наблюдателя) прозрачный круг поворачивают таким образом, чтобы точка пересечения КРВ, характеризующая место самолета, совместилась со шкалой склонений (широт) между полюсом и треугольным индексом. Затем по шкале склонений (широт) определяется широта, а против треугольного индекса — долгота места самолета.

При малых высотах светила величина смещения центра КРВ ($\Delta\varphi$) становится достаточно большой, вследствие чего центр КРВ может выйти за пределы шкалы склонений (широт). В этом случае КРВ можно построить по точкам с помощью сетки меридианов и параллелей.

На прозрачный круг наносится отметка ГМС, круг поворачивается так, чтобы отметка ГМС встала на один из меридианов в пересечении его с нанесенной параллелью. От ГМС вдоль меридиана отсчитывается зенитное расстояние и на прозрачном круге ставится первая точка КРВ. Таким же образом отыскиваются и наносятся другие точки КРВ. Затем полученные точки соединяют плавной кривой, которая и является КРВ данного светила.

При определении места самолета (наблюдателя) с использованием Луны и планет необходимо на соответствующий период нанести их положение на основание расчетчика по их экваториальным координатам α и δ . Склонение их берется непосредственно из ААЕ, а прямое восхождение рассчитывается по формуле

$$\alpha = S_{\text{гр}} - t_{\text{гр}},$$

где звездное гринвичское время $S_{\text{гр}}$ и гринвичский часовой угол светила $t_{\text{гр}}$ выбираются из ААЕ.

По данным работы [7], при звездной карте расчетчика диаметром 40—50 см средняя квадратическая ошибка определения места самолета с помощью расчетчика составляет 30—40 км.

§ 6.8. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЛИНИИ ПОЛОЖЕНИЯ И МЕСТА САМОЛЕТА ПО ИЗМЕРЕННЫМ ВЫСОТАМ СВЕТИЛ

Суммарная погрешность определения астрономической линии положения включает в себя погрешности измерения высоты светила секстантом, погрешности учета систематических ошибок, погрешность вычисления высоты светила и погрешность, обусловленную ошибкой определения азимута светила в числимой точке, а также погрешность за счет неточной прокладки ЛРВ на карте.

Точность измерения высоты светила с помощью секстанта СП-1 в условиях ночного полета при скорости 600—800 км/час, по данным В. И. Кононенко, характеризуется средней квадратической погрешностью

$$\sigma h_{\text{изм}} = 6 \div 7'.$$

По другим данным [2], эта погрешность для секстанта ИАС-1М оценивается величиной $2 \div 3'$.

Точность получения вычисленных значений высоты и азимута светила определяется точностью ААЕ, точностью расчета ТВА (ТВАЗ) и точностью определения времени измерения высоты светила.

При тщательном учете поправки часов $\sigma h_{\text{в}} = 1'$, а азимут определяется с ошибкой не более 1° , что при длине линии положения 100—150 км дает ошибку в смещении линии положения $\sigma h_{\text{А}} = 1'$.

Точность учета систематических ошибок определяется величиной $\sigma h_{\text{с}} = 1 \div 2'$.

Погрешность, обусловленная заменой круга равных высот касательной, не превосходит 3 км, поэтому примем $\sigma h_{\text{R}} \approx 2'$.

При тщательной работе штурмана погрешность прокладки линии положения на картах масштаба 1:2 000 000 может быть принята равной 5—7 км, $\sigma h_{\text{к}} = 3 \div 4'$.

С учетом всех этих погрешностей средняя квадратическая ошибка определения астрономической линии положения при измерении высоты светила секстантом типа СП-1 (СП-1М) будет

$$d = \sum_{i=1}^n (\sigma h_i)^2 \approx 7 \div 8'. \quad (6.40)$$

Точность определения места самолета, полученного по двум астрономическим линиям положения, оценивается формулой (5. 10)

$$r = \frac{\sqrt{d_1^2 + d_2^2 - 2\rho d_1 d_2 \cos \omega}}{\sin \omega},$$

где d_1 и d_2 — средние квадратические погрешности определения линий положения;

ρ — коэффициент корреляции;

ω — угол пересечения линий положения.

Измерения высот светил секстантом производятся в различные моменты в одних и тех же условиях. Поэтому можно предположить, что для этого случая $d_1 = d_2 = d$, $\rho = 0$.

Кроме того, угол пересечения астрономических линий положения равен разности азимутов светил $\omega = A_2 - A_1 = \Delta A$. С учетом всего этого формула (5. 10) примет вид

$$r = \frac{d \sqrt{2}}{\sin \Delta A}. \quad (6. 41)$$

Подставляя значение d из (6. 40), получим

$$r \approx \frac{11'}{\sin \Delta A}. \quad (6. 42)$$

По этой формуле должна оцениваться точность определения места самолета по двум астрономическим линиям положения, полученным с помощью секстанта типа СП-1 (СП-1М).

Как видно из (6. 41) и (6. 42), точность определения места самолета зависит от разности азимутов светил. Для того чтобы за счет этой причины не возрастала существенно погрешность определения места самолета, на практике выбирают светила с разностью азимутов в пределах $90 \pm 30^\circ$.

ПРИМЕНЕНИЕ АСТРОНОМИЧЕСКИХ КОМПАСОВ В ПОЛЕТЕ

Астрономические компасы широко применяются на современных самолетах и вертолетах самостоятельно или в той или иной форме входят в комплект курсовой системы или в комплект бортовой навигационной системы в качестве астрономического датчика курса.

В настоящей главе будет дано обоснование рациональной методики применения астрокомпасов для измерения и коррекции курса и для выполнения полета по заданному маршруту.

§ 7.1. ПРИНЦИПЫ УСТРОЙСТВА АСТРОНОМИЧЕСКИХ КОМПАСОВ

В настоящее время используются два принципа измерения курса самолета по небесным светилам, принципы, основанные на моделировании горизонтальной и экваториальной систем сферических небесных координат. Сущность первого из них поясняется рис 7.1.

Из рис. 7.1

$$IK = A - KU, \quad (7.1)$$

где A — азимут светила, по которому измеряется курс;
 KU — курсовой угол светила в точке измерения курса.

При измерении некоторого условного курса *

$$UK = A_y - KU = A - \Delta A - KU, \quad (7.2)$$

где A_y — азимут светила, измеряемый от условного меридиана;
 ΔA — угол, заключенный между истинным и условным меридианами.

Как это следует из (7.1) и (7.2), в астрокомпасе, устройство которого основано на этом принципе, должны решаться три основные задачи: вычисление азимута светила относительно истинного или условного меридиана, измерение курсового угла светила и вычисление разности между азимутом и курсовым углом светила. Этой разностью и определяется курс самолета.

Курсовой угол светила измеряется плоскостью пеленгации.

* Ортодромического курса или курса, измеряемого относительно некоторого условного меридиана.

В момент пеленгации светила она совпадает с плоскостью вертикала светила. Поэтому астрономические компасы подобного типа называют горизонтальными. К горизонтальным астрономическим компасам относятся дистанционный астрономический компас дальнего бомбардировщика ДАК-ДБ всех модификаций и дистанционный астрономический компас истребителя ДАК-И.

Второй принцип измерения курса основан на моделировании небесной сферы.

Пусть на самолете имеется модель или макет небесной сферы с плоскостью пеленгации, совпадающей с осью мира. Наклон оси мира на макете относительно приборного истинного горизонта задают соответствующим широте места самолета, а плоскость пеленгации — относительно приборного небесного меридиана устанавливают под углом, равным местному часовому углу выбранного светила.

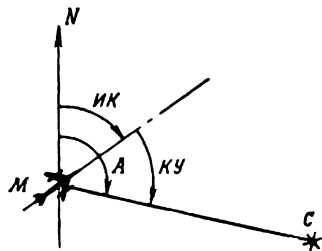


Рис. 7.1. К измерению истинного курса самолета пеленгацией небесного светила

Установив прибор по уровню, тем самым его истинный горизонт и отвесную линию совмещают с истинным горизонтом и отвесной линией реальной небесной сферы. Вращая весь макет относительно отвесной линии до тех пор, пока плоскость пеленгации не совместится с направлением на светило, все

остальные круги точки и линии макета совмещают с соответствующими кругами, точками и линиями реальной небесной сферы. Приборная полуденная линия также будет совмещена с полуденной линией реальной небесной сферы. То же самое можно сказать в отношении точки севера. Но полуденная линия дает направление меридиана. Следовательно, на приборе смоделировано направление меридиана, оно дается приборной полуденной линией.

Смоделированное направление меридиана позволяет получить курс самолета как угол между северным направлением полуденной линии и продольной осью самолета.

В подобном астрономическом компасе, как уже говорилось, пеленгация светила производится плоскостью, совпадающей с осью мира. Эта плоскость в момент пеленгации светила совпадает с плоскостью круга склонения светила, поэтому подобные астрономические компасы называются экваториальными, или моделирующими.

К экваториальным (моделирующим) астрономическим компасам относятся всеширотный совмещенный неавтоматический астрокомпас с поляризационной приставкой АК-59п и его прототип АК-53п, а также дистанционный астрономический компас бомбардировщика ДАК-Б.

В гл. II на основании сравнения коэффициентов чувствительности было показано, что преимущества горизонтального типа астрокомпаса бесспорны. Однако и экваториальные астрокомпасы имеют некоторые достоинства — они просты по устройству. Поэтому сейчас применяют оба типа астрокомпасов. Автоматические астрокомпасы, как правило, строятся по горизонтальной схеме, а неавтоматические, являющиеся вспомогательными, дублирующими, — по экваториальной.

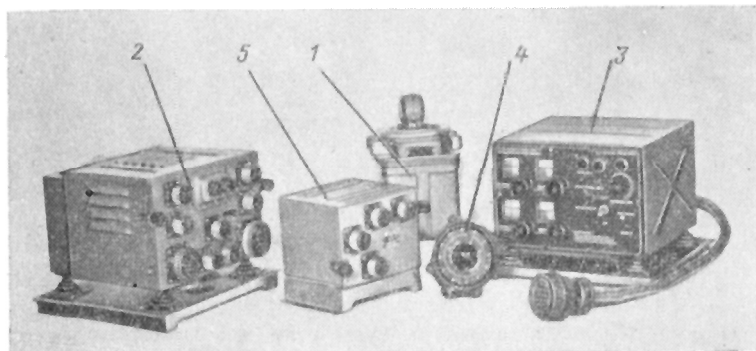


Рис. 7.2. Комплект ДАК-ДБ-5В:

1—датчик курсовых углов; 2—блок усилителей; 3—вычислитель; 4—путевой корректор; 5—переходный блок Д-62

В комплект астрокомпаса типа ДАК-ДБ (рис. 7.2) входят: датчик курсовых углов, вычислитель, блок усилителей, путевой корректор, указатель типа СУШ-7 или УШД-7.

Если астрокомпас применяется в качестве датчика астрономического курса в курсовых системах, то в комплект астрокомпаса входит также переходный блок Д-62.

Астрокомпас ДАК-ДБ-5В характеризуется следующими данными.

Рабочий диапазон широт	от 0 до $\pm 90^\circ$
Условия работы	по Солнцу при высоте до 70°
Диапазон скоростей самолета	от 200 до 1100 км/час
Максимально допустимая длина участков ортодромии при полете по астрокомпасу	1100 км
Питание:	
— постоянным током	27 в $\pm 10\%$
— переменным током	115 в $\pm 5\%$, 400 гц $\pm 5\%$
Инструментальная погрешность в определении истинного курса	$\pm 2^\circ$
Вес комплекта (без кабелей)	18 кг
Время готовности к работе при температуре -60°	не более 20 мин

В комплект астрокомпаса ДАК-Б (рис. 7.3) входят: датчик курса, задатчик координат, усилитель, распределительная коробка, преобразователь, два указателя курса типа ПДК-49, регулятор чувствительности с кнопкой поиска Солнца, кнопка поиска Солнца

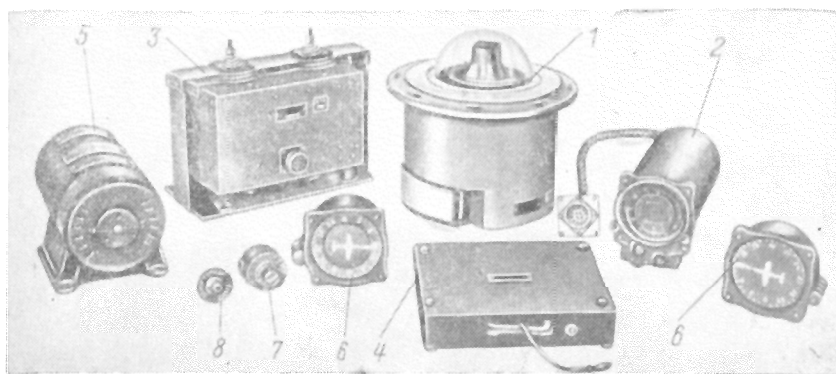


Рис. 7.3. Комплект ДАК-Б:

1—датчик курса; 2—задатчик координат; 3—усилитель; 4—распределительная коробка; 5—преобразователь; 6—указатели курса ПДК-49; 7—регулятор чувствительности с кнопкой поиска Солнца; 8—кнопка поиска Солнца

регулятор чувствительности с кнопкой поиска Солнца, кнопка поиска Солнца.

Астрокомпас ДАК-Б характеризуется следующими данными.

Рабочий диапазон широт	от +45 до +90°
Рабочий диапазон высот	до 17 000 м
Диапазон температур	от -60 до +50°
Условия работы	по Солнцу при высоте до +68°,5

Питание:

— постоянным током	27 в ±10%
— переменным током	36 в ±10%, 400 гц ±10%

Потребляемая мощность не более 150 вт

Суточная погрешность часового механизма при нормальной температуре не более ±2 мин

Максимальная инструментальная погрешность в измерении истинного курса в зависимости от высоты Солнца не более 2—4°

Вес комплекта (при двух указателях) без преобразователя не более 11,5 кг

В комплект астрокомпаса ДАК-И (рис. 7.4) входят: датчик курсовых углов, азимут-механизм, усилитель, соединительная коробка, ключ-кнопка, выключатель.

При работе с курсовыми системами в комплект астрономического датчика курса ДАК-И входит также переходный блок Д-63.

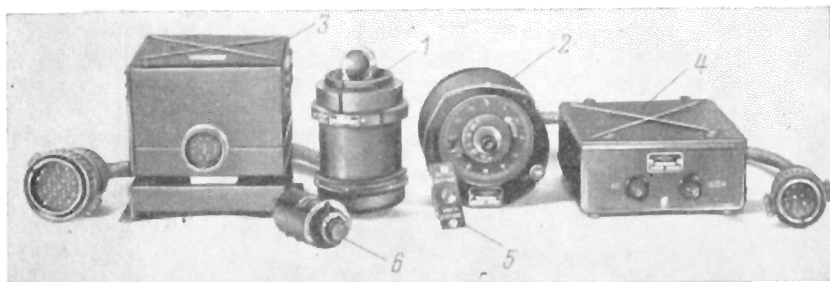


Рис. 7. 4. Комплект ДАК-И:

1—датчик курсовых углов Солнца; 2—азимут-механизм; 3—усилитель; 4—соединительная коробка; 5—переключатель рода работы; 6—ключ-кнопка

Астрокомпас ДАК-И характеризуется следующими основными данными.

Рабочий диапазон широт	от +40 до +90°
Условия работы	по Солнцу при его высоте до 70°
Питание:	
— постоянным током	27 в
— переменным током	115 в, 400 гц
Инструментальная погрешность в измерении истинного курса	не более ±3°
Вес комплекта	4,7 кг

Астрокомпас АК-59п (рис. 7. 5) характеризуется следующими основными данными.

Рабочий диапазон широт	от 0 до ±90°
Время работы часового механизма при полном заводе	не менее 5 суток
Суточная погрешность часов в нормальных условиях	не более ±2 мин
Питание (обогрев)	постоянным током 27 в ±10%
Инструментальные погрешности измерения истинного курса:	
— с помощью солнечной и звездной визирных систем	не более ±2° (при высоте Солнца от 0 до 60°)

— с помощью поляризационной визирной системы (при определении ИК как среднего арифметического из 3—4 измерений) . . . не более $\pm 3^\circ$

Вес прибора 1,8 кг

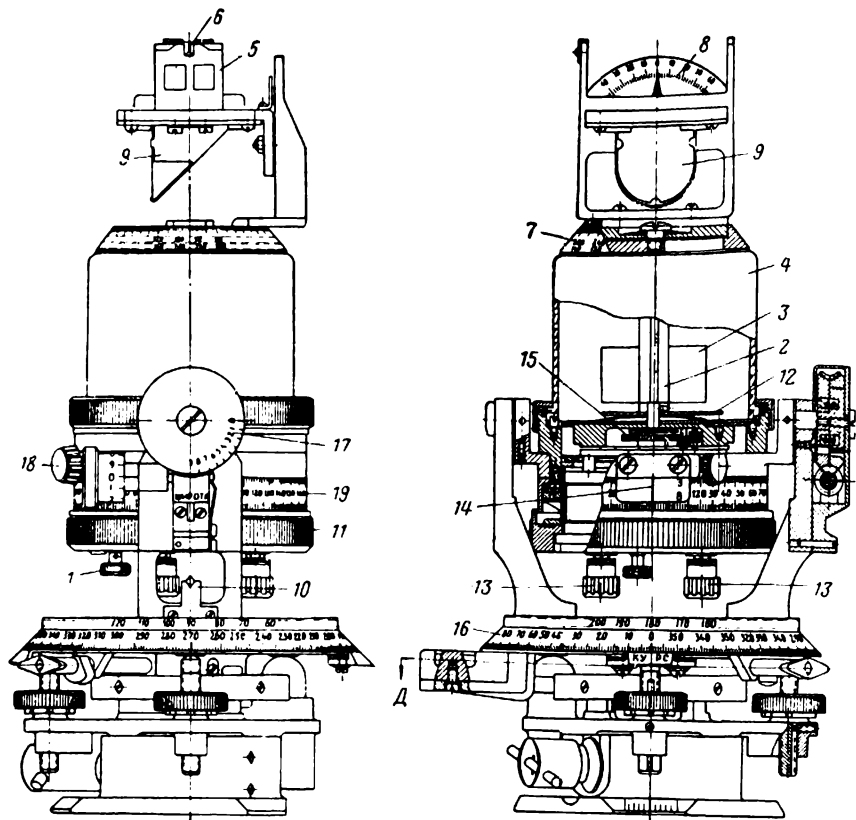


Рис. 7.5. Астрокомпас АК-59п:

1—ручка переключателя направления вращения солнечной визирной системы; 2—визирная рамка солнечной визирной системы; 3—полупрозрачный экран солнечной визирной системы; 4—защитный стакан; 5—визирная рамка звездной визирной системы со средней планкой; 6—мушка; 7—шкала гринвичских часовых углов; 8—шкала склонений; 9—призма поляризационной визирной системы; 10—рамка и мушка для визирования ориентиров при установке компаса на самолете; 11—заводной рафт часового механизма; 12—стрелка отсчета гринвичского часового угла Солнца; 13—клеммы механизма обогрева; 14—шкала гринвичских часовых углов Солнца; 15—часовой механизм; 16—шкала отсчета курса; 17—шкала широты; 18—ручка установки широты; 19—шкала долготы

Таковы основные данные современных авиационных астрокомпасов.

§ 7.2. МЕТОДЫ КОМПЕНСАЦИИ ПИЛОТАЖНОЙ КОМПОНЕНТЫ И КРЕНОВЫХ ВРАЩЕНИЙ

Измерение курса путем пеленгации небесных светил требует компенсации возмущающих вращательных движений, нарушаю-

щих условия пеленгации светила плоскостью пеленгации астрокомпаса.

Разработка методики применения астрокомпасов в полете и исследование характера погрешностей вынуждает рассмотреть методы компенсации возмущающих вращательных движений.

Компенсация пилотажной компоненты

Пилотажная компонента $d\beta$ входит в член, содержащий $d\gamma$, в уравнениях (2.35), (2.37) и (2.39).

Пилотажная компонента характеризует случайные и преднамеренные изменения курса самолета, при которых самолет вместе с плоскостью пеленгации астрокомпаса поворачивается относительно вертикальной оси за бесконечно малый промежуток времени на угол $d\beta$. За счет этого вращения плоскость пеленгации отклоняется от направления на светило, условия пеленгации светила плоскостью нарушаются.

Наиболее простой метод компенсации этого вращательного движения — обратный поворот пеленгации относительно вертикальной оси на тот же угол $d\beta$. Осуществляется это или вручную поворотом всего астрокомпаса (АК-59П), или автоматически с помощью электродвигателя фотоследящей системы (во всех типах автоматических астрокомпасов и в астроориентаторах).

Математически этот метод компенсации можно выразить таким образом. Из компенсирующего вращения плоскости пеленгации относительно вертикальной оси dK_z в уравнении пеленгации выделяется часть dK'_z таким образом, что

$$d\beta + dK'_z = 0.$$

Отсюда компенсирующий поворот плоскости пеленгации будет

$$dK'_z = -d\beta. \quad (7.3)$$

Методы компенсации кренового вращения

За счет кренового вращения \overline{di} плоскость пеленгации выходит из направления на светило, условие пеленгации нарушается.

В современных астрокомпасах и астроориентаторах применяются три метода компенсации кренового вращения: метод полной компенсации вектора \overline{di} , метод компенсации составляющей вектора \overline{di} и аналитический метод.

Метод полной компенсации вектора \overline{di} заключается в полной компенсации вектора возмущающего движения \overline{di}

$$\overline{di} + \overline{dK}_i = 0. \quad (7.4)$$

Теперь в уравнении пеленгации (2.35) второй член равен нулю, возмущающее вращательное движение скомпенсировано. Компенсирующий вектор \overline{dK}_i является частью вектора \overline{dK} , которым компенсируются все возмущающие вращательные движения.

Практически введение вектора \overline{dK}_i осуществляется или ручной установкой астрокомпаса по уровню при наличии крена самолета в момент измерения курса (АК-59п), или автоматической отработкой платформы с измерительным инструментом — секстантом относительно истинного горизонта с помощью силового привода от ЦГВ. Такой метод применяется в горизонтальных астроориентаторах.

В принципе возможна и непосредственная стабилизация плоскости пеленгации с помощью гироскопических устройств.

Недостатком этого метода является то, что чувствительным элементом для измерения крена является маятниковая (пузырьковая) вертикаль, реагирующая на ускорение самолета, вследствие чего появляются погрешности в компенсации кренового вращения, которые обуславливают появление погрешностей в измерении курса. В том случае, если используется гироскопический стабилизатор, погрешность нарастает сравнительно медленно и также медленно убывает при прекращении действия ускорения.

Метод компенсации составляющей вектора \overline{di} сводится к компенсации только той составляющей вектора \overline{di} , которая оказывает наибольшее влияние на условие пеленгации светила плоскостью. Так, в ДАК-Б автоматически компенсируется только составляющая, характеризующая продольные крены самолета. Считается, что полет с продольными кренами может быть достаточно продолжительным (набор высоты, снижение) в отличие от полета с поперечными кренами. Поэтому составляющая \overline{di} , характеризующая поперечные крены самолета, не компенсируется. Следовательно, измерение курса с помощью ДАК-Б можно производить только при полете без поперечных кренов.

Математически этот метод компенсации можно выразить так:

$$\overline{di}_n + \overline{dK}_i = 0, \quad (7.5)$$

где \overline{di}_n — поперечная составляющая вектора кренового вращения самолета.

Практически компенсирующий вектор \overline{dK}_i вводится путем автоматической отработки с помощью электродвигателя основания фотоголовки астрокомпаса к линии горизонта при наличии продольного крена самолета. Чувствительным элементом, управляющим работой электродвигателя, является жидкостный уровень.

Возможен и другой способ реализации этого метода.

Пусть плоскость пеленгации горизонтального астрокомпаса F направлена на светило C , высота которого в общем случае $h > 0$ (рис. 7.6). Креновое вращение самолета представлено вектором \overline{di} , который, как уже говорилось ранее, лежит в плоскости истинного горизонта. Составляющую вектора \overline{di} , лежащую в плоскости пеленгации, обозначим \overline{di}_c , а перпендикулярную составляющую — \overline{di}_6 .

Плоскость пеленгации выйдет из направления на светило только за счет составляющей \overline{di}_c , а составляющая \overline{di}_6 не нарушает условий пеленгации. Следовательно, компенсации подлежит только составляющая кренового вращения \overline{di}_c .

Математически такое компенсирование можно выразить уравнением

$$\overline{di}_c + \overline{dK}_i = 0, \quad (7.6)$$

где \overline{dK}_i — вектор компенсирующего вращения плоскости пеленгации.

Практически это осуществляется путем смещения центра тяжести чувствительного элемента астрокомпаса ниже точек его крепления к основанию или, иначе говоря, путем маятникового подвеса чувствительного элемента, реализующего плоскость пеленгации.

Этот способ компенсации кренового вращения применен в ДАК-И. Его недостатком является появление погрешностей в измерении курса, обусловленных достаточно большими отклонениями плоскости пеленгации от плоскости вертикала светила за счет ускорений самолета.

Аналитический метод предусматривает вычисление и введение в показания указателя курса поправки вследствие кренового вращения. Определим эту поправку.

Предположим, что самолет выполняет горизонтальный полет, указатель горизонтального астрономического компаса выдает точное значение истинного курса. Пусть теперь самолет продолжает следование с тем же курсом, но в силу некоторых причин появился крен, характеризуемый вектором \overline{di} . Согласно уравнению пеленгации (2.37) плоскость пеленгации относительно вертикальной оси повернется на угол:

$$F di \cos A_1 - G di \sin A_1.$$

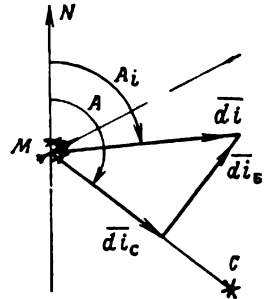


Рис. 7.6. Принцип компенсации кренового вращения в ДАК-И

С помощью астрономического компаса возможно выполнение полета по заданной ортодромии, по локсодромии и по так называемой астрономической локсодромии*.

В этом параграфе будут рассмотрены методы компенсации при измерении (коррекции) курса и выполнении полета по ортодромии и локсодромии.

1. Методы компенсации при измерении (коррекции) ортодромического курса и выполнении полета по ортодромии

Ортодромия характеризуется равенством нулю навигационной компоненты da . Поэтому возможные методы компенсации должны предусмотреть необходимость компенсации только поворота плоскости пеленгации за счет перемещения самолета \overline{dS} .

Возможны два метода компенсации перемещения самолета при измерении ортодромического курса и выполнении с помощью астрокомаса полета по ортодромии: метод путевой коррекции и метод азимутальной коррекции.

Метод путевой коррекции заключается в полной компенсации вектора перемещения самолета \overline{dS} путем введения компенсирующего вектора \overline{dK}_S , так что

$$\overline{dS} + \overline{dK}_S = 0. \quad (7.9)$$

Компенсирующий вектор для компенсации этого вращательного движения, так же как и в предыдущих случаях, является частью общего компенсирующего вектора \overline{dK} .

За счет вектора \overline{dS} плоскость пеленгации астрокомаса вместе с самолетом поворачивается в пространстве вперед по направлению движения и выходит из направления на светило. Введением компенсирующего вектора \overline{dK}_S плоскость пеленгации на такой же угол поворачивается назад, к хвосту самолета.

На основании (2.26) угол поворота плоскости пеленгации за время полета t будет

$$\Delta S = -\frac{Wt}{R}, \quad (7.10)$$

где R — радиус Земли;

W — путевая скорость самолета.

Этот метод применен в ДАК-ДБ, в котором чувствительный элемент, реализующий плоскость пеленгации, поворачивается назад к хвосту самолета в соответствии с соотношением (7.10). Компенсирующий сигнал $\Delta K_S = \Delta S$ вырабатывается в путевом корректоре при ручном вводе штурманом значения путевой скорости самолета.

* Более подробная характеристика этой линии пути самолета будет дана ниже.

Таким образом, ДАК-ДБ всех модификаций позволяет непосредственно измерять ортодромический курс самолета и выполнять полет по заданной ортодромии. В этом смысле его можно назвать ортодромическим астрокомпасом.

Метод азимутальной коррекции. Из уравнения пеленгации (2.37) при выполнении полета по ортодромическому маршруту пройденному самолетом расстоянию dS соответствует поворот плоскости пеленгации относительно вертикальной оси на угол

$$FdS \sin \alpha + GdS \cos \alpha.$$

Учитывая значения параметров пеленгации для горизонтального астрокомпаса (2.52), этот угол поворота можно представить как

$$- \operatorname{tg} h \sin (A - \alpha) dS. \quad (7.11)$$

Сущность этого метода заключается в обратном вращении плоскости пеленгации относительно вертикальной оси на угол ее ухода из направления на светило (7.11).

Математически это можно представить следующим образом:

$$- \operatorname{tg} h \sin (A - \alpha) dS + dK_S = 0, \quad (7.12)$$

где dK_S — компенсирующее вращение относительно вертикальной оси.

Из уравнения (7.12) угол компенсирующего поворота будет

$$dK_S = \operatorname{tg} h \sin (A - \alpha) dS. \quad (7.13)$$

Этот метод реализуется в астроориентаторе БЦ-63 (63А) при измерении ортодромического курса самолета.

2. Методы компенсации при измерении (коррекции) истинного курса и выполнении полета по локсодромии

При измерении истинного курса и выполнении полета с помощью астрокомпаса по локсодромии возможны в принципе четыре метода компенсации перемещения самолета: метод азимутальной коррекции, метод азимутально-координатной коррекции, метод непосредственной координатной коррекции и метод азимутально-путевой коррекции.

При измерении истинного курса, так же как и при полете по локсодромии, в уравнениях пеленгации компенсации подлежат члены, содержащие навигационную компоненту da , и характеризующий перемещение самолета угол dS .

Таким образом, при перемещении по локсодромии на величину dS плоскость пеленгации горизонтального астрокомпаса относительно вертикальной оси повернется на угол, определяемый суммой членов (7.11) и члена $Hd\gamma$ из уравнения пеленгации (2.37). Будем считать, что пилотажная компонента полностью скомпенсирована, тогда, учитывая значение навигацион-

ной компоненты при полете по локсодромии (2.23) и значение параметра пеленгации H из (2.52), получим

$$Hd\gamma = -\operatorname{tg} \varphi \sin \alpha dS.$$

Теперь суммарный угол поворота плоскости пеленгации будет

$$-\operatorname{tg} \varphi \sin \alpha dS - \operatorname{tg} h \sin(A - \alpha) dS.$$

Вследствие этого вращения условие пеленгации светила будет нарушено.

Метод азимутальной коррекции. Этот метод предусматривает обратный поворот плоскости пеленгации относительно вертикальной оси на угол ее ухода из направления на светило. Математически это можно представить следующим образом:

$$-\operatorname{tg} \varphi \sin \alpha dS - \operatorname{tg} h \sin(A - \alpha) dS + dK_S = 0, \quad (7.14)$$

где dK_S — угол компенсирующего поворота плоскости пеленгации относительно вертикальной оси.

Из уравнения (7.14) получим

$$dK_S = [\operatorname{tg} \varphi \sin \alpha + \operatorname{tg} h \sin(A - \alpha)] dS. \quad (7.15)$$

Как видно из этой формулы, угол компенсирующего поворота плоскости пеленгации при данном методе является функцией пройденного расстояния dS .

Этот метод в современных астрономических компасах не реализуется.

Метод азимутально-координатной коррекции предусматривает обратное вращение плоскости пеленгации относительно вертикальной оси, однако угол поворота в методе является функцией приращения широты $d\varphi$ и долготы $d\lambda$ места самолета.

Из уравнения (7.15)

$$dK_S = (\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg} h \cos A) \sin \alpha dS + \operatorname{tg} h \sin A \cos \alpha dS.$$

Из рассмотрения рис. 2.16 можно получить следующие зависимости:

$$\sin \alpha dS = d\lambda \cos \varphi, \quad \cos \alpha dS = d\varphi,$$

поэтому

$$dK_S = (\sin \varphi - \operatorname{tg} h \cos \varphi \cos A) d\lambda + \operatorname{tg} h \cos A d\varphi. \quad (7.16)$$

Таким образом, угол компенсирующего поворота может быть выражен в виде функции приращения широты и долготы места самолета. Метод реализуется в БЦ-63 для измерения истинного курса и при полете с постоянным истинным курсом. В современных астрокомпазах метод не реализуется.

Метод непосредственной координатной коррекции. Этот метод сводится к введению компенсирующих векторов

$$-\overline{dK}_\lambda; \quad -\overline{dK}_\varphi; \quad -\overline{dK}_\alpha,$$

где $-\overline{dK}_\lambda$ — вектор компенсирующего поворота относительно оси мира, равный по модулю приращению долготы места самолета;

$-\overline{dK}_\varphi$ — вектор компенсирующего поворота относительно оси запад—восток, равный по модулю приращению широты места самолета;

$-\overline{dK}_\alpha$ — вектор поворота относительно вертикальной оси, компенсирующий навигационную компоненту.

Компенсирующие векторы берутся из общего компенсирующего вектора \overline{dK} .

Этот метод в современных астрокомпазах не реализуется.

Метод азимутально-путевой коррекции. Азимутально-путевая коррекция заключается в компенсации навигационной компоненты $d\alpha$ путем вращения плоскости пеленгации относительно вертикальной оси на угол, характеризуемый вектором $-\overline{d\alpha}$, и относительно поперечной оси назад на угол, характеризуемый вектором $-\overline{dS}$.

В современных астрономических компасах этот метод не применяется.

§ 7.4. МЕТОДЫ КОМПЕНСАЦИИ ВРАЩЕНИЯ ЗЕМЛИ

Известны два метода компенсации этого вращательного движения — метод полной компенсации вращения Земли и метод азимутальной коррекции.

Метод полной компенсации вращения Земли сводится к обратному вращению плоскости пеленгации относительно оси мира. Иначе говоря, метод основан на введении компенсирующего вектора \overline{dK}_Θ в направлении оси мира так, что

$$\overline{d\Theta} + \overline{dK}_\Theta = 0. \quad (7.17)$$

Компенсирующий вектор $\overline{dK}_\Theta = -\overline{d\Theta}$ является частью общего компенсирующего вектора \overline{dK} .

Как было показано выше,

$$d\Theta = \omega_3 dt,$$

где ω_3 — угловая скорость вращения Земли.

Угловая скорость вращения Земли постоянна, вследствие этого компенсирующее вращение плоскости пеленгации относительно оси мира можно осуществлять с помощью часового механизма.

Такой метод компенсации применяется в экваториальных астрокомпасах (ДАК-Б, АК-59п).

Метод азимутальной коррекции. За счет вращения Земли плоскость пеленгации поворачивается вокруг вертикальной оси и выходит из направления на светило. Угол поворота за бесконечно малый промежуток времени можно определить из уравнения пеленгации (2.37):

$$F d\theta \cos \varphi + H d\theta \sin \varphi.$$

Этот метод компенсации применяется в горизонтальных астрокомпасах. Учитывая значения параметров пеленгации F и H из (2.52), можно получить угол поворота, равный

$$-(\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h \cos A) d\theta.$$

Поэтому угол компенсирующего поворота будет

$$dK_{\theta} = (\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h \cos A) d\theta. \quad (7.18)$$

Угол поворота Земли $d\theta$ за бесконечно малый промежуток времени равен приращению часового угла светила dt , а член в скобках определяет скорость изменения азимута светила (3.11), поэтому компенсирующий угол поворота плоскости пеленгации равен приращению азимута светила, т. е.

$$dK_{\theta} = \frac{dA}{dt} dt = dA. \quad (7.19)$$

Метод азимутальной коррекции применяется в горизонтальных астрокомпасах ДАК-ДБ, ДАК-И и в астроориентаторе типа БЦ-63.

Приращение азимута светила в астрокомпасах вырабатывается сферантом по приращению часового угла, которое отрабатывается часовым механизмом.

§ 7.5. МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА В ПОЛЕТЕ

Современные астрономические компасы не имеют механизмов автоматической компенсации перемещения самолета. Поэтому для измерения истинного курса с целью контроля пути и коррекции показаний курсовой системы в астрокомпас необходимо ввести не только координаты светила $t_{гр}$, δ^* , но и координаты места самолета φ и λ .

После установки исходных данных истинный курс непосредственно учитывается по указателю курса.

* В экваториальные астрокомпасы ДАК-Б и АК-59п склонение Солнца не вводится, так как в них пеленгация Солнца производится плоскостью пеленгации, совпадающей с плоскостью круга склонения Солнца.

Астрономические компасы позволяют получить ортодромический курс самолета. Как видно из рис. 7.8,

$$OK = IK - \beta, \quad (7.20)$$

где β — текущий путевой угол ортодромической параллели, или

$$OK = IK + \Delta A, \quad (7.21)$$

где ΔA — азимутальная поправка ($\Delta A = -\beta$).

Для астрокомпасов типа ДАК-ДБ возможна и несколько иная методика измерения ортодромического курса. На вычислителе устанавливаются координаты Солнца ($t_{гр}$, δ) и координаты ИПМ (φ , λ). На путевом корректоре устанавливают ортодромическое расстояние от ИПМ до данной точки. Ортодромический курс равен значению курса, полученному по указателю, минус путевой угол ортодромии в ИПМ, равный β_0 . Таким образом, в данном случае азимутальная поправка $\Delta A = -\beta_0$.

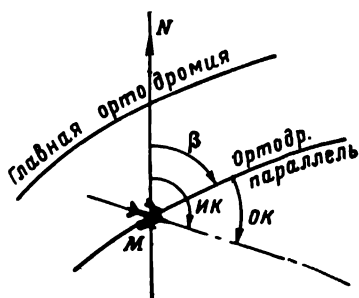


Рис. 7.8. Истинный и ортодромический курс самолета

С помощью астрокомпасов возможно также измерение курса относительно меридиана ИПМ (точки коррекции). Для этого нужно

показание истинного курса уменьшить на величину угла схождения меридианов. Если для этих целей применяется ДАК-ДБ, то, установив на вычислителе координаты ИПМ (точки коррекции), а на путевом корректоре — расстояние до ИПМ (точки коррекции), с указателя снимают непосредственно курс относительно меридиана ИПМ (точки коррекции).

Основные погрешности измерения курса самолета с помощью астрокомпаса обусловлены погрешностью ввода гринвичского часового угла светила, ускорениями самолета и погрешностями в установке координат места самолета. Ниже дан анализ этих погрешностей и сделаны необходимые практические выводы. Анализ проведен при использовании полученных ранее уравнений пеленгации светила плоскостью.

Каждый член уравнения пеленгации при введении курсовых параметров пеленгации равен углу поворота плоскости пеленгации относительно вертикальной оси, которая является измерительной осью курса самолета, за счет того или иного вращательного движения самолета. Если компенсация не производится, то на этот же угол, но в обратном направлении относительно вертикальной оси плоскость пеленгации будет повернута на светило при помощи фотоэлектрической следящей системы автоматического астрокомпаса (или вручную при использовании АК-59п).

Следовательно, каждый член уравнения пеленгации при введении курсовых параметров пеленгации характеризует величину погрешности измерения курса за счет соответствующего возмущающего вращательного движения.

Влияние погрешности ввода $t_{гр}$. Во всех типах астрокомпасов компенсация вращения Земли осуществляется автоматически. Однако требуется предварительная установка значения $t_{гр}$ светила на данный момент времени. Ошибка ввода значения $t_{гр}$ в дальнейшем не компенсируется, ее величина в течение всего полета остается постоянной.

С помощью ААЕ значение $t_{гр}$ светила определяется с достаточно высокой точностью, характеризуемой максимальной ошибкой порядка $0',5$. В астрокомпасе ДАК-ДБ погрешность установки $t_{гр}$ будет около $1'$, что обусловлено величиной цены деления шкалы $t_{гр}$. Естественно, что это не может привести к большим погрешностям в измерении курса.

Большие погрешности в измерении курса могут возникнуть вследствие того, что значение $t_{гр}$ светила вводится в астрокомпас не в тот момент времени, на который оно рассчитано. Величина погрешности измерения курса, обусловленной ошибкой ввода значения $t_{гр}$, определяется для горизонтальных астрокомпасов правой частью соотношения (7.18), т. е.

$$\Delta ИК_t = (\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h \cos A) \Delta t, \quad (7.22)$$

где Δt — погрешность ввода значения местного часового угла светила в астрокомпас.

На основании (1.4)

$$\Delta t = \Delta t_{гр},$$

поэтому

$$\Delta ИК_t = (\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h \cos A) \Delta t_{гр} = \frac{dA}{dt} \Delta t_{гр}. \quad (7.23)$$

Максимальное значение dA/dt наблюдается в верхней кульминации светила. При верхней кульминации к югу от зенита ($\delta < \varphi$) с учетом (3.6) получим

$$\Delta ИК_{t_{\max}} = [\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{ctg}(\varphi - \delta)] \Delta t_{гр} \quad (7.24)$$

Из (7.24) следует, что при прочих равных условиях уменьшение широты и увеличение склонения светила ведут к увеличению погрешности измерения курса. Поэтому по возможности следует выбирать светило с меньшим склонением. При измерении курса по Солнцу летом и в экваториальных областях необходимо особенно тщательно вводить в астрокомпас значение $t_{гр}$ Солнца.

Если $\varphi = 50^\circ$ и $\delta = +23^\circ 27'$, то, как показывают расчеты,

$$\Delta ИК_{t_{\max}} = 0,5 \Delta t_{гр}.$$

За каждые 4 мин времени $t_{гр}$ изменяется на 1° , следовательно, ошибка в установке в астрокompас расчетного значения $t_{гр}$ на 8 мин повлечет за собой в данных условиях максимальную ошибку в измерении курса, равную 1° .

При меньших широтах и больших склонениях светил погрешности измерения курса будут значительно большими.

Влияние ускорений самолета. Маятниковый чувствительный элемент в механизме компенсации кренового вращения современных астрокompасов является причиной появления погрешности измерения курса, если измерение курса производится при ускорениях самолета. Ускорения самолета создают крен плоскости пеленгации или чувствительного элемента механизма компенсации крена. В ДАК-И происходит непосредственный наклон плоскости пеленгации, а в ДАК-ДБ плоскость пеленгации не наклоняется, но вырабатывается «поправка» на крен, которая в данных условиях является ошибкой измерения курса.

Из (7.7) эта погрешность для горизонтальных астрокompасов определяется следующим соотношением:

$$\Delta ИК_i = -\operatorname{tg} h \cos (A - A_i) \Delta i, \quad (7.25)$$

где Δi — крен плоскости пеленгации или чувствительного элемента кренокорректора, обусловленный ускорением самолета;

A_i — азимут оси крена.

Максимальное значение этой погрешности

$$\Delta ИК_{i_{\max}} = -\operatorname{tg} h \Delta i \quad (7.26)$$

будет при $A - A_i = 0; 180^\circ$. Это условие соответствует совпадению оси кренового вращения плоскости пеленгации (ДАК-И) или чувствительного элемента кренокорректора (ДАК-ДБ) с направлением на светило. Таким образом, при курсовых углах светила $0; 180^\circ$ наиболее опасны поперечные крены самолета, а при курсовых углах $90; 270^\circ$ — продольные.

Из (7.26) следует, что при $h = 45^\circ$ каждый градус крена плоскости пеленгации (ДАК-И) или чувствительного элемента кренокорректора (ДАК-ДБ) вызывает 1° максимальной погрешности измерения курса. Для создания крена, равного 1° , ускорение самолета должно быть равно примерно $0,15 \text{ м/сек}^2$.

Можно показать, что максимальное значение креновой погрешности измерения курса с помощью экваториальных астрокompасов определяется соотношением:

$$\Delta ИК_{i_{\max}} = \operatorname{tg} z_k \Delta i,$$

где z_k — зенитное расстояние точки пересечения оси максимальной чувствительности плоскости пеленгации с небесной сферой.

Влияние неточной установки координат места самолета. Ошибки введения координат места самолета в астрокомпас, естественно, приведут к появлению погрешности измерения курса самолета. Неточный ввод координат места самолета в астрокомпас соответствует нескомпенсированному перемещению самолета dS от места самолета, координаты которого введены в астрокомпас, до фактического места самолета. При измерении истинного курса горизонтальным астрокомпасом значение этой погрешности определяется правой частью соотношения (7.15):

$$\Delta \text{ИК}_S = \text{tg } \varphi \sin \alpha \Delta S + \text{tg } h \sin (A - \alpha) \Delta S, \quad (7.27)$$

где ΔS — величина погрешности введения в астрокомпас координат места самолета;

α — азимут погрешности ΔS .

Погрешность имеет две составляющие: первая — $\text{tg } \varphi \sin \alpha \Delta S$ обусловлена наличием угла схождения меридианов места самолета и той точки, координаты которой введены в астрокомпас; вторая — $\text{tg } h \sin (A - \alpha) \Delta S$ обусловлена тем, что азимут светила для этих двух точек в общем случае различен.

Максимальное значение погрешности $\Delta \text{ИК}_S$ будет

$$\Delta \text{ИК}_{S_{\max}} = (\text{tg } \varphi + \text{tg } h_b) \Delta S, \quad (7.28)$$

где h_b — высота светила в момент верхней кульминации.

При $\varphi = 45^\circ$, $h_b = 45^\circ$ и $\Delta S = 1^\circ$ $\Delta \text{ИК}_{S_{\max}} = 2^\circ$.

Погрешность $\Delta \text{ИК}_S$ при прочих равных условиях увеличивается с увеличением широты места самолета и с увеличением высоты светила. Следовательно, по возможности необходимо выбирать светила с меньшим склонением. Точность измерения курса по Солнцу зимой выше чем летом, а утром и вечером более высокая, чем днем. В высоких широтах погрешности измерения курса могут быть весьма велики, поэтому в этих условиях необходимо переходить или на условный, или на ортодромический курс.

Можно показать, что для экваториальных астрокомпасов погрешность измерения истинного курса за счет неточной установки координат места самолета определяется соотношением

$$\Delta \text{ИК}_{S_{\max}} = (\text{tg } \varphi + \text{tg } z_K) \Delta S.$$

Формула (7.28) позволяет определить требуемую точность введения в астрокомпас координат места самолета для измерения истинного курса с заданной точностью.

При измерении курса по светилу, верхняя кульминация которого происходит к югу от зенита ($\delta < \varphi$), из (7.28) получим

$$\Delta S = \frac{\Delta \text{ИК}_{S_{\max}}}{\text{tg } \varphi + \text{ctg } (\varphi - \delta)}, \quad (7.29)$$

где δ — склонение светила.

Полагая $\Delta K_{S_{\max}} = 2^\circ$, получим следующие значения требуемой точности (в км) установки координат места самолета в астрокомпас при измерении истинного курса по Солнцу (табл. 7.1).

Таблица 7.1

φ°	40	60	70	80	90
$\delta = 0^\circ$ (весна, осень)	110	96	71	38	19
$\delta = +23^\circ 27'$ (лето)	53	72	60	33	19
$\delta = -23^\circ 27'$ (зима)	166	120	—	—	—

Такова требуемая точность ввода координат места самолета в горизонтальный астрокомпас при работе по Солнцу для обеспечения погрешности измерения истинного курса самолета не более 2° . Эта точность сравнительно невелика. Современные автоматизированные системы позволяют определять координаты места самолета со значительно более высокой точностью, следовательно, ввод в астрокомпас координат места самолета от автоматических навигационных устройств позволит измерять курс самолета с высокой точностью, определяемой долями градуса.

При измерении условного курса (например, относительно меридиана ИПМ) первая составляющая погрешности, определяющая угол схождения меридианов, будет равна нулю, тогда из уравнения (7.27) получим

$$\Delta UK_S = \operatorname{tg} h \sin(A - \alpha) \Delta S, \quad (7.30)$$

где ΔS — расстояние от места самолета до точки, географические координаты которой введены в астрокомпас ($\varphi, \lambda_{\text{усл}}$);

α — азимут погрешности ΔS (рис. 7.9).

Для экваториального астрокомпаса имеем в этом случае

$$\Delta UK_{S_{\max}} = \operatorname{tg} z_K \Delta S.$$

Как видно из формулы (7.30), в средних широтах погрешность измерения условного курса может достигать значительной величины вследствие того, что расстояние ΔS может быть достаточно большим даже при сравнительно небольшой разности долгот меридиана места самолета и условного меридиана. В высоких широтах даже при больших значениях разности долгот величина ΔS будет значительно меньше.

Максимальное значение погрешности измерения условного курса будет при верхней кульминации светила ($h = h_{\text{в}}$) и при $A - \alpha = 1$; (или -1) в формуле (7.30). Если верхняя кульминация светила наблюдается к югу от зенита ($\delta < \varphi$), то

$$\Delta UK_{S_{\max}} = -\operatorname{ctg}(\varphi - \delta) \Delta S. \quad (7.31)$$

Теперь выразим ΔS через широту места самолета и разность долгот текущего и условного меридианов $\Delta\lambda$. Из рис. 7.10 получим приближенное соотношение:

$$\sin \Delta S = \sin \Delta\lambda \cos \varphi. \quad (7.32)$$

Ограничиваясь первым членом разложения в ряд $\sin \Delta S$ и подставляя полученное значение в (7.31), получим

$$\Delta UK_{S_{\max}} = \operatorname{ctg}(\varphi - \delta) \sin \Delta\lambda \cos \varphi. \quad (7.33)$$

Это приближенное соотношение позволяет рассчитать максимальную величину погрешности измерения условного курса

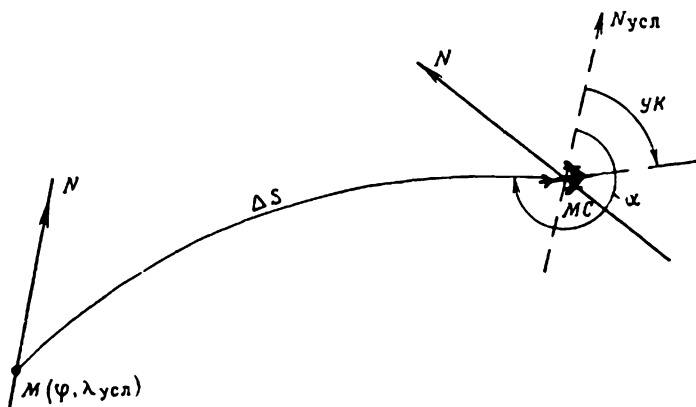


Рис. 7.9. Параметры погрешности установки координат места самолета:

M —точка, координаты которой $(\varphi; \lambda_{\text{усл}})$ введены в астрокомпас; ΔS —величина погрешности установки координат места самолета; α —азимут погрешности ΔS

самолета. Как видно из формулы, погрешность уменьшается с увеличением широты места самолета, с уменьшением склонения светила и с уменьшением разности долгот. Следовательно, нужно выбирать в высоких широтах тот условный меридиан, который в данных условиях полета обеспечивает наименьшее значение разности долгот. Правило выбора условных меридианов, исходя из этого условия, показано на рис. 7.11, а на рис. 7.12 дана номограмма, рассчитанная по формуле (7.33), позволяющая определить максимальное значение погрешности измерения условного курса. Пользуясь номограммой, можно решить и обратную задачу — определить область широт, в пределах которой максимальная погрешность измерения условного курса не будет превосходить заданной величины.

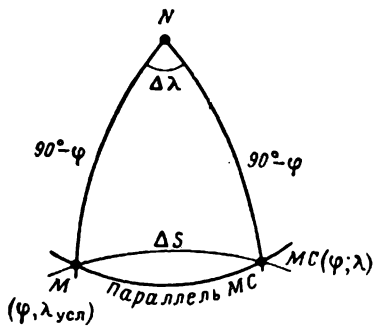


Рис. 7.10. К определению погрешности измерения условного курса самолета

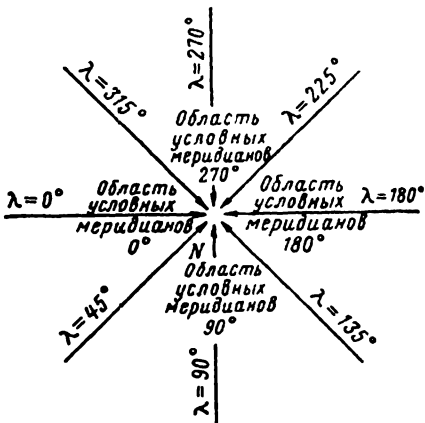


Рис. 7.11. Правило выбора условных меридианов для астрономического компаса

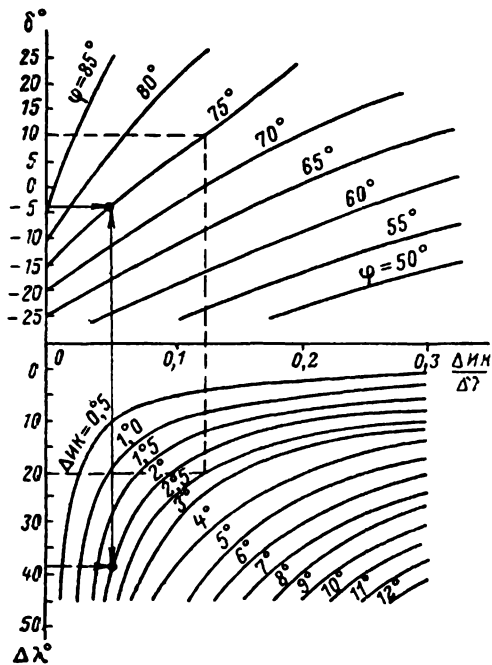


Рис. 7.12. Номограмма для определения погрешности в курсе за счет применения условных меридианов

Погрешность измерения ортодромического курса может быть подсчитана с помощью соотношения

$$\Delta OK_S = \operatorname{tg} h \sin (A - \alpha) \Delta S, \quad (7.34)$$

где ΔS — величина погрешности компенсирования перемещения самолета с помощью путевого корректора;
 α — азимут этой погрешности.

§ 7.6. МЕТОДИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА ПО ЗАДАННОМУ МАРШРУТУ С ПОМОЩЬЮ АСТРОКОМПАСА

Дистанционные астрокомпасы позволяют выполнять полет по заданному маршруту. Полет по заданному маршруту выполняется путем выдерживания некоторого постоянного курса. При автоматической компенсации навигационной компоненты $da_{\text{локс}}$, перемещения самолета и выдерживании постоянного курса самолет будет следовать по локсодромии. Если осуществляется автоматическая компенсация только перемещения самолета (ДАК-ДБ), то движение будет происходить по ортодромии.

Астрокомпасы ДАК-И и ДАК-Б не имеют механизмов автоматической компенсации перемещения самолета, возможен также полет при использовании ДАК-ДБ с выключенным путевым корректором (выключение путевого корректора производится установкой обеих его стрелок на нуль).

Определим форму линии пути самолета в случае полета по указателю горизонтального астрокомпаса с постоянным курсом и постоянной установкой координат места самолета или при полете без автоматической компенсации перемещения самолета.

Будем считать, что все возмущающие вращательные движения плоскости пеленгации астрокомпаса, за исключением перемещения самолета, компенсируются полностью. Тогда из уравнения пеленгации (2.37) получим

$$FdS \sin \alpha + GdS \cos \alpha + Hda = 0.$$

Учитывая значения параметров пеленгации для горизонтальных астрокомпасов (2.52), получим

$$da = -\operatorname{tg} h \sin (A - \alpha) dS. \quad (7.35)$$

Навигационная компонента da определяет форму линии пути самолета, следовательно, полученное уравнение (7.35) является уравнением линии пути самолета при полете с помощью горизонтального астрокомпаса при отсутствии компенсации перемещения самолета.

Проведем исследование уравнения (7.35) с целью определения геометрической формы линии пути самолета. Для этого запишем его в таком виде:

$$da = \operatorname{tg} h \sin (360^\circ - \psi) dS \quad (7.36)$$

и сравним с навигационной компонентой, характеризующей полет самолета по локсодромии (2.23):

$$d\alpha_{\text{локс}} = \operatorname{tg} \varphi \sin \alpha dS.$$

Сравнение последних двух уравнений позволяет сделать следующие выводы:

— полет с постоянным курсом по указателю астрокомпаса при отсутствии автоматической компенсации перемещения самолета происходит по локсодромии в новой системе координат;

— сравнение первых сомножителей свидетельствует о том, что полюсом этой новой системы координат является географическое место светила (ГМС);

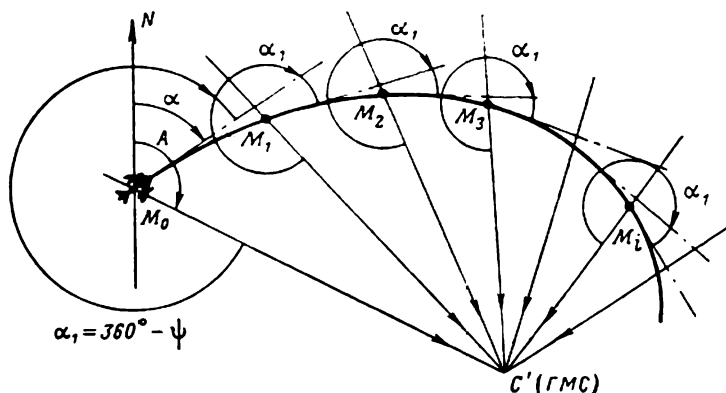


Рис. 7.13. Астрономическая локсодромия

— сравнение вторых сомножителей дает основание полагать, что движение самолета относительно меридианов новой системы координат происходит с путевым углом

$$\alpha_1 = 360^\circ - \psi,$$

где ψ — путевой пеленг светила ($\psi = A - \alpha$).

Эта линия пути самолета называется *астрономической локсодромией* (рис. 7.13). Астрономическая локсодромия при $\psi < 90^\circ$ искривлена в направлении на ГМС так же, как и обычная локсодромия, которая при $\alpha < 90^\circ$ искривлена в направлении северного полюса Земли.

Решение этой задачи с учетом изменения высоты светила в процессе полета самолета показывает, что движение самолета в этом случае происходит по кубической параболы вида [14]:

$$y = \frac{S^2}{R} \left[\frac{\Delta M}{3} x^2 + \frac{1}{2} (M_0 - \bar{x}_{\Delta} M) x^2 - M_0 \bar{x} x \right], \quad (7.37)$$

где S — длина ортодромии;

\bar{x} — абсцисса той точки ортодромии, координаты которой вводятся в астрокомпас; движение самолета предусматривается с курсом, равным путевому углу ортодромии у этой точки;

M_0 — начальное значение модуля;

ΔM — приращение модуля ($M = M_0 + x\Delta M$; для горизонтальных астрокомпасов $|M| \leq \operatorname{tg} h$, а для экваториальных $|M| < \operatorname{tg} z_K$).

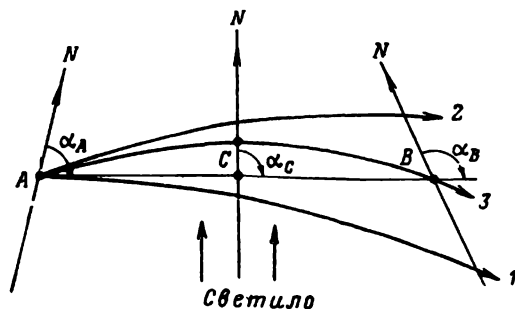


Рис. 7.14. К выбору точки этапа маршрута, координаты которой необходимо ввести в астрокомпас

Предположим теперь, что с помощью астрокомпаса при отсутствии компенсации перемещения самолета необходимо выполнить полет на участке ортодромического маршрута AB (рис. 7.14). В этом случае самолет будет следовать, строго говоря, не по этой заданной линии пути, а как уже было показано, по астрономической локсодромии. Определим, координаты какой точки этапа маршрута необходимо ввести в астрокомпас, чтобы уклонение от заданного маршрута было минимальным.

Будем полагать, что полет происходит в наиболее неблагоприятных условиях с $\psi = 90^\circ$, т. е. при положении светила, соответствующем наибольшей кривизне астрономической локсодромии. Для упрощения анализа будем считать также, что высота светила в полете не изменяется.

Рассмотрим три возможных варианта.

Если установить координаты точки A и следовать с курсом, равным путевому углу в точке A , — a_A с учетом угла сноса, то вначале самолет будет выполнять полет по маршруту, а затем уклонение будет все более и более нарастать (см. рис. 7.14, I). Происходит это вследствие того, что некомпенсируемая величина перемещения самолета dS все более и более увеличива-

вается по мере удаления от точки A . Самолет в этом случае в точку B не выходит.

При установке координат точки B и следовании с курсом α_B темп нарастания уклонения вначале будет наибольшим, а в районе точки B самолет будет следовать параллельно заданной линии пути. И в этом случае выход в точку B не обеспечивается.

Если же установлены координаты средней точки маршрута C и полет выполняется с курсом α_C , линейная величина бокового уклонения будет наименьшей, самолет выходит в точку B . Повидимому, этот вариант применения астрокомпаса является наиболее рациональным.

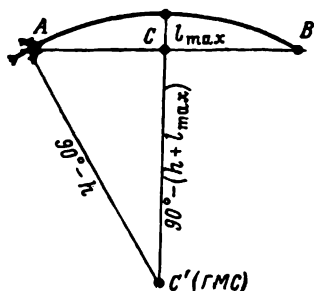


Рис. 7. 15. К выводу зависимости между длиной этапа, высотой светила и максимальным боковым уклонением самолета от заданной ортодромии

Таким образом, при полете по маршруту с помощью астрокомпаса без автоматической компенсации перемещения самолета маршрут необходимо разбить на участки. На каждом участке полет следует выполнять с постоянной установкой географических координат средней точки этапа и с постоянным курсом, равным путевому углу маршрута у средней точки с учетом угла сноса. При изменении угла сноса соответственно этому изменению устанавливаются новый курс самолета.

Необходимо также решить вопрос о максимально допустимой длине этапа маршрута при полете с постоянной установкой на астрокомпасе координат средней точки этапа.

Допустимая длина этапа определяет частоту установки новых координат на астрокомпасе. Максимально допустимая длина этапа будет определяться, по-видимому, прежде всего допустимой величиной бокового уклонения от заданного маршрута. Поэтому необходимо получить формулу для расчета допустимой длины этапа в зависимости от бокового уклонения.

Как и раньше, будем полагать, что полет на этапе AB ортодромического маршрута выполняется при наиболее неблагоприятных условиях ($\psi = 90^\circ$) при неизменной высоте светила (рис. 7. 15). Полет производится с постоянной установкой координат средней точки этапа C . Расстояние от самолета до полюса новой системы координат (ГМС) равно $90^\circ - h$.

Максимальное боковое уклонение будет в районе средней точки — точки C маршрута.

Полет с $\psi = 90^\circ$ является полетом по параллели новой системы координат с полюсом в точке ГМС, поэтому дуга $C'C$ равна $90^\circ - (h + l_{\max})$. Обозначая теперь длину этапа $S_{\text{доп}}$, из сфериче-

ского треугольника ACC' получим

$$\cos(90^\circ - h) = \cos \frac{S_{\text{доп}}}{2} \cos [90^\circ - (h + l_{\text{max}})].$$

Откуда

$$\cos \frac{S_{\text{доп}}}{2} = \sin h \operatorname{cosec}(h + l_{\text{max}}), \quad (7.38)$$

где h — высота светила;

l_{max} — максимально допустимая величина бокового уклонения при полете по заданному маршруту.

Таким образом, как это видно из формулы (7.38), допустимая длина этапа зависит не только от величины допустимого бокового уклонения, но и от высоты светила. Чем больше l_{max} , тем больше допустимая величина длины этапа; чем больше высота светила, тем меньше допустимая длина этапа при данном значении l_{max} . Поэтому по возможности следует выбирать светила с минимальной высотой.

Кроме того, в данном случае целесообразно выбирать светила с путевыми пеленгами, близкими к $0, 180^\circ$, так как в этом случае кривизна астрономической локсодромии минимальная.

В табл. 7.2 дана величина l_{max} в км в зависимости от высоты светила и длины этапа маршрута.

С помощью этой таблицы по известной высоте светила и l_{max} определяется число этапов n , на которое необходимо разбить весь маршрут или его прямолинейный участок:

$$n = \frac{S}{S_{\text{доп}}},$$

где S — длина маршрута (прямолинейного участка);

$S_{\text{доп}}$ — допустимая длина этапа, выбираемая из табл. 7.2.

Высоту светила, необходимую для определения $S_{\text{доп}}$, можно найти различными способами. Можно рассчитать обычным способом высоту светила в ИПМ и в КПМ в моменты их пролета и затем определить среднее арифметическое значение высоты, которое является входной величиной в таблицу. Проще для этих целей рассчитать высоту светила в момент верхней кульминации в ИПМ и в КПМ, а затем определить среднее значение высоты.

Таким образом, в данном случае методика выполнения полета будет следующей. Прокладывают маршрут полета, для ИПМ и КПМ рассчитывают высоту светила в момент верхней

Таблица 7.2

$h^\circ \backslash S$ в км	220	440	660	880	1100
10	0,4	0,9	1,8	2,8	4,1
30	1,1	1,8	4,6	9,3	14,0
50	2,4	4,6	10,5	18,5	29,6
70	5,5	11,0	24,0	43,0	63,0

кульминации (по возможности выбирают светила с минимальной высотой). С помощью табл. 7.2 определяют допустимую длину этапа $S_{\text{доп}}$.

Маршрут полета в соответствии с $S_{\text{доп}}$ и с учетом удобства самолетовождения разбивают на соответствующее число этапов. Снимают с карты координаты средних точек этапов и измеряют путевые углы маршрута у средних точек.

С помощью ААЕ на момент времени за 20—30 мин до момента взлета рассчитывают гринвичский часовой угол светила, а при необходимости выписывают и склонение светила. Эти данные и географические координаты средней точки первого этапа устанавливают на астрокомпас. В момент выхода на ИПМ берут курс, равный путевому углу маршрута у средней точки первого этапа. При выходе на входной ориентир второго этапа устанавливают координаты средней точки второго этапа и берут курс, равный путевому углу маршрута у средней точки этого второго этапа и т. д.

Методика выполнения маршрутного полета в ограниченном районе с помощью ДАК-И

Астрокомпас ДАК-И не имеет механизма автоматической компенсации перемещения самолета, поэтому маршрутный полет с его помощью выполняется так же, как и с помощью астрокомпаса любого другого типа при отсутствии у него автоматической компенсации перемещения самолета.

При полете по замкнутому маршруту в ограниченном районе может быть использована более простая методика, которая предусматривает ввод в астрокомпас координат некоторой средней точки маршрута. В течение всего полета установку координат не меняют и на каждом этапе выполняют полет с курсом, равным путевому углу относительно меридиана той точки, координаты которой введены в астрокомпас.

Обычно в качестве такой средней точки берут аэродром базирования, а радиус района, в пределах которого можно выполнять полет, по указанной методике равен $S_{\text{доп}}/2$.

Величину $S_{\text{доп}}$ определяют по высоте Солнца в момент верхней кульминации в точке расположения аэродрома базирования и максимальному допустимому боковому уклонению в полете по маршруту l_{max} .

Особенности выполнения маршрутного полета в высших широтах

Астрономические компасы позволяют надежно выполнять полет по заданному маршруту в высоких широтах, в том числе и в районе северного полюса. Полет по заданному маршруту может производиться при этом или по обычной методике, приме-

няемой в средних широтах, или по несколько иной методике с использованием условных меридианов.

Для каждого этапа маршрута выбирают условный меридиан, обеспечивающий минимальные погрешности в курсе. Выбор производят в соответствии со схемой, приведенной на рис. 7.12. При этом берется тот условный меридиан, в рабочую область которого попадает исходная точка данного этапа, или та точка, координаты которой при полете на данном этапе должны вводиться в астрокомпас.

В астрокомпас вводятся значения координат светила, широта исходной точки этапа и долгота выбранного условного меридиана. Полет осуществляется с курсом, равным путевому углу относительно выбранного условного меридиана — условному путевому углу с учетом угла сноса.

Применение условных меридианов вызывает ошибку в курсе следования самолета по заданному маршруту. Величина этой ошибки может быть определена с помощью номограммы на рис. 7.12. С уменьшением широты эта погрешность значительно возрастает, поэтому условные меридианы можно применять только в высоких широтах.

Указанная номограмма позволяет определить также нижнюю границу диапазона широт, в котором можно применять условные меридианы, не допуская при этом ошибки в курсе следования больше некоторой заданной величины.

§ 7.7. ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КУРСА ПО НЕБЕСНЫМ СВЕТИЛАМ

Достаточно простой принцип построения горизонтального астрокомпаса позволяет воспользоваться им для приближенного определения курса в полете по небесным светилам.

Возможны различные способы решения этой задачи, которые определяются способом измерения курсового угла.

Первый способ: курсовой угол светила измеряется летчиком или штурманом на глаз, при этом

$$ИК = A - КУ_{изм},$$

где A — азимут светила;

$КУ_{изм}$ — измеренный курсовой угол светила.

Второй способ: летчик разворачивает самолет на светило; для получения более высокой точности можно воспользоваться при этом стрелковым прицелом. В этом положении ГПК или указатель курса курсовой системы в режиме ГПК устанавливают на значение азимута светила, например на 0° при использовании Полярной звезды. Затем, по ГПК или указателю курса можно установить самолет на заданное значение курса. Этот вариант особенно удобен для проверки работы курсовых приборов и систем на одноместных самолетах.

Третий способ: курсовой угол светила измеряется с помощью турельной стрелковой установки стрелком-радиом по турельному кольцу с оцифровкой курсовых углов светила (применяется на тяжелых многоместных самолетах).

Во всех случаях необходимо знать азимут светила. На практике применяют различные способы определения азимута светила. Наиболее просто использовать Полярную звезду. Вследствие малого ее полярного расстояния азимут Полярной в средних широтах весьма мало отличается от нуля, поэтому при измерении курса по Полярной

$$\text{ИК} = -\text{КУ}_{\text{изм}} = 360^\circ - \text{КУ}_{\text{изм}}. \quad (7.39)$$

При работе по Полярной, как уже говорилось, ГПК устанавливают на нуль, а в третьем — кольцо турельной установки оцифровывают не вправо, а влево от нуля. Поэтому после наведения на Полярную с кольца непосредственно снимают значение истинного курса самолета.

В общем случае за счет того, что Полярная не располагается в точке северного полюса мира ($A_{\text{Пол}} \neq 0^\circ$), появляется погрешность в измерении курса. Величина этой погрешности зависит от полярного расстояния Полярной и от ее местного часового угла. Очевидно, что

$$\Delta \text{ИК} = \Delta A_{\text{Пол}}.$$

Определим максимальную величину этой погрешности в зависимости от широты места самолета. На рис. 7.16 показана проекция суточной параллели Полярной на поверхности Земли, $\rho_{\text{Пол}}$ и $t_{\text{Пол}}$ — полярное расстояние и часовой угол Полярной, M — проекция самолета на поверхности Земли. Максимальное значение погрешности измерения курса

$$\Delta \text{ИК}_{\text{max}} = \Delta A_{\text{Пол max}}$$

будет в моменты элонгации Полярной.

Из рис. 7.16

$$\frac{\sin \Delta A_{\text{Пол max}}}{\sin \rho_{\text{Пол}}} = \frac{1}{\sin (90^\circ - \varphi)}.$$

Разлагая в ряд $\sin \Delta A_{\text{Пол max}}$ и $\sin \rho_{\text{Пол}}$ и ограничиваясь первым членом разложения, получим

$$\Delta \text{ИК}_{\text{max}} = \frac{\rho_{\text{Пол}}}{\cos \varphi}. \quad (7.40)$$

В табл. 7.3 приведены округленные значения погрешностей $\Delta \text{ИК}_{\text{max}}$, рассчитанные по формуле (7.40).

Таблица 7.3

φ°	20	30	40	50	60	70	80	85	87
ΔNK_{\max}°	110	1,1	1,2	1,5	1,9	2,8	5,5	11,0	18,7

Как видно из табл. 7.3, погрешность измерения курса увеличивается с увеличением широты места самолета. При $\varphi > 80^\circ$ измерять ИК по Полярной звезде нецелесообразно, так как погрешность велика, и, кроме того, пеленгация Полярной вследствие большой ее высоты затруднительна, а также имеют место значительные креновые погрешности.

Эта погрешность является систематической, поэтому она может быть учтена. Известно несколько способов ее учета*.

При втором способе азимут светила определяется с помощью ТВА и ТВАЗ. На момент измерения курса из ААЕ выбираются $t_{гр}$ и δ при работе по Солнцу, Луне и планетам или $S_{гр}$ при измерении по звездам, а затем с помощью соответственно ТВА или ТВАЗ определяется азимут светила.

«Приборная» точность, т. е. точность, обеспечиваемая таблицами, характеризуется максимальной погрешностью, равной 1° .

При третьем способе азимут определяется с помощью вычислителя ДАК-ДБ. Азимут светила в этом случае может быть получен таким образом. В некоторый момент времени в астрокомпас вводят расчетное значение $t_{гр}$ светила и устанавливают склонение светила δ . В момент определения азимута устанавливают на вычислителе астрокомписа широту и долготу места самолета. Переключатель рода работы ДКУ-СП ставят в положение СП и рукояткой курсовых углов светила секстанта СП-1М устанавливают курсовой угол, равный нулю. При этом указатель курса астрокомписа покажет значение азимута светила.

Если затем отыскать светило и продольную черту в поле зрения СП-1М наложить на изображение светила, то по указателю курса астрокомписа непосредственно можно отсчитать истинный курс самолета. То же самое будет и в том случае, если

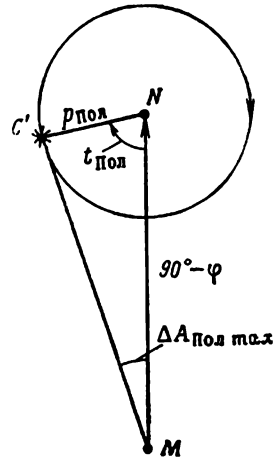


Рис. 7.16. Максимальное отклонение азимута Полярной от 0° на данной широте

* См. об этом, например, в [4].

с помощью барабана курсовых углов светила установить по шкале то значение курсового угла светила, которое получено стрелком-радистом с помощью турельной стрелковой установки без наводки штурманом секстанта на светило.

Возможно, наконец, и приближенное определение азимута светила. В момент верхней кульминации светила его азимут при кульминации к югу от зенита равен 180° , а в момент нижней кульминации — 0° . Можно теперь считать, что изменение азимута светила равно изменению часового угла, т. е. каждый час азимут светила изменяется на 15° . Погрешность расчета азимута светила этим методом зависит от широты места самолета и от склонения светила. Чем ближе к нулю склонение светила и чем больше широта места самолета, тем меньшей будет погрешность в определении азимута.

Для Солнца этот способ несколько упрощается, так как нет необходимости в расчете моментов кульминации. В 12.00 *час* местного гражданского времени азимут Солнца равен 180° , а в 0 *час* — 0° . В 6.00 *час* азимут Солнца равен приблизительно 90° , а в 18.00 *час* — 270° . При склонении Солнца, равном нулю, в 6.00 *час* по местному гражданскому времени азимут Солнца точно равен 90° на любой широте, а в 18.00 *час* точно равен 270° .

Значение местного времени по поясному T_N и приближенной долготе места самолета λ можно получить с помощью соотношения (4.16).

Необходимо помнить о том, что этот способ определения азимута Солнца дает довольно точные результаты, только в средних и высоких широтах, при $\varphi \geq 50^\circ$. Чем больше склонение Солнца и меньше широта места самолета, тем большими будут погрешности определения азимута Солнца. Погрешности зависят также от местного часового угла Солнца. Они максимальны при местных часовых углах Солнца, близких к 90° и 270° (утро и вечер), и минимальны при местных часовых углах Солнца, близких к нулю (местный полдень).

АВТОМАТИЧЕСКИЕ АСТРОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ

Автоматические астронавигационные системы — это приборы, предназначенные для определения в полете места самолета и курса путем автоматической пеленгации небесных светил*.

По принципу устройства эти приборы условно можно разделить на четыре группы: экваториальные астроориентаторы, горизонтальные астроориентаторы, астроинерциальные системы и комплексные системы с астрономическими датчиками.

В данной главе кратко рассмотрены принципы устройства и работы этих астрономических систем и более подробно их применение на примере существующих систем.

§ 8.1. ЭКВАТОРИАЛЬНЫЙ (МОДЕЛИРУЮЩИЙ) АСТРООРИЕНТАТОР

Экваториальный астроориентатор представляет собой выполненную тем или иным способом модель небесной сферы. Совмещение кругов и линий модели с кругами и линиями реальной небесной сферы позволяет получить в таком астроориентаторе координаты места самолета и курс.

Совмещение кругов и линий модели с соответствующими кругами и линиями небесной сферы производится по светилам, например, с помощью телескопов, осуществляющих автоматическое слежение за двумя wybranными светилами. Телескопы устанавливаются по экваториальным координатам выбранных светил.

Астроориентатор вращается в основании-чаше (рис. 8.1). Модель небесной сферы имеет небесный меридиан, небесный экватор, ось мира, отвесную линию, полуденную линию и круги склонений телескопов (светил). С помощью кругов склонений производится установка телескопов на выбранные светила.

В процессе настройки астроориентатора из ААЕ выбирают экваториальные координаты двух светил $\alpha_i \delta_i$. Затем рассчитывают значение разности их прямых восхождений $\Delta\alpha = \alpha_2 - \alpha_1$.

* Здесь не рассматриваются автоматические астронавигационные системы космических летательных аппаратов. Желающие ознакомиться с принципом устройства подобных систем могут обратиться, например, к работам [20], [21].

Телескопы устанавливают так, чтобы угол между плоскостью небесного экватора модели и осью телескопа был равен склонению светила δ_1 , а угол между кругами склонения телескопов был равен разности прямых восхождений светил $\Delta\alpha$.

Затем круги, линии и точки астроориентатора совмещают с соответствующими кругами, точками и линиями реальной небесной сферы.

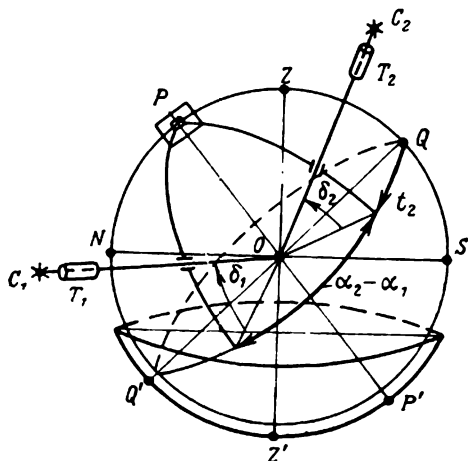


Рис. 8.1. Схема экваториального астроориентатора, работающего по двум светилам

Для этого плоскость истинного горизонта астроориентатора с помощью уровней совмещают с плоскостью истинного горизонта реальной небесной сферы и одновременным вращением телескопов относительно оси мира и оси восток—запад направляют телескопы на светило. В дальнейшем телескопы осуществляют автоматическое слежение за светилами.

В результате этих операций круги, точки и линии астроориентатора оказываются совмещенными с соответствующими кругами, точками и линиями реальной небесной сферы. Следовательно имеется возможность

отсчитать широту места самолета, значение местного часового угла светил и курс самолета.

Широта места самолета φ определяется углом между плоскостью истинного горизонта и осью мира астроориентатора. Местный часовой угол t измеряется в плоскости экватора астроориентатора от точки Q небесного экватора до круга склонения соответствующего телескопа. Истинный курс самолета ИК определяется углом между направлением полуденной линии астроориентатора и направлением продольной оси самолета.

Знание местного часового угла светила позволяет определить долготу места самолета λ . Действительно,

$$t = S_{rp} - \alpha + \lambda,$$

поэтому

$$\lambda = t - S_{rp} + \alpha, \quad (8.1)$$

где S_{rp} — гринвичское звездное время в момент отсчета местного часового угла светила;

α — прямое восхождение светила.

Гринвичское звездное время вводится в астроориентатор автоматически с помощью хронометра, а прямое восхождение светил выбирается из ААЕ и вводится в астроориентатор вручную.

Принцип устройства экваториальных астроориентаторов достаточно прост, однако ввиду необходимости получения координат места самолета с высокой точностью предъявляются жесткие требования к точности изготовления астроориентатора — модели небесной сферы.

§ 8.2. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ АСТРООРИЕНТАТОР, ОСНОВАННЫЙ НА ПЕЛЕНГАЦИИ ДВУХ ЗВЕЗД. АСТРООРИЕНТАТОР ТИПА БЦ-63

В горизонтальных астроориентаторах для определения координат места самолета и курса измеряются горизонтальные координаты светил или их производные.

Наиболее простым из них является астроориентатор, основанный на пеленгации двух звезд. В нем с помощью одного или двух автоматических секстантов измеряются высоты h и курсовые углы КУ двух звезд. По этим данным в вычислителе прибора решается задача определения координат места самолета и курса.

Измеренные высоты светил связаны с координатами места самолета такими зависимостями (1.8):

$$\sin h_1 = \sin \varphi \sin \delta_1 + \cos \varphi \cos \delta_1 \cos (S_{\text{гр}} - \alpha_1 + \lambda);$$

$$\sin h_2 = \sin \varphi \sin \delta_2 + \cos \varphi \cos \delta_2 \cos (S_{\text{гр}} - \alpha_2 + \lambda),$$

где h_1 и h_2 — измеренные высоты звезд;

α_i и δ_i — экваториальные координаты звезд;

φ и λ — географические координаты места самолета;

$S_{\text{гр}}$ — гринвичское звездное время в момент измерения высот светил.

Экваториальные координаты светил могут быть выбраны из ААЕ и введены в прибор, а звездное гринвичское время непрерывно и автоматически вводится с помощью хронометра. В этом случае неизвестными в уравнениях являются только координаты места самолета. Их можно определить, решая совместно эти уравнения тем или иным способом.

Знание географических координат места самолета позволяет получить азимут светила (1.9)

$$\text{ctg } A = \sin \varphi \text{ ctg } (S_{\text{гр}} - \alpha + \lambda) - \cos \varphi \text{ tg } \delta \text{ cosec } (S_{\text{гр}} - \alpha + \lambda).$$

Вычисленное значение азимута и измеренный курсовой угол светила дают истинный курс самолета $\text{ИК} = A - \text{КУ}$. Измерение истинного курса осуществляется по одному светилу.

Блок-схема астроориентатора такого типа представлена на рис. 8.2.

Настройка астроориентатора на выбранные звезды осуществляется путем решения в вычислителе обратной задачи. По экваториальным координатам светил, гринвичскому звездному времени, координатам места самолета и курсу определяются высоты и курсовые углы выбранных светил и передаются с помощью дистанционных передач на автоматические секстанты. На основании этой информации секстанты устанавливаются в направлении на выбранные светила. Этот режим работы на рис. 8.2 показан пунктирными линиями.

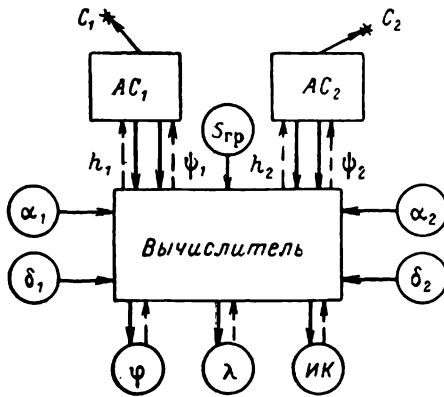


Рис. 8.2. Блок-схема горизонтального астроориентатора, работающего по двум звездам

Примером такого астронавигационного прибора является астроориентатор БЦ-63 (63-А). Он предназначен для определения географических и ортодромических координат места, коррекции результатов счисления пути и определения истинного, а также ортодромического курса.

В условиях дневного полета с помощью астроориентатора возможно определение истинного и ортодромического курса самолета при автоматическом вводе ортодромических координат места самолета от системы счисления пути. Возможно также эпизодическое определение курса в дневном полете по Солнцу при ручном вводе географических координат места самолета.

В астроориентаторе по исходным данным $\varphi_0, \lambda_0, \delta_1, \alpha_1, \delta_2, \alpha_2$ и $S_{гр}$ непрерывно вычисляются высоты и азимуты светил h_1, h_2, A_1, A_2 . Вычисленные значения высот светил сравниваются с высотами, измеренными с помощью автоматических секстантов. Знание разности $\Delta h = (h_{изм} - h_i)$ и азимутов светил A_i позволяет определить поправку в значение широты $\Delta\varphi$ и долготы $\Delta\lambda$ места самолета

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi, \quad \lambda = \lambda_0 + \Delta\lambda.$$

Для вычисления высот и азимутов светил в астроориентаторе используются соотношения (1.11) и (1.10) в несколько преобразованном виде

$$\begin{aligned} \cos A_1 \cos h_1 &= \sin \delta_1 \cos \varphi - \cos \delta_1 \sin \varphi \cos (S_{гр} - \alpha_1 + \lambda); \\ \cos A_2 \cos h_2 &= \sin \delta_2 \cos \varphi - \cos \delta_2 \sin \varphi \cos (S_{гр} - \alpha_2 + \lambda); \\ \sin A_1 \cos h_1 &= -\cos \delta_1 \sin (S_{гр} - \alpha_1 + \lambda); \\ \sin A_2 \cos h_2 &= -\cos \delta_2 \sin (S_{гр} - \alpha_2 + \lambda). \end{aligned}$$

Формулы (8.4) и (8.5) применяются в приборе для преобразования географических координат в ортодромические.

Для определения ортодромического курса в астроориентаторе непрерывно вычисляется значение путевого угла ортодромической параллели. Из рис. 8.3

$$\operatorname{tg} \beta = \cos \varphi \operatorname{tg} \Phi \operatorname{cosec} (L - \lambda) - \sin \varphi \operatorname{ctg} (L - \lambda). \quad (8.6)$$

Истинный и ортодромический курс вычисляются по формулам

$$\text{ИК} = A - \psi, \quad \text{ОК} = A - \psi - \beta,$$

где ψ — курсовой угол светила.

Функциональная схема астроориентатора БЦ-63 (63А) представлена на рис. 8.4.

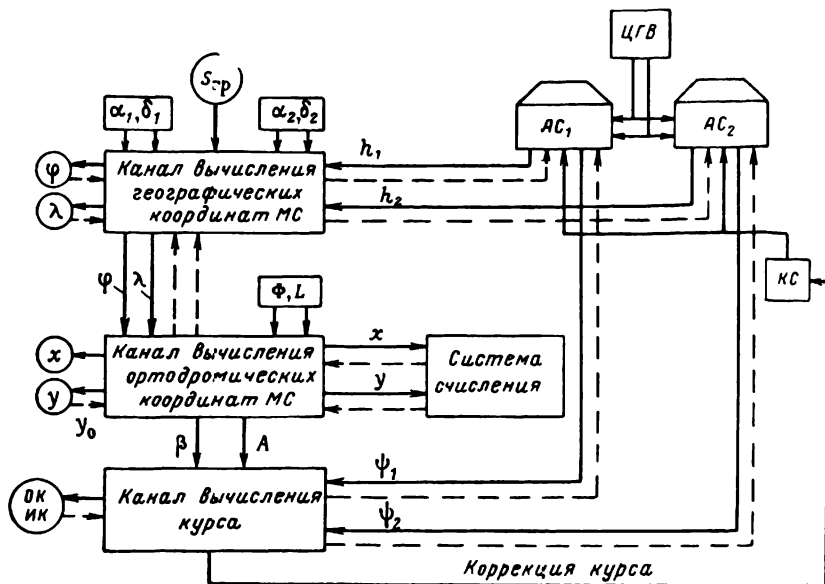


Рис. 8.4. Функциональная схема астроориентатора типа БЦ-63

— связи в режиме слежения за звездами
 - - - связи в режиме слежения за Солнцем и в режиме настройки

В вычислителе имеется канал вычисления географических координат места самолета, канал вычисления ортодромических координат места самолета и канал вычисления курса.

Стабилизация секстантов в горизонтальной плоскости (по крену и тангажу) осуществляется с помощью ЦГВ. В основном режиме — при работе по двум звездам — ортодромические координаты места самолета поступают в систему счисления и могут быть использованы для коррекции результатов счисления пути.

Для отработки координаты y необходимо выбрать точку начала отсчета этой координаты. В качестве такой точки выбирают

или ИПМ, или цель. В первом случае над ИПМ устанавливают $y_0=0$, а во втором — расстояние от ИПМ до цели со знаком минус.

На рис. 8.5, 8.6 и 8.7 показаны элементы комплекта астроориентатора БЦ-63А: вычислитель, один из секстантов и указатель курса.

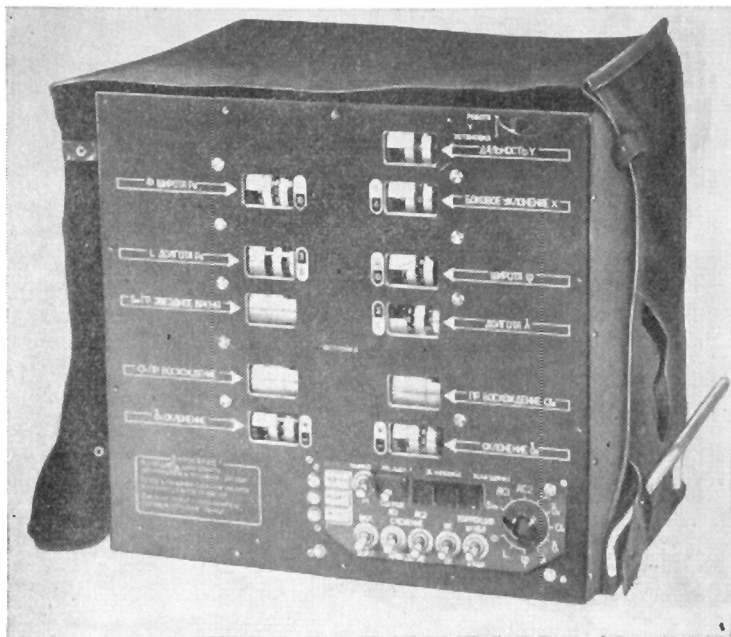


Рис. 8.5. Вычислитель астроориентатора БЦ-63А

В дневном полете численные ортодромические координаты от системы счисления поступают в астроориентатор и используются для определения курса по Солнцу. Ортодромические координаты поступают также на счетчики и пересчитываются в географические. Полученные географические координаты также поступают на счетчики.

Курсовая система используется для стабилизации секстантов по курсу при развороте самолета.

В режиме настройки решается обратная задача. По экваториальным координатам звезд, географическим координатам места самолета, гринвичскому звездному времени и курсу вычисляются высоты и курсовые углы светил. Эти данные автоматически передаются на секстанты, заставляя их разворачиваться и занять направление на выбранные звезды.

Таков принцип работы астроориентатора БЦ-63 (63А).

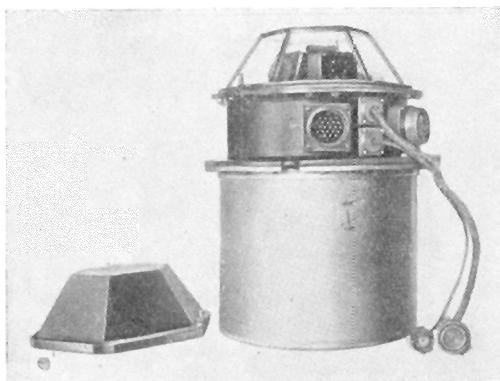


Рис. 8.6. Автоматический секстант астро-ориентатора БЦ-63А

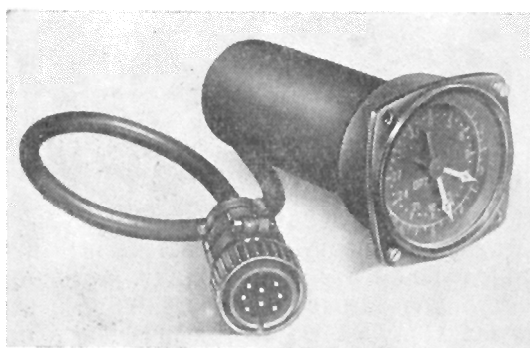


Рис. 8.7. Указатель курса астроориентатора БЦ-63 63А)

§ 8.3. АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Инерциальный принцип решения задачи определения путевой скорости и места самолета достаточно прост и надежен. Однако он обладает тем недостатком, что требует высокой точности стабилизации чувствительных элементов — акселерометров. Такая стабилизация акселерометров может быть выполнена с помощью небесных светил. Этот принцип положен в основу *астроинерциальных навигационных систем*.

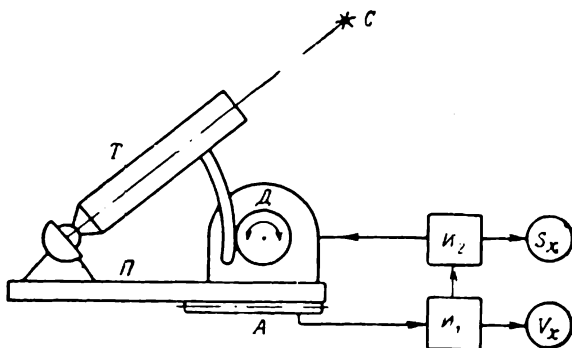


Рис. 8.8. Схема одного канала астроинерциальной навигационной системы:

Π —платформа; A —акселерометр; T —телескоп; D —двигатель; I_1 , I_2 —интеграторы

На рис. 8.8 показана схема одномерной астроинерциальной навигационной системы.

Она состоит из платформы Π с жестко укрепленным на ней чувствительным элементом — акселерометром A и электрическим двигателем D , телескопа T с зубчатым сектором для слежения за светилом, двух интеграторов I_1 и I_2 .

С помощью телескопа осуществляется слежение за светилом C . Система слежения за светилом на рисунке не показана.

Если самолет неподвижен и платформа первоначально установлена в горизонтальном положении, то сигнал на выходе акселерометра равен нулю, так как направление действия ускорения силы тяжести перпендикулярно измерительной оси акселерометра. Сигнал на выходе интеграторов отсутствует, платформа остается в прежнем положении относительно телескопа, т. е. в горизонтальном положении.

Если за счет некоторых причин (перемещения самолета, погрешностей в выставке платформы и др.) платформа вышла на некоторый малый угол из плоскости горизонта, то появляется составляющая ускорения силы тяжести в направлении измери-

тельной оси акселерометра

$$g_x = g \sin \mu,$$

где μ — угол наклона платформы к горизонту.

На выходе акселерометра появляется сигнал. Двойное его интегрирование дает сигнал, пропорциональный углу поворота платформы. Этот сигнал поступает на двигатель и заставляет его вращаться. Вследствие того, что телескоп осуществляет непрерывное и жесткое слежение за светилом, платформа начинает поворачиваться относительно оси, перпендикулярной оси телескопа, в сторону уменьшения угла отклонения. При этом уменьшается величина сигнала с выхода акселерометра и сигнала, поступающего с интеграторов на обрабатывающий двигатель D . Платформа стремится вернуться в исходное положение в плоскость горизонта.

Систему можно сделать инвариантной по отношению к ускорениям самолета, т. е. можно сделать ее такой, что ускорения самолета не будут выводить платформу из плоскости горизонта.

В этом случае в полете платформа все время будет оставаться в плоскости горизонта. Этим осуществляется необходимая стабилизация акселерометра в горизонтальной плоскости, следовательно, он будет измерять только ускорения самолета. Первое интегрирование измеренного ускорения самолета дает составляющую путевой скорости W_x , а второе — составляющую пройденного пути S_x .

Если платформа стабилизируется и по другой оси с помощью другого телескопа, акселерометра и интеграторов, то получают составляющие W_y, S_y . По этим составляющим легко получить путевую скорость и координаты места самолета:

$$\left. \begin{aligned} W &= \sqrt{W_x^2 + W_y^2}, \\ x &= x_0 + S_x, \\ y &= y_0 + S_y. \end{aligned} \right\} \quad (8.7)$$

Наряду с этим с помощью системы могут непрерывно измеряться высоты двух звезд, на которые направлены телескопы. Высоты равны углу между плоскостью платформы и оптической осью телескопа. Эта информация также может быть использована для определения координат места самолета.

Кроме того, за счет стабилизации платформы в плоскости истинного горизонта система представляет собой невозмущаемую ускорениями самолета вертикаль, которая может быть использована для различных целей: стабилизация бомбардировочного прицела, выдачи сигналов на авиагоризонт и т. д. Поэтому астроинерциальные навигационные системы называют также астроинерциальной вертикалью.

Для определения условий, которые делают систему инвариантной по отношению к внешним возмущениям, рассмотрим одномерную астроинерциальную систему.

В точке A платформа Π системы установлена в горизонтальное положение (рис. 8.9). Предположим, что при перемещении самолета из точки A в точку B за счет некоторых причин платформа получила наклон к местному горизонту, определяемый углом Θ . Если самолет следует с ускорением \dot{W} , то на выходе акселерометра, измерительная ось которого параллельна плоскости платформы, появится сигнал

$$U_1 = k_1 (\dot{W} \cos \Theta - g \sin \Theta),$$

где k_1 — некоторый масштабный коэффициент.

Вследствие малости угла Θ это соотношение можно представить как

$$U_1 = k_1 (\dot{W} - g\Theta). \quad (8.8)$$

Двойное интегрирование (8.8) дает представление о сигнале на выходе второго интегратора

$$U_3 = k_1 k_2 k_3 \int_0^t \int_0^t (\dot{W} - g\Theta) dt dt,$$

где k_2 и k_3 — коэффициенты, характеризующие интеграторы.

Параметры обрабатывающего электродвигателя можно подобрать так, чтобы угол поворота платформы β при перемещении самолета был бы пропорционален сигналу U_3

$$\beta = k_4 U_3 = k_1 k_2 k_3 k_4 \int_0^t \int_0^t (\dot{W} - g\Theta) dt dt.$$

Из рис. 8.9

$$\beta = \alpha - \Theta + h_0,$$

поэтому

$$K \int_0^t \int_0^t (\dot{W} - g\Theta) dt dt = \alpha - \Theta + h_0, \quad (8.9)$$

где $K = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4$.

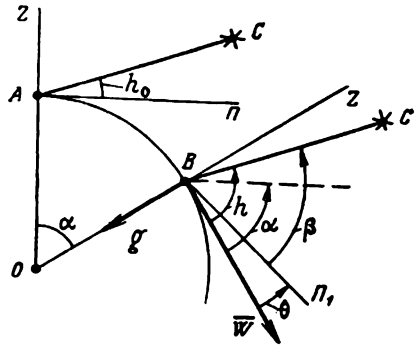


Рис. 8.9. К выводу дифференциального уравнения, описывающего астроинерциальную навигационную систему

После двойного интегрирования (8.9) получим

$$K(\dot{W} - g\Theta) = \ddot{\alpha} - \ddot{\Theta} + \ddot{h}_0.$$

Пройденное самолетом расстояние характеризуется углом α , поэтому

$$\dot{\alpha} = \frac{W}{R}, \text{ а } \ddot{\alpha} = \frac{\dot{W}}{R} - \frac{\dot{R}W}{R^2},$$

где R — радиус Земли;

W — путевая скорость самолета;

\dot{R} — вертикальная скорость самолета.

С учетом этого получим следующее дифференциальное уравнение:

$$K(\dot{W} - g\Theta) = \frac{\dot{W}}{R} - \dot{R}\frac{W}{R^2} - \ddot{\Theta} + \ddot{h}_0. \quad (8.10)$$

В этом уравнении \ddot{h}_0 — угловое ускорение оптической оси телескопа. Будем считать, что устойчивое слежение за светилом обеспечивает $\ddot{h}_0 = \dot{h}_0 = 0$. Будем полагать также, что вертикальная скорость самолета R равна нулю. Тогда полученное дифференциальное уравнение принимает такой вид:

$$K\dot{W} - Kg\Theta = \frac{\dot{W}}{R} - \ddot{\Theta}, \quad (8.11)$$

или

$$\ddot{\Theta} - Kg\Theta = \dot{W}\left(K - \frac{1}{R}\right). \quad (8.12)$$

Отсюда следует, что для получения инвариантной системы относительно ускорения самолета \dot{W} должно быть выполнено условие

$$K = \frac{1}{R}. \quad (8.13)$$

При таком выборе коэффициента K дифференциальное уравнение, описывающее поведение астроинерциальной навигационной системы, принимает вид

$$\ddot{\Theta} - \frac{g}{R}\Theta = 0. \quad (8.14)$$

Таким же уравнением характеризуются колебания маятника Шулера, следовательно, астроинерциальная навигационная система подобна маятнику Шулера. Платформа системы совершает незатухающие гармонические колебания с периодом $T = 84,4$ мин и амплитудой Θ_0 , равной начальной погрешности ее установки в плоскости горизонта.

Введение внешней навигационной информации в систему, например путевой скорости от доплеровского измерителя скорости и угла сноса, позволяет добиться затухающего характера колебаний платформы*.

Астроинерциальная навигационная система может включаться в контур автоматического управления летательным аппаратом. На рис. 8.10 приведена возможная структурная схема

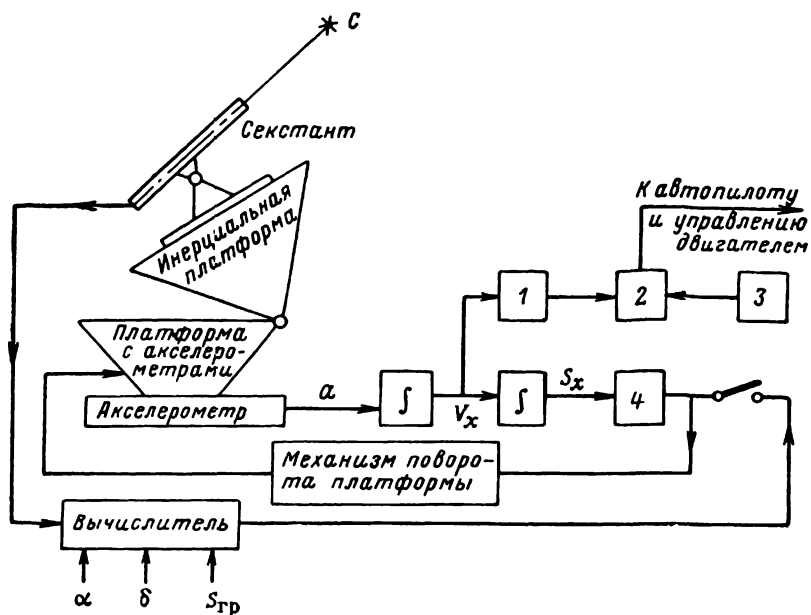


Рис. 8.10. Возможная структурная схема одного канала астроинерциальной навигационной системы:

1—вычислитель скорости; 2—блок сравнения; 3—программное устройство; 4—корректирующий блок

одного из каналов астроинерциальной навигационной системы, связанной с системой управления летательным аппаратом.

Секстант установлен на гиросtabilизированной платформе. Данные об измеренной высоте светила h поступают в вычислительное устройство. Сюда же вводятся экваториальные координаты светила и звездное гринвичское время. Эти данные используются для определения координат места самолета.

Полученные таким образом координаты места самолета поступают в корректирующий блок 4, где сравниваются с координатами места самолета, полученными путем двойного интегрирования ускорений самолета. При несовпадении сигналов на вто-

* Более подробная теория астроинерциальных систем излагается, например, в [20] и [36].

рой интегратор подается постоянное корректирующее смещение, которое приводит показания инерциальной части к показаниям астрономического вычислителя.

Сигнал, определяющий скорость аппарата, от вычислителя скорости I поступает в блок сравнения 2 и сравнивается с программным значением, поступающим из программного или задющего устройства 3 .

Аналогично сравниваются значения других заданных и фактических параметров. На схеме эти другие системы сравнения не показаны.

При несовпадении программных и фактических параметров сигнал ошибки поступает на автопилот и другие механизмы управления, которые приводят летательный аппарат к заданному режиму.

Вес современных астронавигационных систем не превышает нескольких десятков килограммов. Системы обеспечивают наибольшую точность при больших дальностях полета [37].

Астроинерциальная навигационная система установлена на американском управляемом самолете-снаряде «Снарк». Вес системы составляет 454 кг при весе вычислителя около 40 кг [37].

В США в настоящее время выпускаются миниатюрные гиросtabilизированные платформы астроинерциальных систем с интегрирующими гироскопами и акселерометрами, находящимися в общем алюминиевом блоке высотой 28 см и диаметром 24,3 см. Такие платформы предназначаются для астроинерциальных систем управляемых ракет [37].

Астроинерциальные навигационные системы предполагают устанавливать также на межконтинентальных бомбардировщиках В-58 «Конвер» и В-70 «Норт Америкэн». Система будет входить составной частью в общую навигационно-бомбардировочную систему самолета.

§ 8. 4. КОМПЛЕКСНЫЕ СИСТЕМЫ С АСТРОНОМИЧЕСКИМИ ДАТЧИКАМИ

Используемые в комплексных навигационных системах астрономические датчики компенсируют недостатки геомагнитных и радиотехнических датчиков и систем. Это определяется существенными преимуществами астрономических средств и методов навигации. С помощью астрономических средств возможно изменение курса с высокой точностью, недоступной другим типам курсовых приборов. Астрономические средства позволяют определять координаты места самолета практически с постоянной точностью, не зависящей ни от дальности, ни от продолжительности полета. Имеются и другие преимущества астрономических средств.

Рассмотрим один из возможных вариантов такой системы, предназначенной для сверхзвукового транспортного самолета [27].

Система включает стабилизируемую в плоскости горизонта платформу, доплеровский локатор, астрокорректор и цифровой вычислитель (рис. 8.11). В качестве астрокорректора используется автоматический секстант. Он стабилизируется по крену и тангажу от стабилизированной платформы. Сигналы для наведения секстанта на выбранную звезду по высоте и курсовому углу поступают от центрального цифрового вычислителя.

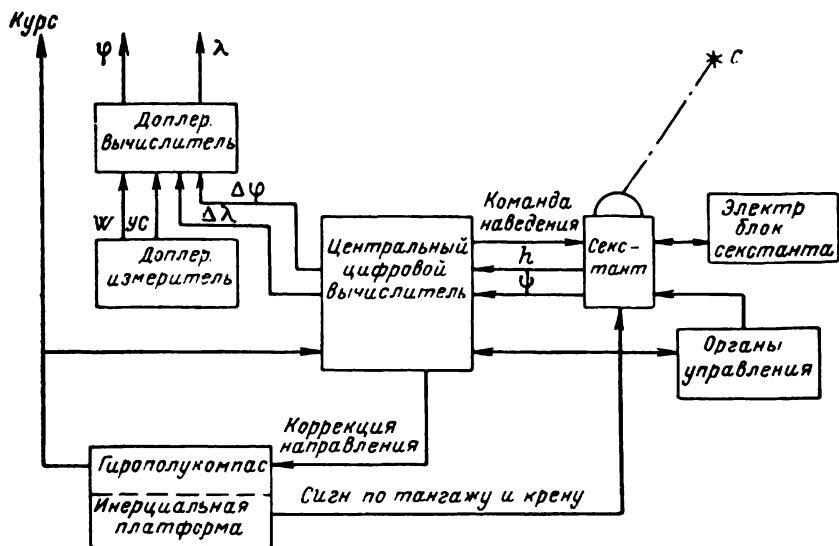


Рис. 8.11. Блок-схема астродоплеровской навигационной системы для сверхзвукового транспортного самолета

Измеренные значения высоты и курсового угла светила поступают в вычислитель и используются для расчета поправок в значения широты и долготы места самолета, полученных счислением пути по данным доплеровского измерителя или инерциальным методом. Наряду с этим астрономический датчик используется для коррекции курса.

Как известно, погрешности счисления пути по данным доплеровского измерителя и погрешности инерциального метода возрастают со временем. Подобная система позволяет исключить (скомпенсировать) накапливающиеся погрешности в определении координат места самолета.

Для определения места самолета предусматривается поочередная пеленгация двух звезд.

В системе предусмотрено использование автоматического секстанта, работающего по звездам в дневных и ночных условиях. Высоты звезд измеряются в пределах от 40 до 80°. При сверхзвуковом полете предусматривается охлаждение секстанта.

В секстанте предполагается применение фотоэлемента, чувствительного к инфракрасным лучам (пиковая характеристика на $0,82\mu$). Поле зрения секстанта $10-15'$. Предполагают, что с помощью такого секстанта можно в условиях дневного полета пеленговать звезды с видимой яркостью до звездной величины плюс 2,5.

Модуляция светового потока от звезды осуществляется с помощью вращающегося оптического клина. В секстанте предусмотрен автоматический солнечный фильтр. Устройство подвеса секстанта по высоте и азимуту смонтировано на внутренней раме подвеса платформы крена и тангажа, устанавливаемой в плоскости горизонта.

Погрешность учета атмосферной рефракции, рефракции остекления и изменения рефракции за счет изменения плотности и температуры вблизи защитного стекла секстанта характеризуются средней квадратической ошибкой $0,5$. Погрешность в определении вертикали обычно составляет от 5 до $10'$, а в некоторых случаях и менее. Погрешность центрального вычислителя в вычислении высоты и курсового угла равна $0,5$.

При указанных погрешностях астрокорректора и погрешности в определении вертикали, равной $3'$, при высоте звезды 45° погрешность в курсе составляет всего $2,5$, а при высоте 60° составляет $3,7$. При погрешности в определении вертикали $6'$ погрешности соответственно будут равны $4,4$ и $6,8$.

Погрешность в определении места самолета при разности азимутов 75° составит примерно $4'$ (при погрешности в определении вертикали, равной $3'$) и около $7'$ (при погрешности в определении вертикали, равной $6'$).

По данным работы [27], подобная система позволит сверхзвуковым самолетом выполнять надежные полеты в коридоре шириной $\pm 10'$.

§ 8.5. ПОГРЕШНОСТИ АСТРООРИЕНТАТОРОВ

Погрешности астроориентаторов обусловлены погрешностью в определении вертикали, погрешностями пеленгации, погрешностями учета рефракции атмосферы и защитных стекол астросекстантов, погрешностью, вносимой вычислителем, погрешностью ввода экваториальных координат светил, времени и некоторыми другими причинами.

Выясним влияние основных первичных погрешностей. При анализе погрешности курсовой части рассматриваться не будут, так как они были подробно рассмотрены в гл. VII.

Получим общие уравнения, характеризующие погрешности астроориентатора любого типа.

В общем случае в астроориентаторе измеряются некоторые два параметра P_1 и P_2 с помощью плоскостей пеленгации, сов-

падающих с плоскостью измерения данного параметра. Эти параметры измеряются для определения координат места самолета η и ϑ . Пусть оси OK_1 и OK_2 — оси максимальной чувствительности соответствующих плоскостей пеленгации (рис. 8.12).

За счет некоторого возмущающего вращательного движения первая пеленгаторная система получает вращательное движение, характеризуемое вектором $d\Pi_1$ в направлении оси максимальной чувствительности первой плоскости пеленгации. Вследствие жесткого слежения за светилами за счет этого вращения первая плоскость пеленгации повернется относительно оси второй пеленгаторной системы OC_2 . Это вращение характеризуется вектором $\frac{d\Pi_1}{\sin \Delta\beta}$. Величина этого вектора такова, что его проекция на ось максимальной чувствительности первой плоскости пеленгации равна $d\Pi_1$.

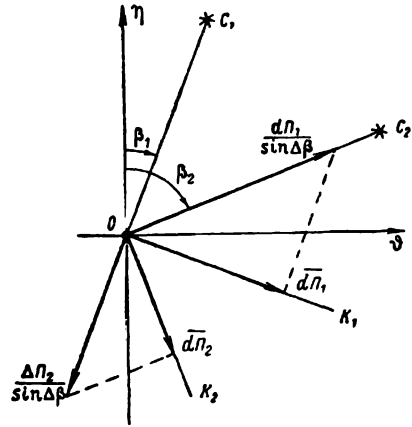


Рис. 8.12. К определению погрешностей измерения координат места самолета пеленгацией двух светил

Аналогично, при проекции вектора возмущающего вращения на ось максимальной чувствительности второй плоскости пеленгации, равной $d\Pi_2$, она повернется относительно оси первой пеленгаторной системы OC_1 на угол $\frac{d\Pi_2}{\sin \Delta\beta}$.

Вращательные движения $\frac{d\Pi_1}{\sin \Delta\beta}$ и $\frac{d\Pi_2}{\sin \Delta\beta}$ можно представить в виде геометрической суммы составляющих в направлении осей некоторой исходной системы координат $O\eta\vartheta$. Поэтому погрешности в определении координат места самолета можно представить как

$$\Delta\eta = - \frac{d\Pi_1 \sin \beta_2 - d\Pi_2 \sin \beta_1}{\sin \Delta\beta}, \quad (8.15)$$

$$\Delta\vartheta = - \frac{d\Pi_2 \cos \beta_1 - d\Pi_1 \cos \beta_2}{\sin \Delta\beta}. \quad (8.16)$$

Этими соотношениями определяются зависимости между возмущающими вращениями в направлении осей максимальной чувствительности $d\Pi_1$, $d\Pi_2$ и погрешностями определения координат места самолета $\Delta\eta$ и $\Delta\vartheta$.

Воспользуемся этими соотношениями для анализа погрешностей определения координат места самолета с помощью астроориентатора, основанного на измерении высот двух светил. Примером такого астроориентатора, как уже говорилось, является астроориентатор типа БЦ-63 (63А).

Для астроориентатора такого типа в уравнениях (8.15), (8.16) $\beta = A$, $\Delta\beta = \Delta A$, а также $\Delta\eta = \Delta\varphi$ и $\Delta\eta = \Delta\lambda \cos\varphi$.

Рассмотрим прежде всего влияние погрешностей измерения высот светил автоматическими секстантами.

Погрешности измерения высот светил характеризуются векторами \overline{dh}_1 и \overline{dh}_2 , которые расположены в направлении оси максимальной чувствительности соответствующей плоскости пеленгации $d\Pi_1 = dh_1$ и $d\Pi_2 = dh_2$. Поэтому из (8.15) и (8.16) получим

$$\Delta\varphi = -\frac{\Delta h_1 \sin A_2 - \Delta h_2 \sin A_1}{\sin \Delta A},$$

$$\Delta\lambda = -\frac{\Delta h_2 \cos A_1 - \Delta h_1 \cos A_2}{\cos \varphi \sin \Delta A},$$

где ΔA — разность азимутов светил.

Этими уравнениями определяется величина погрешностей определения широты и долготы места самолета за счет ошибок измерения высот светил.

Из этих соотношений следует, что для уменьшения погрешностей определения координат места самолета целесообразно выбирать светила с разностью азимутов, близкой к 90° . Кроме того, с увеличением широты места самолета погрешность определения долготы возрастает. Вообще (при $\varphi > 0^\circ$) она всегда больше погрешности определения широты.

Как уже было показано, эти соотношения используются в астроориентаторе типа БЦ-63 для определения поправок в численные значения широты и долготы места самолета (8.2), (8.3).

Погрешность в определении места самолета определяется соотношением

$$\Delta S = \sqrt{(\Delta\varphi)^2 + (\Delta\lambda \cos\varphi)^2}. \quad (8.17)$$

Подставляя сюда полученные соотношения $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ (при $\Delta h_1 = \Delta h_2$), будем иметь

$$\Delta S = \frac{\Delta h \sqrt{2}}{\sin \Delta A} \sqrt{1 - \cos \Delta A}. \quad (8.18)$$

Величина погрешности определения места самолета также зависит от разности азимутов светил, однако зависимость эта несколько иная, чем для погрешностей $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$. Важно отметить, что величина погрешности ΔS не зависит от широты места самолета.

Рассмотрим влияние погрешностей стабилизации секстантов в плоскости истинного горизонта.

Будем считать, что стабилизация обоих секстантов производится от одного стабилизатора. Это предположение является вполне обоснованным, так, например, автоматические секстанты БЦ-63 (63А) стабилизируются от одного гироскопического стабилизатора — ЦГВ.

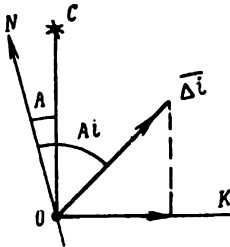


Рис. 8.13. Возмущающий вектор $\overline{\Delta i}$ и его проекция на ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации

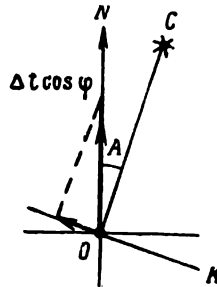


Рис. 8.14. Возмущающий вектор $\overline{\Delta t}$ и его проекция на ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации

Из рис. 8.13 проекция возмущающего вектора $\overline{\Delta i}$ на направление оси максимальной чувствительности определяется соотношением

$$d\Pi = \Delta i \sin(A_i - A). \quad (8.19)$$

Учитывая это в уравнениях (8.15) и (8.16), получим

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varphi &= -\Delta i \sin A_i, \\ \Delta\lambda \cos \varphi &= -\Delta i \cos A_i, \end{aligned} \right\} \quad (8.20)$$

где A_i — азимут оси возмущающего кренового вращения секстантов.

Погрешность в определении места самолета

$$\Delta S = \Delta i \quad (8.21)$$

не зависит ни от разности азимутов светил, ни от широты места самолета.

Рассмотрим влияние погрешности ввода времени в астроориентатор Δt .

Вектор этой погрешности совпадает с направлением оси мира. Поэтому его проекция на горизонтальную плоскость будет $\Delta t \cos \varphi$.

Из рис. 8.14.

$$d\Pi = -\Delta t \cos \varphi \sin A.$$

Учитывая это, из уравнений (8.15) и (8.16) получим

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varphi &= 0, \\ \Delta\lambda &= \Delta t \end{aligned} \right\} \quad (8.22)$$

и

$$\Delta S = \Delta t.$$

Таким образом, и эта погрешность не зависит от широты места самолета и разности азимутов светил. Погрешность ввода времени вызывает только погрешность определения долготы места самолета. Например, ошибка ввода времени, равная 1 мин, вызовет погрешность в долготе, равную 15'.

Рассмотрим погрешности определения координат места самолета с помощью экваториальных астроориентаторов. В астроориентаторах такого типа отдельно определяются широта и долгота места самолета: широта путем измерения склонения светила, а долгота измерением местного часового угла одного из светил.

В экваториальных астроориентаторах телескопы устанавливаются в плоскости круга склонения светила, поэтому оси максимальной чувствительности плоскостей пеленгации, с помощью которых определяется широта места самолета, лежат в плоскости небесного экватора. Положение телескопа характеризуется также местным часовым углом светила t , который отсчитывается от «южной» точки экватора Θ , поэтому для данного случая в уравнении (8.15) $\beta = t - 180^\circ$, $\Delta\beta = \Delta t = \Delta\alpha$, где $\Delta\alpha$ — разность прямых восхождений светил. Как и в предыдущем случае, $\Delta\eta = \Delta\varphi$ и $\Delta\delta = \Delta\lambda \cos \varphi$.

Рассмотрим вначале влияние погрешностей установки телескопов по склонению. В этом случае $d\Pi = \Delta\delta$, тогда из уравнения (8.15)

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta\delta_1 \sin t_2 - \Delta\delta_2 \sin t_1}{\sin \Delta\alpha}. \quad (8.23)$$

Из (8.23) следует, что для уменьшения влияния этой погрешности необходимо выбирать светила с разностью прямых восхождений, близкой к 90° . Вследствие того, что прямые восхождения светил не изменяются за счет вращения Земли и перемещения самолета, выбранные два светила обеспечивают работу канала широты астроориентатора в течение всего полета, если, конечно, оба светила или одно из них не опустятся во время полета под горизонт.

Для обеспечения минимальной погрешности определения широты места самолета при использовании экваториального астроориентатора следует выбирать такую пару светил соответствующей яркости, разность прямых восхождений которых близка к 90° и которые в данном полете не являются заходящими. При использовании такой пары светил не требуется перестройки астроориентатора в полете на новую пару звезд.

Рассмотрим влияние креновой погрешности на точность определения широты места самолета. Вектор $\overline{\Delta i}$, характеризующий крен астроориентатора, располагается в горизонтальной плоскости. Его проекцию на плоскость небесного экватора обозначим $\overline{\Delta i'}$, а направление будем характеризовать местным часовым углом t_i .

Из рис. 8.15 проекция вектора $\overline{\Delta i'}$ на ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации астроориентатора определяется соотношением

$$d\Pi = \Delta i' \sin(t_i - t). \quad (8.24)$$

С учетом этого из уравнения (8.15) получим

$$\Delta\varphi = \Delta i' \sin t_i. \quad (8.25)$$

Из (8.25) следует, что наиболее опасными являются крены астроориентатора, обусловленные вращением относительно оси запад—восток. Эти крены вызывают наибольшую погрешность в определении широты места самолета.

Погрешность ввода времени не вызывает погрешности в определении широты, так как проекция вектора $\overline{\Delta i}$ на ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации при определении широты равна нулю.

Проведем анализ погрешностей измерения долготы места самолета. Долгота определяется путем измерения местного часового угла одного из светил. Это измерение осуществляется плоскостью пеленгации, проходящей через ось мира и оптическую ось телескопа.

Изменение долготы места самолета характеризуется вращением самолета относительно оси мира PP' , в направлении этой же оси располагается вектор, характеризующий погрешность ввода времени в астроориентатор $\overline{\Delta t}$. Поэтому независимо от склонения и часового угла светила

$$\Delta\lambda = \Delta t. \quad (8.26)$$

Крен астроориентатора вызовет также погрешность в определении долготы места самолета. Действительно, вектор кренового вращения расположен в горизонтальной плоскости. Следовательно, в общем случае его проекция на ось мира не равна нулю. Максимальное значение креновой погрешности будет при крене, ось которого расположена в направлении полуденной линии NS .

Как видно из рис. 8.16,

$$\Delta\lambda_{\max} = \Delta i \cos \varphi, \quad (8.27)$$

где φ — широта места самолета.

Как это следует из (8.27), особенно опасны крены в экваториальных областях. С увеличением широты при прочих равных условиях креновая погрешность определения долготы места самолета уменьшается.

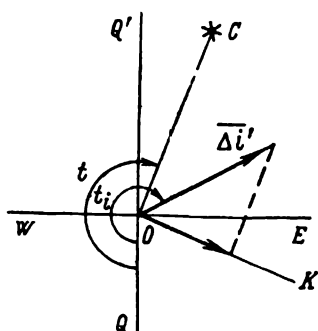


Рис. 8.15. Проекция вектора $\overline{\Delta i'}$ на ось максимальной чувствительности плоскости пеленгации

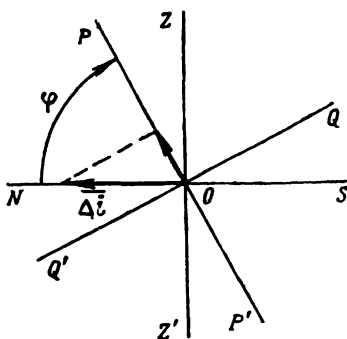


Рис. 8.16. Влияние некомпенсированного крена секстанта астроориентатора на точность определения долготы места самолета

В заключение отметим, что погрешности измерения склонения светил не вызывают ошибок в определении долготы места самолета.

§ 8.6. ПОДГОТОВКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО АСТРООРИЕНТАТОРА

Подготовка исходных данных для применения астроориентатора в полете будет рассмотрена на примере астроориентатора типа БЦ-63 (63А).

Подготовка исходных данных включает:

- выбор, расчет и прокладку главной ортодромии;
- определение точки начала отсчета координаты y и расчет величины y_0 ;
- расчет широты и долготы полюса главной ортодромии;
- определение возможностей применения астроориентатора в зависимости от условий естественного освещения;
- выбор рабочих пар звезд и определение координат точек перестройки астроориентатора на другие звезды;
- расчет звездного гринвичского времени

Выбор, расчет и прокладка главной ортодромии. Выбор главной ортодромии экипаж осуществляет исходя из задачи и условий полета. Расчет и прокладка маршрута производятся обычными известными методами. Для обеспечения работы астроориентатора по маршруту на карте обозначают точки начала (окон-

чания) работы астроориентатора по звездам, определяемые условиями естественного освещения, и точки начала (окончания) работы в дневных условиях по Солнцу. На карте отмечаются также точки перестройки астроориентатора на новую пару звезд.

Определение точки начала отсчета координаты y и расчет величины y_0 . В астроориентаторе типа БЦ-63 (63А) точкой начала отсчета координаты y может быть любая точка выбранной главной ортодромии. Эта точка выбирается экипажем исходя из выполняемой в полете задачи и навигационной обстановки.

Чаще всего в качестве такой точки выбирают или ИПМ или цель (КПМ). В первом случае координата y указывает в каждый данный момент расстояние по ортодромии от ИПМ, а во втором — расстояние, оставшееся до цели (КПМ).

Для первого случая над ИПМ или на аэродроме перед взлетом счетчик y астроориентатора устанавливают на значение $y_0=0$, а для второго — на значение расстояния по ортодромии S от цели до ИПМ (аэродрома), взятого со знаком минус $y_0=-S$.

Расстояние S можно рассчитать с помощью счетно-клавишный машин по известной формуле

$$\cos S = \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 \cos (\lambda_2 - \lambda_1), \quad (8.28)$$

где φ_1 и λ_1 — сферические координаты первой точки (ИПМ);

φ_2 и λ_2 — сферические координаты второй точки (цели или КПМ).

Сферическая широта φ получается путем пересчета географической широты φ_r по формуле

$$\varphi = \varphi_r - 9' \sin 2\varphi_r.$$

Полученное по формуле (8.28) значение расстояния S в градусах необходимо перевести в минуты дуги S' , а затем в километры

$$S = 1,853 \cdot S'. \quad (8.29)$$

Можно воспользоваться и такой известной формулой для расчета расстояния:

$$\sin S = \frac{\sin (\lambda_2 - \lambda_1) \cos \varphi_2}{\sin \beta_0}, \quad (8.30)$$

где β_0 — путевой угол ортодромии в точке с координатами φ_1 , λ_1 (ИПМ).

Расстояние S можно рассчитать также с помощью вычислителя астроориентатора. Методика расчета будет дана ниже.

Полученное значение расстояния S вводится не только в астроориентатор, но и при необходимости в систему счисления пути.

Расчет широты и долготы полюса ортодромии. Положение выбранной главной ортодромии задается в астроориентаторе типа БЦ-63 (63А) широтой Φ и долготой L ее полюса.

Существует несколько способов расчета координат полюса главной ортодромии:

- с помощью навигационного глобуса;
- с помощью гномонической сетки;
- с помощью СКМ или ЭЦВМ (аналитический расчет);
- по номограммам;
- с помощью вычислителя астроориентатора.

Первые два способа обеспечивают очень низкую точность решения задачи, поэтому на практике сейчас не применяются.

Аналитический расчет с помощью СКМ или ЭЦВМ производится по формулам сферической тригонометрии. Наиболее простыми являются следующие расчетные формулы:

для расчета долготы полюса ортодромии

$$\operatorname{ctg} \left(L - \frac{\lambda_1 + \lambda_2}{2} \right) = \operatorname{tg} \left(\frac{\lambda_2 - \lambda_1}{2} \right) \sin (\varphi_1 + \varphi_2) \operatorname{cosec} (\varphi_2 - \varphi_1), \quad (8.31)$$

для расчета широты полюса ортодромии

$$\operatorname{tg} \Phi = -\operatorname{ctg} \varphi_1 \cos (\lambda_1 - L), \quad (8.32)$$

или

$$\operatorname{tg} \Phi = -\operatorname{ctg} \varphi_2 \cos (\lambda_2 - L). \quad (8.33)$$

В этих формулах φ_1 и λ_1 — сферические координаты первой точки ортодромии, а φ_2 и λ_2 — сферические координаты второй ее точки.

Для расчета по формулам географические широты точек ортодромии должны быть пересчитаны в сферические

$$\varphi = \varphi_r - 9' \sin 2\varphi_r, \quad (8.34)$$

а полученная в результате расчета сферическая широта полюса ортодромии — в географическую

$$\Phi_r = \Phi + 9' \sin 2\Phi. \quad (8.35)$$

Если предварительно было определено значение путевого угла ортодромии (β_0) в первой точке, то координаты полюса можно рассчитать, используя более простые соотношения:

$$\sin \Phi = -\cos \varphi_1 \sin \beta_0, \quad (8.36)$$

$$\sin (\lambda_1 - L) = -\cos \beta_0 \sec \Phi. \quad (8.37)$$

Аналитический способ обеспечивает высокую точность решения задачи, однако является весьма трудоемким.

Для сокращения времени на определение широты и долготы ортодромии Д. П. Выск предложил номографический способ решения. Издан сборник таких номограмм [22].

Для расчета долготы полюса ортодромии номограммы рассчитаны по формулам

$$\left. \begin{aligned} \Delta L &= \arctg \frac{1 - A \cos \Delta \lambda}{A \sin \Delta \lambda}, \\ \Delta \varphi &= \arctg \frac{\operatorname{tg} \varphi_1}{B} - \varphi_1, \end{aligned} \right\} \quad (8.38)$$

где

$$A = \frac{\operatorname{tg} \varphi_1}{\operatorname{tg} (\varphi_1 + \Delta \varphi)} ;$$

$$B = \frac{1}{\sin \Delta \lambda \operatorname{tg} \Delta L + \cos \Delta \lambda} ;$$

ΔL — приращение долготы, определяемое с помощью номограмм и вводимое в долготу первой точки.

Построение номограмм для определения широты полюса ортодромии выполнено по формуле

$$\Phi = \arctg (\cos \Delta L \operatorname{ctg} \varphi_1). \quad (8.39)$$

Номограммы позволяют определять и координаты промежуточных точек ортодромии. Порядок работы с номограммами показан в сборнике номограмм [22].

Расчет координат полюса ортодромии с помощью номограмм также требует предварительного пересчета географической широты точек в сферическую по формуле (8.34) и последующего пересчета сферической широты полюса ортодромии в географическую по формуле (8.35). Все это, а также большое количество номограмм делают довольно сложным определение координат полюса ортодромии с помощью номограмм. Кроме того, номограммы обладают и некоторыми другими недостатками.

Расчет координат полюса ортодромии и других ее элементов можно производить с помощью вычислителя астроориентатора [15].

Для этой цели в вычислителе используется канал пересчета географических координат в ортодромические. Преобразователь координат вычислителя астроориентатора предназначен для определения ортодромических координат места самолета x , y по известным географическим координатам φ , λ и координатам полюса ортодромии Φ , L . Он представляет собой механизм для решения сферического треугольника (MNP_0 на рис. 8.3). С помощью такого механизма можно решать в принципе любые сферические треугольники, точнее — можно решать такие сферические треугольники, у которых известны две стороны и угол между ними.

На этом основано использование вычислителя астроориентатора для расчета координат полюса и других элементов ортодромии.

Необходимые установки на шкалах вычислителя для определения соответствующих элементов и порядок обработки полученных результатов представлены в табл. 8.1 и 8.2. Для первого варианта решения дан и результат решения примера. Исходные данные видны из таблицы. Перед началом решения на счетчиках вычислителя нужно установить $\Phi = 0^\circ$, $L = 0^\circ$, $\varphi = 0^\circ$, $\lambda = 0^\circ$ и $y = 0$ км.

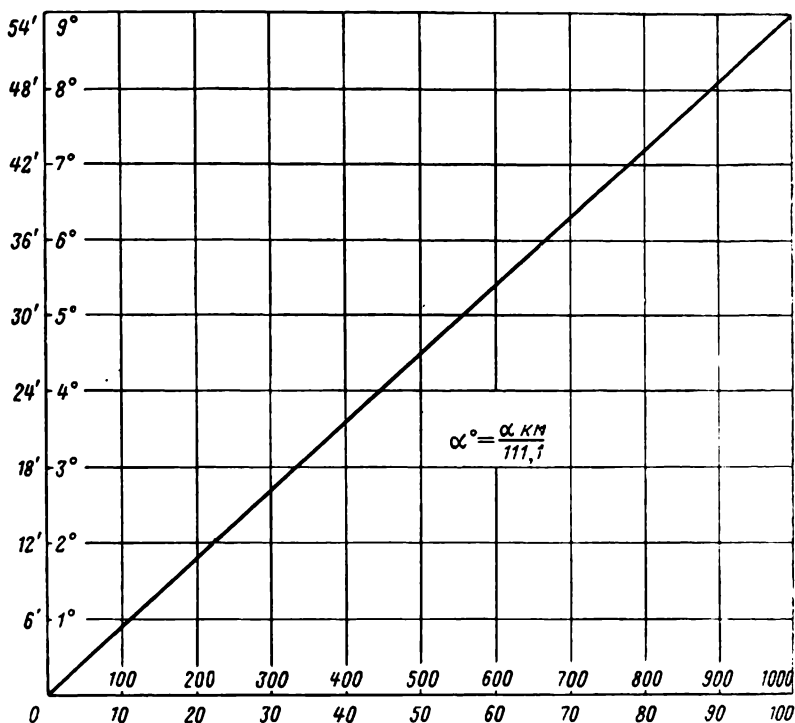


Рис. 8.17. График для пересчета линейных величин в угловые

Применение этого способа также требует предварительного пересчета географических широт в сферические и последующего пересчета сферической широты в географическую.

Этот способ достаточно прост, его применение возможно и непосредственно на аэродроме и даже в полете; в этом его несомненное преимущество перед всеми другими способами.

Недостатком этого способа является необходимость пересчета полученных значений Φ и L в линейной мере в угловые величины. Наиболее просто эта операция выполняется с помощью графика (рис. 8.17).

Таблица 8.1

Первый вариант

№ по пор.	Шкалы вычисления Определяемый параметр	Установка исходных данных				Результат решения		Обработка
		Φ	L	λ	φ	x к.м.	y к.м.	
1	Расстояние S и начальный путевой угол β ₀	φ ₀ 70°	λ ₀ 100°	λ _к 30°	φ _к 0°	x ₁ 760	y ₁ -2110	S=10000-x ₁ =9240 к.м. β ₀ =270°+ $\frac{y_1}{111,1}$ =251°01'
2	Широта φ и долгота L полюса ортодромии	φ ₀ 70°	270° (всегда)	β ₀ 251°01'	0° (всегда)	x ₂ 2090	y ₂ -7769	Φ= $\frac{x_2}{111,1}$ =18°48' L=270°+λ ₀ + $\frac{y_2}{111,1}$ =300°04'
3	Расстояние от точки вертекса ортодромии до конечной точки y _к	Φ 18°48'	L 300°04'	λ _к 30°	φ _к 0°	x ₃ ≈a	y ₃ 19990	y _к =y ₃ -10 000=9990 к.м. или y _к = $\frac{y_3-10 000}{111,1}$ =89°54'
4	Географические координаты точек ортодромии	Φ 18°48'	L 300°04'	λ (задается или λ, или φ)	φ (φ или λ)	x ₄ =0 (добиваются изменениям φ или λ)	y ₄	φ или λ снимается прямо со шкалы вычислителя при x ₄ =0
5	Ортодромические координаты точек коррекции (x _п , y _п)	Φ 18°48'	L 300°04'	λ _п 70°	φ _п 60°	x ₅ -160	y ₅ 12495	x _п =x ₅ =-160 к.м. y _п =y ₃ -y ₅ =7495 к.м.
6	Географические координаты (φ _п , λ _п)	Φ 18°48'	y _к 89°54'	y _п 67°27' (7495 к.м.)	x _п -1°27' (-160 к.м.)	x ₆ 6675	y ₆ 4436	φ _п = $\frac{x_6}{111,1}$ =60°05' λ _п =90°+L- $\frac{y_6}{111,1}$ =69°59'

Второй вариант

№ по пор.	Шкалы вычислителя Определяемый параметр	Установка исходных данных				Результат решения			Обработка
		Φ	L	ψ	x к.м	y к.м			
1	Расстояние S и начальный путьевой угол β ₀	β ₀	λ ₀ —λ _к	φ _к	x ₁	y ₁	S = 10 000 — x ₁ , β ₀ = 270° + $\frac{y_1}{111,1}$		
2	Широта Φ и долгота L полюса ортодромии	β ₀	270°—β ₀	0	x ₂	y ₂	Φ = $\frac{x_2}{111,1}$, L = 270° + λ ₀ + $\frac{y_2}{111,1}$		
3	Расстояние от точки вертекса ортодромии до конечной точки у _к	Φ	λ _к —L	φ _к	x ₃ ≈0	y ₃	у _к = y ₃ — 10 000 или y' _к = $\frac{y_3}{111,1}$ — 90°		
4	Ортодромические координаты точек коррекции (x _п , y _п)	Φ	λ _п —L	φ _п	x ₄	y ₄	x _п = x ₄ , y _п = y ₃ — y ₄		
5	Географические координаты (φ _п , λ _п)	Φ	у _к —y _п	x _п	x ₅	y ₅	φ _п = $\frac{x_5}{111,1}$ λ _п = 90° + L — $\frac{y_5}{111,1}$		
6	Горизонтальные координаты светила h и A	φ	t	δ	x ₆	y ₆	h = $\frac{x_6}{111,1}$ A = 270° + $\frac{y_6}{111,1}$		

Перечисленные выше способы расчета координат полюса ортодромии имеют погрешности, которые приведены в табл. 8.3 (по данным А. Т. Митина).

Таблица 8.3

Способ расчета	Средняя квадратическая погрешность расчета	
	долготы	широты
С помощью глобуса	60'	31'
С помощью гномонической сетки	90'	32'
Номографический способ	2—3'*	2—3'*
Аналитический способ	Точность определяется в основном точностью таблиц тригонометрических функций	
С помощью вычислителя БЦ-63 (63-А)	5'	4'

* Такие погрешности решения задачи приведены в [22].

Данные таблицы позволяют сделать вывод о том, что только три способа обеспечивают достаточную точность решения задачи определения координат полюса ортодромии: номографический, аналитический способы и способ, основанный на применении вычислителя астроориентатора.

Выбор рабочих пар звезд, определение координат точек перестройки астроориентатора. Решение этой задачи производится с помощью планшетов выбора звезд ПВЗ-С и ПВЗ-Ю (рис. 8.18). Первый из них предназначен для северного полушария, а второй — для южного.

Для любого района в диапазоне широт от 0 до $\pm 90^\circ$ планшеты позволяют для обеспечения работы астроориентатора типа БЦ-63 (63А) выбрать пару звезд соответствующей яркости с разностью азимутов $90 \pm 40^\circ$ и высотами в пределах от $+10$ до $+70^\circ$. Планшеты позволяют также определить координаты точек перестройки астроориентатора на новую пару звезд.

На границе рабочих областей пар звезд обеспечивается надежная работа астроориентатора по выбранной паре при ошибке в определении места самолета до 150 км.

Планшет является двухсторонним, обе стороны одинаковы, однако построены для разных звезд. Выбор рабочих пар звезд может производиться по любой стороне планшета. Каждая сторона планшета имеет подвижный диск, линейку широт и таблицу

номеров звезд, названий и экваториальных координат звезд. На подвижном диске, представляющем собой карту звездного неба в равнопромежуточной полярной проекции, нанесены рабочие области пар звезд и шкала дат. Основание планшета имеет шкалу местного времени.

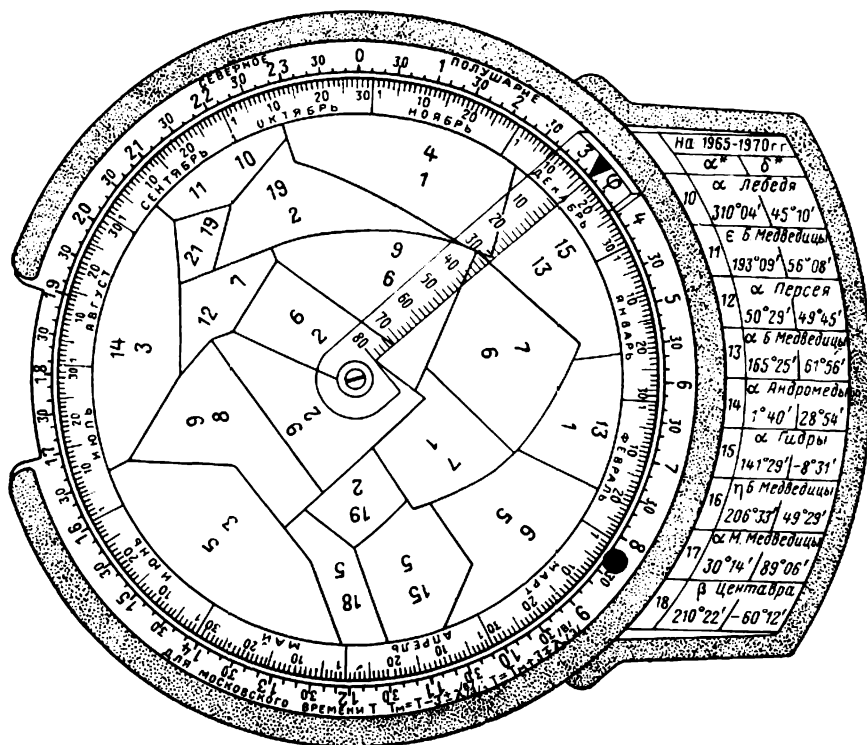


Рис. 8.18. Планшет выбора звезд для астроориентатора типа БЦ-63

Маршрут полета наносится на планшет в координатах: местное время T пролета основных точек маршрута и их широта φ .

Задача выбора рабочих пар звезд и определения координат точек перестройки решается с помощью ПВЗ следующим образом. Рассчитывают местное время T прохождения основных точек маршрута: ИПМ, ППМ и КПМ. Наносят на планшет маршрут полета в координатах T и φ . Для этого треугольный индекс линейки широты устанавливают на значение местного времени T пролета пункта маршрута, а по широте пункта φ с помощью линейки наносят точку. Соединив полученные точки, получают маршрут в координатах T и φ .

Вращением диска дату полета совмещают с нулем шкалы местного времени. Выписывают номера звезд, в рабочих областях которых проходит маршрут полета. По шкале планшета выписывают экваториальные координаты звезд α_i , δ_i и, если это необходимо, — их названия.

Точки пересечения маршрута полета с границами рабочих областей пар звезд являются точками перестройки астроориентатора на следующую пару звезд.

Для определения места перестройки на маршруте с помощью линейки широты снимают широту точки перестройки и отыскивают на карте ту точку маршрута, которая имеет широту, равную широте точки перестройки.

Можно определять момент перестройки непосредственно на планшете путем интерполирования моментов пролета близлежащих точек маршрута по поясному времени относительно точки перестройки.

Практически нет других способов выбора рабочих пар звезд, кроме способа, основанного на применении планшетов ПВЗ.

Расчет гринвичского звездного времени. Эта задача решается с помощью Авиационного астрономического ежегодника (ААЕ). Гринвичское звездное время $S_{гр}$ выбирается из ААЕ с листа с соответствующей датой на целое число часов $T_{гр}$. Поправка за минуты отыскивается с помощью интерполяционной таблицы вкладыша ААЕ.

Такова методика подготовки исходных данных для астроориентатора БЦ-63 (63А).

РАСЧЕТ И ОЦЕНКА УСЛОВИЙ ЕСТЕСТВЕННОГО ОСВЕЩЕНИЯ В ПОЛЕТЕ

Условия естественного освещения являются одним из важных факторов в полете. Правильный учет условий естественного освещения обеспечивает успешное решение задач полета. Выбор систем и средств самолетовождения по этапам маршрутного полета, разработка штурманского плана полета производятся с учетом условий естественного освещения.

§ 9.1. ДЕЛЕНИЕ СУТОК В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УСЛОВИЙ ЕСТЕСТВЕННОГО ОСВЕЩЕНИЯ

В большей части земного шара в течение суток условия естественного освещения в данной точке поверхности Земли и пространства не остаются постоянными. Происходит это за счет суточного вращения Земли вокруг своей оси.

В соответствии с условиями естественного освещения сутки делятся на светлую часть — день, на темную часть — ночь и на сумерки. Днем называют часть суток от восхода до захода Солнца, ночью — часть суток от захода до восхода Солнца, а сумерками — промежутки времени от момента наступления рассвета до момента восхода Солнца (утренние сумерки) и от момента захода Солнца до момента наступления темноты (вечерние сумерки).

Причиной того, что темнота наступает не мгновенно после захода Солнца, является земная атмосфера, отражающая солнечные лучи и освещающая отраженным от ее частиц светом Землю после того, как Солнце скроется под горизонтом. Темнота наступает постепенно, по мере того как отражение солнечных лучей при погружении Солнца под горизонт происходит от все более высоких и разреженных слоев атмосферы Земли.

В соответствии с таким делением суток полеты, бывают дневные, выполняемые в период времени между восходом и заходом Солнца, и ночные, выполняемые в период времени между заходом и восходом Солнца, включая и сумерки.

В астрономии различают истинный и видимый восход и заход светил. В моменты истинного восхода и захода центр светила находится в плоскости истинного горизонта, т. е. его высота в эти моменты равна нулю. Видимый восход и заход опре-

деляются тем моментом, когда верхний край диска светила касается линии видимого горизонта.

Для авиации наибольший интерес представляют моменты не истинного, а видимого восхода и захода Солнца и Луны, поэтому в Авиационном астрономическом ежегоднике даются именно эти моменты.

В практике различают гражданские, навигационные и астрономические сумерки. Началом (концом) гражданских сумерек считают тот момент, когда высота Солнца для наблюдателя на поверхности Земли станет равной -6° . Эта цифра определяется свойствами человеческого глаза, для которого, как показывает практика, темнота соответствует высоте Солнца меньше -6° .

Началом (концом) навигационных сумерек на поверхности Земли является тот момент, в который высота Солнца становится равной -12° , а астрономических -18° . При высотах Солнца от -6° до -12° возможно наблюдение только наиболее ярких планет и звезд, а при $h_\odot < -18^\circ$ возможно наблюдение всех звезд до 6-й звездной величины включительно.

В Авиационном астрономическом ежегоднике на каждый день приведены для соответствующих широт продолжительность утренних и вечерних гражданских и навигационных сумерек.

Для наблюдателя, находящегося на некоторой высоте над поверхностью Земли, за счет изменения плотности атмосферы начало (конец) сумерек будут определяться другими высотами Солнца.

В Авиационном астрономическом ежегоднике приведены такие приближенные значения высот Солнца под горизонтом (γ), которые на высоте полета H соответствуют степени освещенности, аналогичной началу (концу) гражданских сумерек на поверхности Земли.

Эти данные должны быть уточнены, необходимо получить такие данные и для больших высот полета. Методика определения угла γ из наблюдений в полете изложена в описании ААЕ.

Таблица 9.1

H в км	0	3	6	9	12	15
γ°	6	6,4	6,8	7,2	7,6	8,0

§ 9.2. НЕВОСХОДЯЩИЕ И НЕЗАХОДЯЩИЕ СВЕТИЛА

В средних широтах за счет суточного вращения Земли часть светил не восходит, другая часть — не заходит, а некоторые светила восходят и заходят. С увеличением широты области невосходящих и незаходящих светил увеличиваются за счет области и восходящих и заходящих светил. Для наблюдателя, находящегося на полюсах Земли, существуют только две области — область невосходящих и область незаходящих светил, на экваторе же невосходящих и незаходящих светил нет, все светила и восходят и заходят.

На практике часто приходится решать задачи на определение невосходящих и незаходящих светил в данной точке поверхности Земли. Так, например, при полетах в высоких широтах приходится определять ту дату, начиная с которой Солнце на данной параллели будет невосходящим или незаходящим светилом.

Определим условия невосходимости и незаходимости светил. Пусть наблюдатель находится на поверхности Земли в точке с широтой φ (рис. 9.1). На рисунке показаны крайние суточные параллели светил, ограничивающие области невосходящих (H_3) и незаходящих ($H_в$) светил.

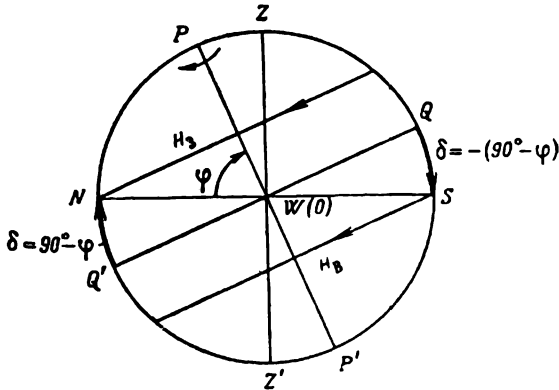


Рис. 9.1. Области незаходящих (H_3) и невосходящих ($H_в$) светил

Крайняя параллель для невосходящих светил располагается от экватора в направлении южного полюса мира на расстоянии $90^\circ - \varphi$ от экватора. Следовательно, невосходящими будут все те светила, для которых соблюдается неравенство

$$\delta < -(90^\circ - \varphi). \quad (9.1)$$

Аналогичным образом получим условие незаходимости светил

$$\delta \geq 90^\circ - \varphi. \quad (9.2)$$

Определим, в каких широтах Солнце будет невосходящим светилом 22 декабря и незаходящим 22 июня.

22 декабря склонение Солнца $\delta = -23^\circ 27'$, поэтому из неравенства (9.1) получим $\varphi > 66^\circ 33'$.

22 июня склонение Солнца $\delta = 23^\circ 27'$, поэтому из неравенства (9.2) $\varphi \geq 66^\circ 33'$.

Параллель $\varphi = 66^\circ 33'$ называется северным полярным кругом.

На рис. 9.2 дан график для высоких широт северного и южного полушария, с помощью которого определяется для данной широты промежуток времени, в течение которого Солнце яв-

ляется невосходящим и незаходящим светилом. График рассчитан и построен не только для поверхности Земли, но и для некоторых высот полета до 100 км включительно.

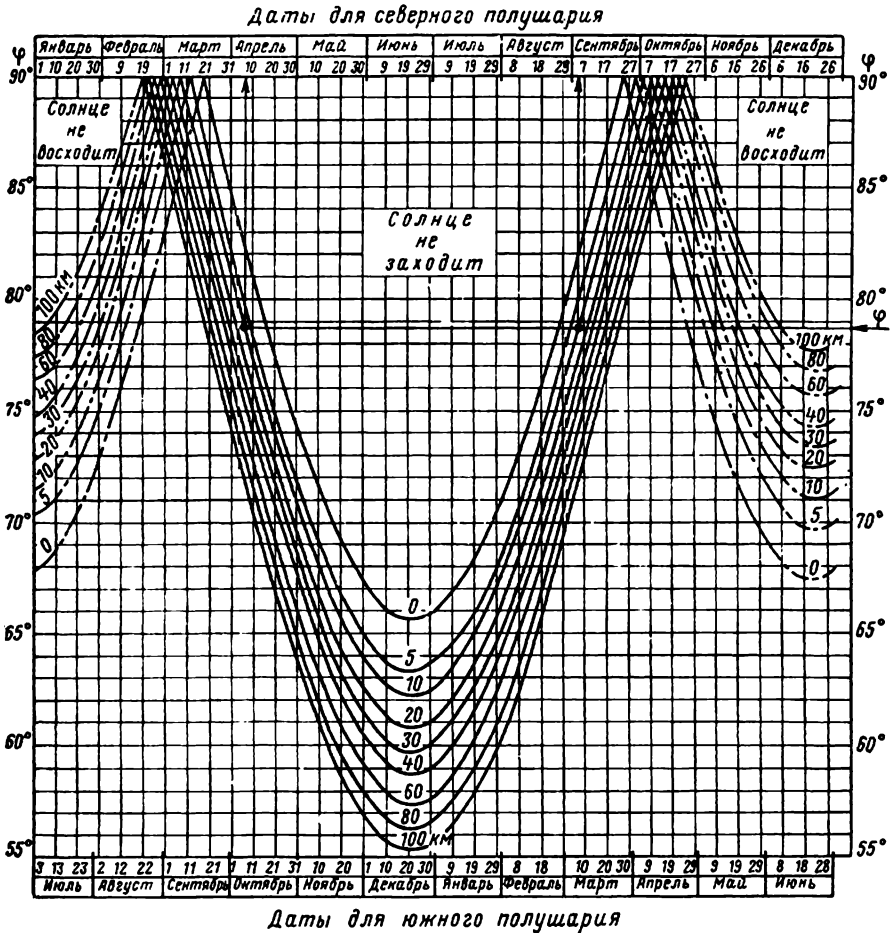


Рис. 9.2. График для определения областей невосходящего и незаходящего Солнца в северном и южном полушариях

§ 9.3. ВЫСОТА СВЕТИЛА В МОМЕНТ ВИДИМОГО ВОСХОДА И ЗАХОДА

Расчет моментов восхода и захода светил для построения таблиц и графиков требует знания высоты светила в моменты его видимого восхода и захода.

В моменты видимого восхода (захода) верхний край диска светила касается видимого горизонта (рис. 9.3). Следовательно,

центр светила, который определяет высоту светила, будет под горизонтом на угловом расстоянии, равном радиусу светила R .

Вследствие движения Земли вокруг Солнца по эллиптической орбите угловой диаметр диска Солнца изменяется от $31'27''{,}2$ до $32'31''{,}4$. В среднем угловой радиус диска Солнца принимают равным $16'$.

Угловой диаметр диска Луны, видимого с Земли, изменяется от $29'21''$ до $33'30''$. В среднем его можно принять равным $15'$.

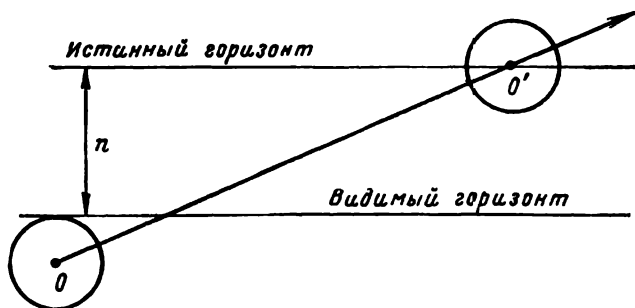


Рис. 9.3. Видимый восход Солнца:
 OO' —суточная параллель Солнца

Если не учитывать углового радиуса диска Луны и Солнца при расчете моментов их восхода и захода, то при склонении светила $\delta=0^\circ$ и широте места наблюдателя $\varphi=60^\circ$, погрешность в определении момента восхода (захода) будет равной 2 мин. При большей широте места наблюдателя величина погрешности может быть большей.

Кроме того, при определении истинной высоты светила в момент видимого восхода и захода следует учитывать понижение видимого горизонта n за счет расположения наблюдателя на некоторой высоте H относительно поверхности Земли.

Понижение горизонта подробно рассмотрено в гл. VI [см. формулу (6.14)]. Величина понижения горизонта показана в табл. 6.1.

Угол n сравнительно невелик даже для больших высот полета, однако его влияние на изменение моментов восхода и захода светила оказывается весьма существенным. Так, если высота полета $H=10\,000$ м, $\varphi=60^\circ$ и склонение Солнца $\delta=0^\circ$, то за счет понижения горизонта восход Солнца будет наблюдаться раньше, а заход позже на 25,5 мин по сравнению с моментами наступления соответствующих явлений на поверхности Земли.

Наряду с этими факторами следует учесть также и рефракцию атмосферы. За счет рефракции видимая высота светила h' больше истинной h на величину рефракции r . Поэтому в момент видимого восхода и захода светила его высота относительно видимого горизонта $h_B=-r$.

Для высоты, равной примерно 0° , что соответствует моментам восхода и захода светил, рефракция будет максимальной, равной для поверхности Земли в среднем $35'$.

Кроме того, при определении высоты светила в момент его восхода и захода должно учитываться параллактическое смещение светила, или параллакс светила.

В момент восхода (захода) светила его геоцентрическая высота

$$h_r = p_{\max},$$

где p_{\max} — максимальный или горизонтальный параллакс светила. Согласно (2.32) и (2.33) при высоте светила $h = 0$

$$p_{\max} = \frac{R}{D},$$

где R — радиус Земли;

D — расстояние от Земли до светила.

Максимальный параллакс Луны изменяется от $54'$ до $61'$, в среднем его принимают равным $57'$.

Для Солнца, планет и звезд параллакс весьма мал, поэтому при определении моментов их восхода и захода параллакс не учитывают.

Высота светила в момент его видимого восхода и захода рассчитывается по формуле

$$h = -R - n - r + p; \quad (9.3)$$

для Солнца

$$h_{\odot} = -16' - n - 35' - \Delta r = -51' - (n + \Delta r); \quad (9.4)$$

для Луны

$$h_{\zeta} = -15' - n - 35' - \Delta r + 57' = 7' - (n + \Delta r); \quad (9.5)$$

для планет и звезд

$$h_* = -n - 35' - \Delta r = -35' - (n + \Delta r). \quad (9.6)$$

В этих формулах Δr — величина изменения рефракции за счет того, что наблюдатель находится не на поверхности Земли, а на некоторой высоте.

§ 9.4. РАСЧЕТ ТАБЛИЦ И ГРАФИКОВ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ЕСТЕСТВЕННОГО ОСВЕЩЕНИЯ

Знание истинной высоты светил в момент видимого восхода и захода позволяет для заданных точек поверхности Земли рассчитать моменты их восхода и захода. Однако решение этой задачи весьма громоздко. Поэтому подобные задачи решают заблаговременно и централизованно, а результаты решения сводят в таблицы и графики. Из этих таблиц и графиков опреде-

ляются моменты восхода и захода светил и вводятся некоторые поправки. Как правило, таблицы и графики рассчитывают и строят только для Солнца и Луны.

Примером подобных пособий являются таблицы моментов восхода и захода Солнца и Луны, наступления темноты и рас-

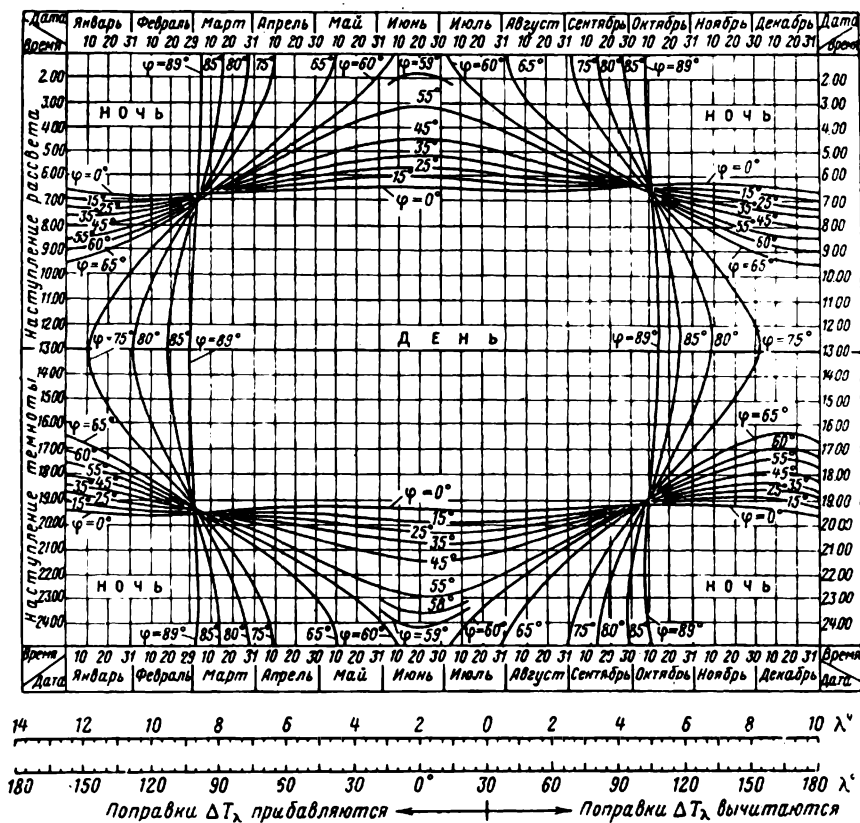


Рис. 9.4. График для определения моментов наступления рассвета и темноты на поверхности Земли.

График рассчитан для меридиана с долготой 30°. Явления даны по московскому времени (T_3). Для долготы места, отличающейся от 30°, на периферии графика сделана шкала поправок.

Пример. Для $\varphi=55^\circ$, $\lambda=37^\circ 30'$. 20 августа из графика рассвет в $T_3' = 4.52$. Поправка $\Delta T = +0.30$. Наступление рассвета $T_3 = 5.22$.

света, приводимые в ААЕ, графики в ААЕ и в Авиационном справочнике (рис. 9.4).

Расчет таблиц и графиков во всех этих пособиях производится по формуле (1.12)

$$\cos t = \sin h \sec \varphi \sec \delta - \operatorname{tg} \varphi \operatorname{tg} \delta.$$

При расчете задаются значениями широты и долготы места, датой, которая определяет склонение светила, и высотой светила, соответствующей моментам видимого восхода и захода (9.4), (9.5) или моментам начала (окончания) сумерек.

Расчет таблиц и графиков производят или для $\lambda=0$, или для меридиана с некоторой другой долготой, например 30° .

По формуле (1.12) рассчитывается значение $t_{\text{гр}}$ светила, соответствующее моменту наступления явления (восход, заход, наступление рассвета, темноты). По $t_{\text{гр}}$ с помощью Астрономического ежегодника или расчетным путем определяется момент наступления явления по местному времени. В таблицах и графиках дается или местное T , или поясное время явления T_N . Например, расчет графика (рис. 9.4) произведен по московскому времени для меридиана с долготой $\lambda=30^\circ$.

Расчет таблиц и графиков производится для наблюдателя, находящегося на поверхности Земли. Поправку, обусловленную высотой полета, можно определить из формулы (3.12), которая с учетом (1.10) будет

$$\frac{dh}{dt} = - \frac{\cos \varphi \cos \delta \sin t}{\cos h}.$$

Тогда

$$\Delta t = - \frac{\cos h}{\cos \varphi \cos \delta \sin t} \Delta h, \quad (9.7)$$

где Δt — приращение часового угла светила.

Подставляя значение $\Delta h = -(n + \Delta r)$, получим

$$\Delta t = \frac{\cos h}{\cos \varphi \cos \delta \sin t} (n + \Delta r). \quad (9.8)$$

По этой формуле можно рассчитать таблицу поправок для определения моментов наступления явлений в зависимости от высоты полета. Как видно из формулы, входными данными для определения поправки на высоту являются широта места φ , склонение светила δ и высота полета H , которой определяется значение $(n + \Delta r)$.

Примером подобных таблиц являются Таблицы поправок в ААЕ для определения моментов восхода и захода Солнца и Луны в зависимости от высоты полета H .

Методика расчета условий естественного освещения с помощью ААЕ изложена в его описании.

§ 9.5. ГРАФИК И РАСЧЕТЧИКИ УСЛОВИЙ ЕСТЕСТВЕННОГО ОСВЕЩЕНИЯ

Анализ условий естественного освещения в конкретном полете по данному маршруту удобнее всего производить с помощью предварительно построенного графика.

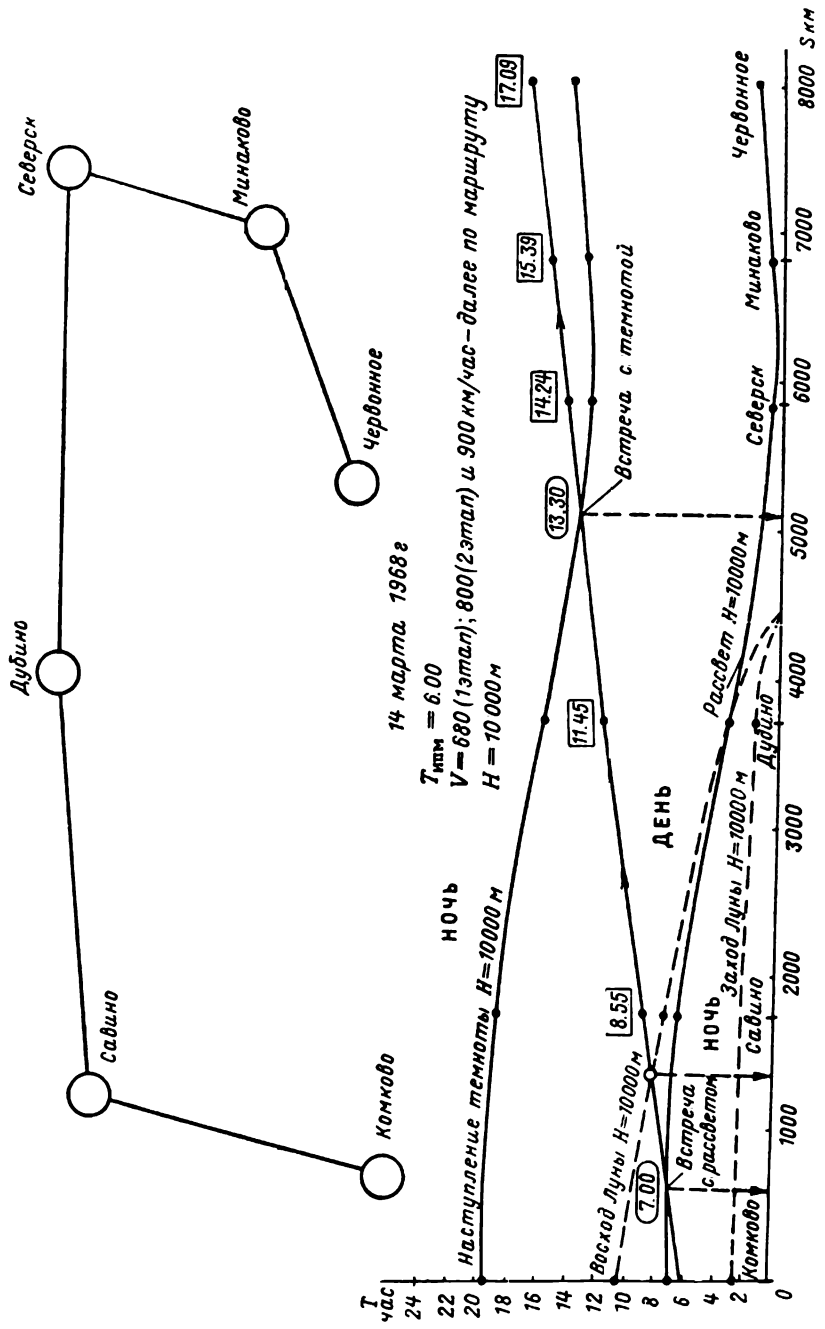


Рис. 9.5. График условий естественного освещения для дальнего маршрутного полета

Горизонтальной осью на таком графике является ось расстояний по этапам маршрута, а вертикальной — ось времени (рис. 9.5).

Построение графика производится следующим образом. Для характерных точек маршрута (ИПМ, ППМ, КПМ и др.) с помощью ААЕ рассчитываются моменты времени, характеризующие соответствующие условия: восход, заход, наступление рассвета, темноты. При необходимости такой расчет делается и для поверхности Земли, и для высоты полета.

На график наносятся точки по координатам S и T_N , где S — расстояние по маршруту от ИПМ до данной точки T_N — соответствующий момент времени, полученный в результате расчета. Точки, характеризующие одни и те же явления (восход, заход и т. д.), соединяются плавной кривой.

Полученные кривые надписываются, например, «Восход Солнца на $H=10\,000$ м», «Рассвет на $H=0$ ». В области светлой части суток делается надпись «День», а в области темной — «Ночь». На график можно нанести также кривые восхода и захода Луны.

По скорости полета на соответствующих этапах и моменту прохода ИПМ здесь же строится график пути самолета.

График позволяет быстро и с достаточной степенью точности решать ряд практических задач в процессе подготовки к полету и в полете. С его помощью можно определять моменты, характеризующие условия естественного освещения в любой точке маршрута. Можно определять моменты и положение точек встречи на маршруте с соответствующими явлениями, можно определять те рубежи и моменты, с которых можно начинать (нужно заканчивать) применение астрономических средств самолетовождения. График удобен для оценки возможности применения астроориентатора в конкретном полете в зависимости от условий естественного освещения. С помощью подобного графика можно решать и другие практические штурманские задачи и задачи, связанные с планированием полетов.

На практике применяются два типа расчетчиков условий естественного освещения: круг-расчетчик и планшет ПШ-13.

Круг-расчетчик предназначен для упрощения расчета условий естественного освещения в полете. Он представляет собой карту северного полушария Земли в равнопромежуточной проекции Постеля масштаба $1:80\,000\,000$, покрытую прозрачным вращающимся диском (рис. 9.6). Меридианы карты имеют оцифровку в градусах долготы и в часах и минутах, а на подвижном прозрачном диске в периферийной его части нанесена стрелка с надписью «Время московское».

При использовании расчетчика различают подготовку и определение моментов явления. Подготовка заключается в нанесении на прозрачный диск линий восхода, захода Солнца, наступления темноты, рассвета. Такие линии могут быть нанесены при необ-

ходимости и для поверхности Земли, и для заданной высоты полета.

С помощью ААЕ или графика в Авиационном справочнике для какого-либо одного меридиана и различных широт (с некоторым интервалом) рассчитывают моменты соответствующих

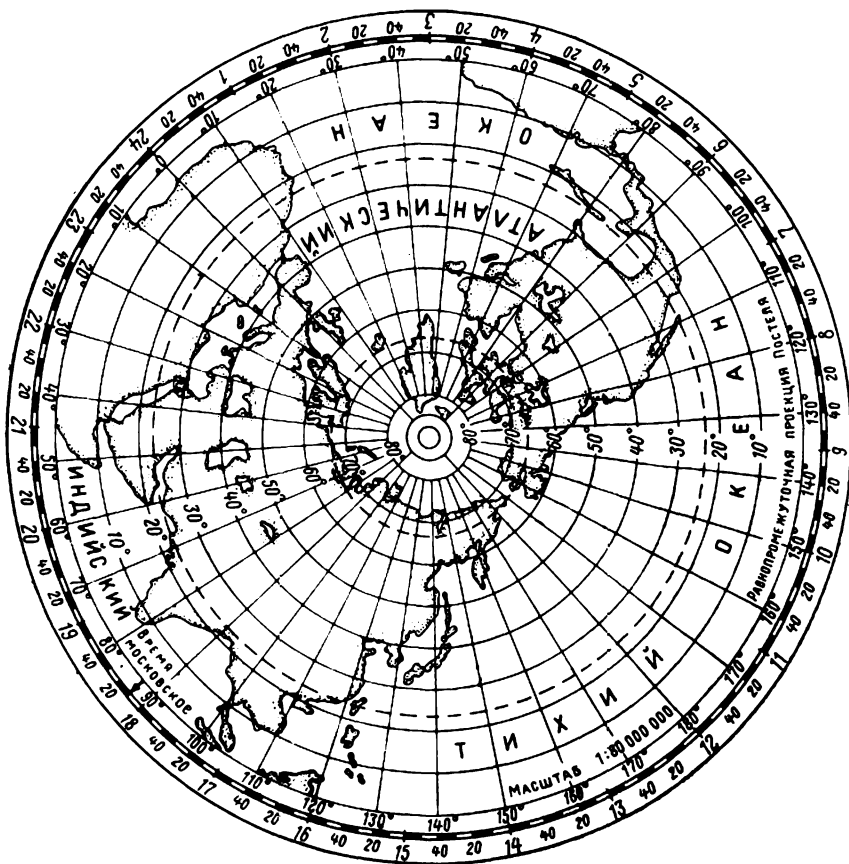


Рис. 9.6. Круг-расчетчик для упрощения расчета условий естественного освещения

явления по московскому времени или по времени некоторого часового пояса T_N .

Затем, вращая круг, устанавливают его стрелку на значение момента явления (например, восхода Солнца) по шкале времени карты. На карте по широте и долготе отыскивают ту точку поверхности Земли, для которой получен этот момент явления. Не вращая диска, отмечают на нем положение этой точки. Аналогичным образом поступают и в отношении других точек. Все

полученные на диске точки соединяют плавной линией, которая является линией данного явления на поверхности Земли.

Таким же образом наносят и другие линии — линию восхода на высоте полета, линию захода Солнца на земле и на высоте, линии рассвета, темноты и т. д.

Для определения моментов соответствующих явлений для любой точки на поверхности Земли вращением диска линию соответствующего явления накладывают на данную точку карты и против стрелки круга отсчитывают время явления.

Круг-расчетчик облегчает определение моментов явления одновременно для многих точек на поверхности Земли.

Планшет ПШ-13 предназначен в основном для определения области применения в полете астроориентатора типа БЦ-63 (63А) по условиям естественного освещения.

При помощи планшета ПШ-13 для любой точки земного шара можно определить следующее:

— момент встречи самолета с видимым восходом (заходом) Солнца при полете на высоте $H=10\,000$ м;

— момент встречи самолета с началом (концом) сумерек для высоты полета $H=0$ и $H=10\,000$ м;

— момент выхода самолета в точку, в которой высота Солнца $h_{\odot} = -10^{\circ}$ (этим моментом определяется начало или окончание работы астроориентатора по звездам);

— момент выхода самолета в точку, в которой высота Солнца $h_{\odot} = +70^{\circ}$.

Основные части планшета — подвижный диск и планисфера (рис. 9.7). Планисфера представляет собой сетку меридианов и параллелей в стереографической проекции с точкой касания картинной плоскости в полюсе эклиптики.

Лицевая сторона планшета предназначена для северного полушария, а обратная — для южного.

На подвижном диске планшета нанесены следующие линии, характеризующие условия естественного освещения:

— линия истинного восхода (захода) Солнца (сплошная линия красного цвета);

— линия, соответствующая восходу (заходу) нижнего края диска Солнца относительно истинного горизонта (сплошная линия красного цвета);

— линия, соответствующая восходу (заходу) верхнего края диска Солнца относительно видимого горизонта для наблюдателя на высоте $H=10\,000$ м (пунктирная линия красного цвета);

— линия, соответствующая началу (концу) сумерек для наблюдателя на уровне моря (сплошная линия зеленого цвета);

— линия, соответствующая началу (концу) сумерек для наблюдателя на высоте $H=10\,000$ м (сплошная линия желтого цвета);

— линия, соответствующая высоте Солнца $h_{\odot} = +70^{\circ}$ (сплошная линия красного цвета).

На краю подвижного диска нанесена шкала местного времени T от 0 до 24 час с ценой деления в 10 мин и оцифровкой через каждый час.

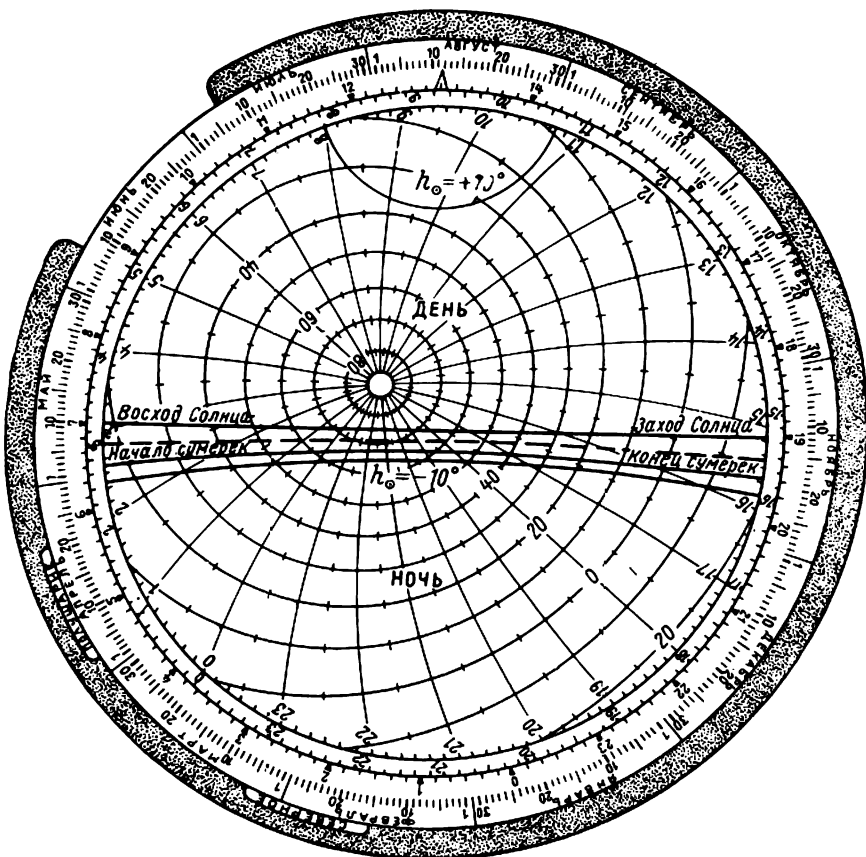


Рис. 9.7. Планшет для определения условий естественного освещения по маршруту ПШ-13

Меридианы планисферы оцифрованы во времени, а параллели — в градусной мере от -20 до 80° ($+20^{\circ}$ — -80°). Планисфера имеет неравномерную шкалу местного звездного времени S (внешнюю) и равномерную шкалу местного звездного времени (внутреннюю). Планисфера имеет также шкалу дат.

Порядок работы с планшетом следующий.

По маршруту полета выбирают промежуточные пункты ППМ на расстоянии 1000—1500 км. Рассчитывают местное время T прохождения ИПМ, ППМ и КПМ:

$$T = T_N - N + \lambda,$$

где T_N — поясное время N -го часового пояса прохождения пункта;

λ — долгота пункта (при западной долготе она берется со знаком минус).

Вращением диска совмещают треугольный индекс диска у цифры 13 шкалы местного времени с соответствующей датой на шкале дат планисферы. На планисферу наносят маршрут полета в координатах φ и S , для этого на шкале диска находят значение местного времени T прохождения пункта, против него по неравномерной шкале (внешней) отсчитывают местное звездное время S . Затем наносят соответствующую точку по широте φ и местному времени S , отыскиваемому по равномерной (внутренней) шкале. Соединяя нанесенные на планшете точки, получают маршрут полета в координатах φ и S .

Место встречи с явлением естественного освещения на маршруте определяется точкой пересечения маршрута с соответствующей линией диска.

С помощью планшета определяют широту точки встречи и на карте с маршрутом полета проводят параллель, соответствующую найденной широте. Точка встречи с явлением будет в точке пересечения маршрута с параллелью.

Можно определять и момент встречи с явлением прямо на планшете путем интерполирования моментов пролета ближайших пунктов маршрута по поясному времени относительно точки встречи с явлением.

§ 9.6. УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОСВЕЩЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ

В зависимости от условий естественного освещения траектория космического летательного аппарата — спутника Земли характеризуется четырьмя участками: участком полета в светлой или освещенной Солнцем области, участком полета в тени Земли и двумя участками полета в полутени Земли, когда солнечный диск с КЛА виден не полностью, а только частично (рис. 9.8).

И в космическом полете естественное освещение является весьма важным фактором при решении навигационных задач. Наблюдение поверхности Земли, ориентация, снижение КЛА и другие операции, выполняемые в полете, также требуют учета условий естественного освещения [24], [57], [58].

В космическом пространстве Земля создает теневой конус и полутеневую область, которая представляет собой полый конус с полостью, занятой тенью конусом (см. рис. 9.6).

Теневая и полутеневая области в пересечении с небесной сферой, радиус r которой равен текущему радиусу-вектору КЛА, дают малые круги некоторого радиуса, которые образуют теневую область внутри полутеневого кольца. Определим величину радиусов малых кругов небесной сферы, ограничивающих соответствующие области.

Из рис. 9.8

$$\frac{O'O''}{OO''} = \frac{R_{\oplus}}{R_{\odot}},$$

где R_{\oplus} — радиус Земли;
 R_{\odot} — радиус Солнца.

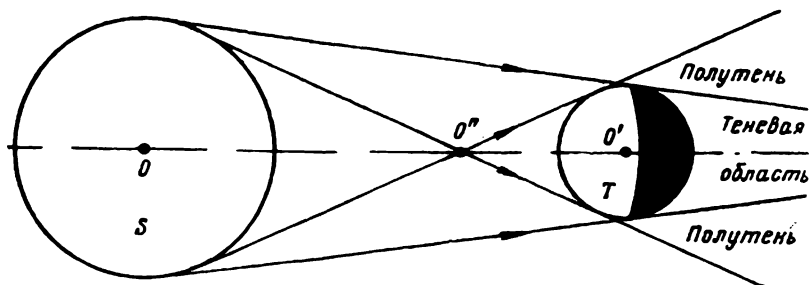


Рис. 9.8. Земная тень и земная полутень

Принимая, что $OO' = 149,5$ млн. км, $R_{\odot} = 695\,500$ км и $R_{\oplus} = 6370$ км, получим $O'O'' = 1,363$ млн. км.

На рис. 9.9 показана Земля с небесной сферой радиуса r в более крупном масштабе. Как это следует из рисунка, радиус большого круга, ограничивающего освещенную Солнцем область на небесной сфере, определяется так:

$$\rho_1 = \psi + \beta_{\max}, \quad (9.9)$$

где β_{\max} — так называемый максимальный геоцентрический захват.

Величина β_{\max} определяется соотношением

$$\cos \beta_{\max} = \frac{R_{\oplus}}{R_{\odot} + H}, \quad (9.10)$$

где H — высота КЛА над поверхностью Земли.

Величина β_{\max} численно равна углу понижения горизонта n . Из рис. 9.9 следует также, что

$$\cos \psi = \frac{R_{\oplus}}{O'O''}.$$

Подставив значения R_{\oplus} и $O'O''$, получим $\psi = 89^{\circ}44'$, т. е. значение ψ не зависит от высоты полета КЛА.

Вследствие движения Земли по эллиптической орбите расстояние $O'O''$ в течение года изменяется. Зимой (при наименьшем расстоянии между Землей и Солнцем) оно несколько меньше, чем летом, вследствие этого и угол ψ будет меньшим. Однако в связи с малым изменением расстояния между Солнцем и Землей угол ψ изменяется незначительно.

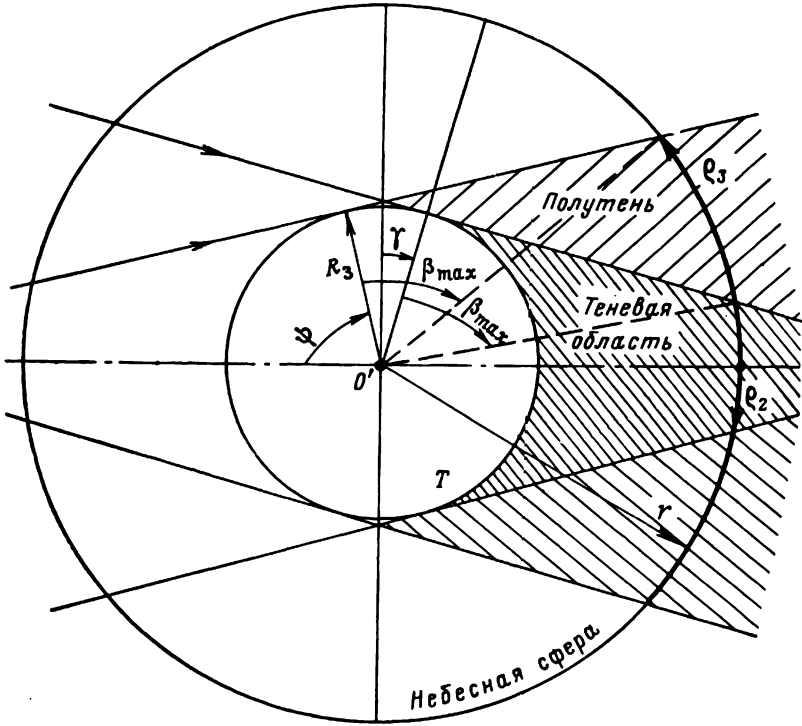


Рис. 9.9. Проекция земной тени и полутени на небесную сферу с радиусом, равным радиусу-вектору КЛА

Таким образом, радиус круга на небесной сфере, ограничивающего светлую область, будет

$$\varrho_1 = 88^\circ 44' + \beta_{\max}. \quad (9.11)$$

Как видно из рис. 9.8, всегда $\varrho_1 > 90^\circ$. С увеличением высоты полета КЛА угол ϱ_1 увеличивается за счет увеличения β_{\max} .

Радиус малого круга, ограничивающего теневую область небесной сферы, из рис. 9.9 определяется соотношением

$$\varrho_2 = 90^\circ - \beta_{\max} - \psi. \quad (9.12)$$

Если пренебречь размерами Земли по сравнению с размерами Солнца, то угол γ есть ничто иное, как видимый с Земли угловой радиус Солнца

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{R_{\odot} - R_{\oplus}}{OO'} \approx 16'.$$

Угловой радиус Солнца (угол γ) тоже изменяется вследствие движения Земли по эллиптической орбите, однако это изменение тоже практически невелико.

Таким образом, радиус теневого круга на небесной сфере

$$\varrho_2 = 89^{\circ}44' - \beta_{\max}. \quad (9.13)$$

Всегда $\varrho_2 < 90^{\circ}$. С увеличением высоты полета КЛА ϱ_2 уменьшается за счет увеличения β_{\max} . При некоторой высоте полета $\varrho_2 = 0$. Это соответствует высоте полета КЛА, равной, как показывают расчеты, 1 362 530 км. Следовательно, вершина теневого конуса Земли располагается за пределами сферы действия Земли ($\sim 930\,000$ км).

Радиус теневого круга на небесной сфере можно рассчитать по формуле

$$\varrho_2 = \arcsin \frac{R_{\oplus}}{R_{\oplus} + H} - 16', \quad (9.14)$$

где H — высота полета КЛА.

В табл. 9.2 показаны значения радиуса теневого области небесной сферы ϱ_2 для некоторых высот полета КЛА.

Таблица 9.2

H в км	50	100	150	200	500	1000	5000	10000
ϱ_2	82°35'	79°39'	77°25'	75°34'	67°44'	59°48'	33°49'	22°38'

Как видно из таблицы, с увеличением высоты полета происходит достаточно быстрое уменьшение радиуса теневого области.

Для определения радиуса внешнего круга полутеневого кольца воспользуемся рис. 9.10, из которого

$$\varrho_3 = \varepsilon + \eta,$$

$$\sin \eta = \frac{R_{\ominus}}{R_{\ominus} + H},$$

поэтому с учетом (9.14)

$$\eta = \varrho_2 + 16'.$$

Из рис. 9.10 также ясно, что

$$\sin \varepsilon = \frac{R_{\oplus}}{O'O''}.$$

После вычислений получим, что $\varepsilon = 16'10'' \approx 16'$. Это значение не зависит от высоты полета КЛА.

Таким образом,

$$\varrho_3 = \varrho_2 + 32'. \quad (9.15)$$

Следовательно, практически независимо от высоты полета КЛА ширина полутеневого кольца на небесной сфере постоянна, она равна видимому угловому диаметру Солнца.

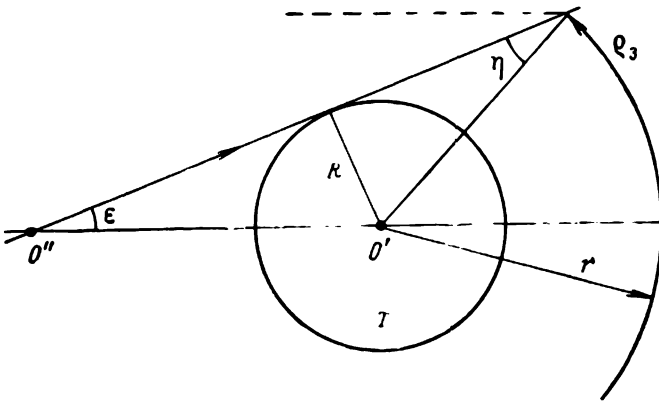


Рис. 9.10. Радиус полутеневого области на небесной сфере

Зная радиусы малых кругов небесной сферы, ограничивающих соответствующие области, можно определить координаты точек встречи с соответствующими явлениями в полете.

Проектируя на небесную сферу радиуса r орбиту КЛА, можно получить на ней соответствующую область, ограниченную малым кругом радиуса ϱ_i (рис. 9.11).

Центр малого круга, ограничивающего любую область, очевидно, является антиподом Солнца, поэтому его экваториальные координаты

$$\left. \begin{aligned} \alpha_a &= \alpha_{\odot} + 180^{\circ}, \\ \delta_a &= -\delta_{\odot}, \end{aligned} \right\} \quad (9.16)$$

где α_{\odot} и δ_{\odot} — экваториальные координаты Солнца.

Проекция орбиты КЛА на небесную сферу дает большой круг. Экваториальные координаты полюса этого большого круга определяются соотношениями

$$\begin{aligned}\alpha_n &= \alpha_B + 90^\circ, \\ \delta_n &= -i,\end{aligned}\tag{9.17}$$

где α_B — прямое восхождение восходящего узла орбиты;
 i — наклонение орбиты КЛА.

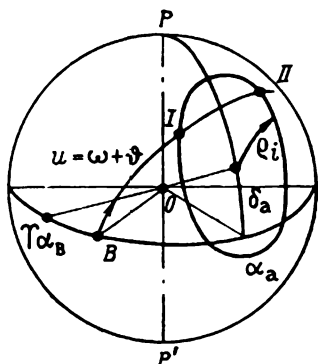


Рис. 9.11. Проекция на небесную сферу орбиты КЛА и некоторой области, ограничивающей одинаковые условия естественного освещения

Уравнение круга, ограничивающего соответствующую область на небесной сфере, в координатах α и δ можно получить из рис. 9.9.

$$\cos Q_i = \sin \delta \sin \delta_a + \cos \delta \cos \delta_a \cos (\alpha_a - \alpha).$$

Подставляя сюда значения α_a и δ_a из (9.16), получим

$$\cos Q_i = -\sin \delta \sin \delta_\odot - \cos \delta \cos \delta_\odot \cos (\alpha_\odot - \alpha).\tag{9.18}$$

Аналогичным образом запишем уравнение проекции орбиты на небесную сферу

$$\cos 90^\circ = \sin \delta \sin \delta_n + \cos \delta \cos \delta_n \cos (\alpha_n - \alpha).$$

Подставляя значения координат полюса проекции орбиты из (9.17), получим

$$\operatorname{tg} \delta \operatorname{tg} i = -\cos (\alpha_B - \alpha).\tag{9.19}$$

Совместное решение уравнений (9.18) и (9.19) при известных значениях Q_i , элементов орбиты α_B и i и координат Солнца α_\odot и δ_\odot дает возможность получить экваториальные координаты α и δ точек входа и выхода КЛА в данную область.

Далее можно определить истинную аномалию КЛА, соответствующую точкам входа и выхода в данную область, например, по формуле

$$\sin(\omega + \vartheta) = \frac{\sin \delta}{\sin i}, \quad (9.20)$$

где ω — аргумент перигея орбиты КЛА.

Геоцентрическая широта и долгота точек входа в соответствующую область и выхода из нее определяются соотношениями

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \delta, \\ \lambda &= \alpha - S_{\text{гр}}, \end{aligned} \right\} \quad (9.21)$$

где $S_{\text{гр}}$ — звездное гринвичское время в момент входа в область (выхода из области).

Такова методика расчета условий естественного освещения в полете космического летательного аппарата — спутника Земли.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ АСТРОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

§ 10.1. РАБОЧАЯ ОБЛАСТЬ АСТРОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Для правильного использования астрономических средств, выбора наиболее эффективных навигационных средств в данных условиях, рационального комплексирования навигационных средств по этапам полета необходимо знать преимущества и недостатки различных навигационных средств и уметь оценивать их эффективность.

При выборе навигационной системы прежде всего следует учитывать ее рабочую область. *Рабочей областью навигационной системы* называется часть пространства, в пределах которого с помощью данной системы возможно определение данного навигационного элемента (линии положения, места самолета, курса) с точностью не ниже заданной.

Расположение, размеры и конфигурация рабочей области астронавигационной системы определяются тактико-техническими данными системы и прежде всего пространственным диапазоном ее работы, допустимой погрешностью в определении навигационного элемента, расположением используемых небесных светил.

Геометрическое место точек с допустимой величиной погрешности определения навигационного элемента образует на поверхности Земли (небесной сферы) некоторую кривую равной точности. Рабочая область астронавигационной системы представляет собой часть пространства, ограниченного кривыми равной точности, соответствующими заданной точности определения элемента, и кривыми, ограничивающими данную область по диапазону работы системы и ее тактико-техническим данным.

При определении места самолета с помощью горизонтального астроориентатора, основанного на измерении высот двух светил, точность зависит от разности азимутов светил (8.18). Поэтому вместо линий заданной точности рабочую область строят, ограничивая ее допустимой разностью азимутов светил. Например, при построении планшета выбора звезд ПВЗ допустимая разность азимутов звезд принята равной $90 \pm 40^\circ$.

Погрешности астрономических курсовых приборов зависят от высоты светила (7.25), (7.27), (7.30), поэтому для них рабочие области могут быть ограничены кругами равной высоты светила.

Так, рабочая область солнечного автоматического астроком-
паса представляет собой область вокруг Солнца, ограниченную
кругом, соответствующим зенитно-
му расстоянию Солнца $z_1 = 90^\circ +$
 $+0^\circ51'$, и кругом, соответствующим
зенитному расстоянию $z = 90^\circ - h_{\max}$
(рис. 10.1).

Первый круг определяет мини-
мально возможную высоту Солнца,
при которой астрокомпас вступает в
работу, а второй ограничивает ту
высоту, за пределами которой по-
грешности его работы становятся
недопустимо большими.

Для ДАК-ДБ всех модификаций
и ДАК-И $h_{\max} = 70^\circ$, а для ДАК-Б
 $h_{\max} = 68^\circ,5$. Для АК-59п за счет по-
ляризационной приставки рабочая
область несколько расширяется, для него $z_1 = 90^\circ + 6^\circ$.

На рис. 10.2 показан пример построения рабочей области
двух пар звезд для горизонтального астроориентатора, основан-
ного на измерении высот двух светил. Рабочая область ограни-
чивается допустимыми высотами, допустимой разностью азиму-
тов

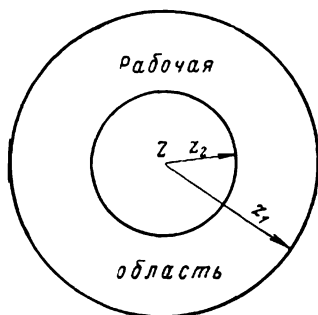


Рис. 10.1. Рабочая область астрономических компасов

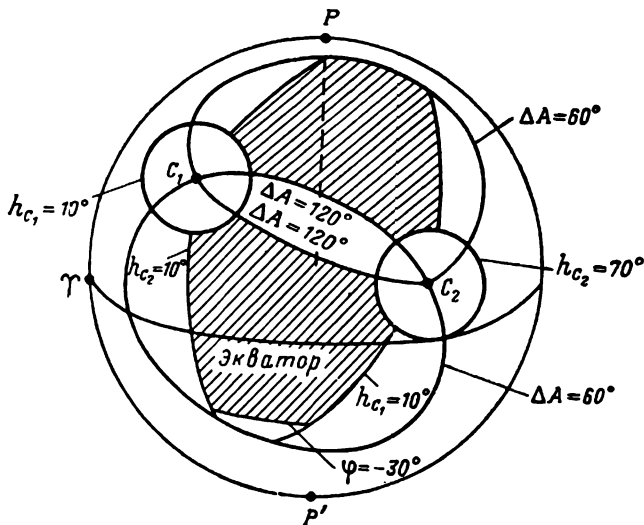


Рис. 10.2. Рабочая область горизонтального астроориен-
татора по двум звездам C_1 и C_2

тов и принятым диапазоном широт. На практике стремятся
получить большую по размерам рабочую область астронавигаци-
онной системы.

§ 10.2. ОБЩАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ АСТРОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ И СРЕДСТВ

Эффективностью *астронавигационных средств* называется вероятностная характеристика возможности определения линии положения, места самолета или курса с заданной точностью.

Основными факторами, определяющими эффективность, являются:

- метеорологические условия (характер и количество облачности);
- условия естественного освещения;
- тактико-технические характеристики астронавигационных систем и средств;
- точностные характеристики навигационных средств, используемых для начальной настройки астронавигационных систем и средств;
- техническая надежность астронавигационных систем и средств.

Влияние каждого из этих факторов может быть оценено количественно — вероятностью решения данной задачи, вероятностью определения данного элемента астронавигационной системы с учетом данного фактора. Поэтому эффективность астронавигационной системы определяется соотношением

$$W = \prod_{i=1}^n w_i, \quad (10.1)$$

где w_i — вероятности, характеризующие влияние перечисленных факторов.

Эффективность применения астронавигационных систем и средств в полете определяется следующими составляющими:

- вероятностью, характеризующей влияние облачного покрова $w_{обл}$;
- вероятностью, определяющей возможность применения систем и средств в зависимости от условий естественного освещения $w_{осв}$;
- вероятностью «захвата» (пеленгации) выбранных светил $w_{захв}$;
- вероятностью решения необходимой задачи данной системой с заданной точностью $w_з$;
- вероятностью безотказной работы астрономической системы $w_б$.

Таким образом, на основании (10.1) эффективность применения в полете данной астронавигационной системы или астронавигационного средства для решения данной задачи может быть подсчитана по формуле

$$W = w_{обл} w_{осв} w_{захв} w_з w_б. \quad (10.2)$$

Ниже дана более подробная характеристика сомножителей правой части (10.2) и методика их определения для конкретных астронавигационных систем и средств.

§ 10.3. ОЦЕНКА ФАКТОРОВ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ АСТРОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

Влияние облачного покрова. Количество облачности в каждый данный момент времени характеризуется числом баллов B по десятибалльной шкале.

Предположим, что в общем случае работоспособность астронавигационной системы не нарушается при облачности $B \leq B_{\max}$. С учетом этого влияние облачного покрова можно оценить относительной повторяемостью за некоторый период времени в данном районе на данной высоте полета количества облачности $B \leq B_{\max}$

$$\omega_{\text{обл}} = \frac{N(B \leq B_{\max})}{N}, \quad (10.3)$$

где N — общее количество дней (часов) в рассматриваемом периоде;

$N(B \leq B_{\max})$ — число дней (часов), в течение которых наблюдаемое количество облачности было меньше B_{\max} .

Для большинства районов земного шара имеются статистические материалы, позволяющие произвести оценку влияния облачного покрова*.

В общем случае с увеличением высоты полета величина $\omega_{\text{обл}}$ увеличивается, уменьшается влияние облачного покрова. Для высот полета $H \geq 10$ км можно считать, что $\omega_{\text{обл}} = 1$.

Влияние естественного освещения. Современные астронавигационные системы и средства не позволяют определять место ЛА в условиях дневного полета по одному светилу — Солнцу. Современные автоматические астрономические компасы работают в автоматическом режиме только по Солнцу. Поэтому влияние естественного освещения можно оценить относительной величиной части суток, в течение которой возможно решение рассматриваемой задачи. Продолжительность этой части определяется временем, в течение которого высота Солнца изменяется от некоторого максимального до некоторого минимального значения и наоборот. Так, например, если исходить из предположения, что применение астроориентатора в полете равновероятно в любой момент времени в течение суток, то вероятность применения горизонтального астроориентатора для измерения курса днем

* См. например, «Климатические характеристики облачности за период МГГ и МГС», изд. НИИ аэроклиматологии, вып. 1—5, 1964—66 или Marine Climatic Atlas of the World, Published by Direction of the Chief of Naval Operations, 1955.

по Солнцу можно определить с помощью следующего соотношения:

$$\omega_{\text{осв}} = \frac{t(h_{\text{min}}) - t(h_{\text{max}})}{180^\circ}, \quad (10.4)$$

где $t(h_{\text{min}})$ — местный часовой угол Солнца, соответствующий минимально допустимой высоте Солнца;

$t(h_{\text{max}})$ — местный часовой угол, соответствующий максимально допустимой при работе астроориентатора высоты Солнца.

Для примера рассчитаем вероятность применения в зависимости от условий естественного освещения астрокомпас ДАК-ДБ-5В в автоматическом режиме на широте $\varphi = 40^\circ$ и $H = 0$.

Для ДАК-ДБ-5В $h_{\text{max}} = 70^\circ$ и $h_{\text{min}} = -0^\circ 51'$. Расчет был выполнен с помощью соотношения (10.4), а вычисление часовых углов Солнца для h_{max} и h_{min} произведено по формуле (1.12). Результаты расчета для положения Солнца в основных точках эклиптики представлены в табл. 10.1.

Таблица 10.1

δ_\odot	$-23^\circ 27'$	0°	$+23^\circ 27'$
$\omega_{\text{осв}}$	0,39	0,51	0,55

Средняя годовая вероятность применения ДАК-ДБ будет 0,49.

Таким образом, с увеличением склонения Солнца вероятность применения ДАК-ДБ-5В по условиям естественного освещения увеличивается.

Аналогичным образом можно подсчитать значение вероятности применения любой астронавигационной системы или ее части в зависимости от условий естественного освещения.

Захват (пеленгация) выбранных светил. Пеленгация выбранных светил в автоматических астронавигационных системах осуществляется путем наведения секстантов на выбранные светила. Для этого, например, в астроориентаторе типа БЦ-63 по установленным значениям широты и долготы места самолета, курсу, времени и экваториальным координатам выбранных для работы светил в вычислителе решается обратная задача определения их высоты и курсового угла. По этим данным секстанты автоматически устанавливаются на выбранные светила. Естественно, что погрешности ввода координат места самолета, времени и курса вызовут отклонения оптической оси секстантов от направления на светило.

Отклонения могут быть вызваны и другими причинами, например, погрешностью гироскопических стабилизаторов секстантов, погрешностью определения и ввода экваториальных координат светил, погрешностью передачи на секстанты вычисленных значений высоты и курсового угла. Если отклонение оптической

оси секстантов будет больше половины угла поля зрения β , то захвата светила не произойдет.

Таким образом, для горизонтального астроориентатора вероятность того, что за счет данной причины отклонение вычисленных значений высоты Δh и курсового угла ΔKY не будет более половины угла поля зрения секстанта β , можно определить как:

$$\left. \begin{aligned} \omega_k &= \text{Вер} \{ |\Delta h| \leq \beta \}, \\ \omega_k &= \text{Вер} \{ |\Delta KY| \leq \beta \}. \end{aligned} \right\} \quad (10.5)$$

Считая, что погрешности Δh и ΔKY подчинены нормальному закону распределения, вероятности ω_k можно подсчитать с помощью функции Лапласа

$$\left. \begin{aligned} \omega_k &= \Phi \left(\frac{\beta}{\sigma h} \right), \\ \omega_k &= \Phi \left(\frac{\beta}{\sigma KY} \right). \end{aligned} \right\} \quad (10.6)$$

Суммарная вероятность определяется произведением составляющих

$$\omega_{\text{захв}} = \prod_{k=1}^n \omega_k(\Delta h, \Delta KY). \quad (10.7)$$

При расчете, естественно, должно быть учтено, что астроориентатор работает по двум светилам. Тогда

$$\omega_{\text{захв}} = \prod_{k=1}^n \omega_k^2(\Delta h, \Delta KY). \quad (10.8)$$

Рассмотрим причины и характер погрешностей σh и σKY , которые входят в (10.6), (10.7).

Неточный ввод координат места самолета вызовет погрешность в определении высоты светила. Величину этой погрешности можно определить из (3.26)

$$\sigma h = \cos \psi \sigma S, \quad (10.9)$$

где ψ — путевой пеленг светила;

σS — средняя квадратическая погрешность ввода координат места самолета в астроориентатор.

Будем полагать, что распределение путевого пеленга светила как случайной величины в пределах от 0 до 2π подчинено закону равномерной плотности, тогда

$$\sigma h_S = \frac{\sigma S}{\sqrt{2}}. \quad (10.10)$$

Так как креновая погрешность эквивалентна погрешности ввода в астроориентатор координат места самолета, то по аналогии с (10. 10) получим

$$\sigma h_1 = \frac{ci}{\sqrt{2}}. \quad (10. 11)$$

Если передача вычисленной высоты от вычислителя на секстанты производится с погрешностью $\sigma\Pi$, то

$$\sigma h_n = \sigma\Pi. \quad (10. 12)$$

Влияние погрешности ввода времени в астроориентатор можно определить из (3. 12)

$$\sigma h = \omega_3 \cos \varphi \sin A \sigma t,$$

где $\omega_3 \sigma t$ — средняя квадратическая погрешность ввода времени.

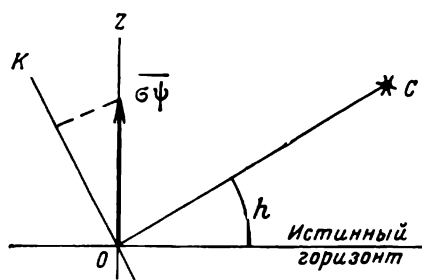


Рис. 10. 3. Измерительная ось азимутально-курсовых параметров

Будем полагать, что распределение азимута светила как случайной величины подчинено закону равномерной плотности в пределах от 0 до 2π , тогда

$$\sigma h_t = \frac{\cos \varphi \omega_3 \sigma t}{\sqrt{2}},$$

или

$$(\sigma h)_t^{\circ} = \frac{\cos \varphi \sigma t}{4 \sqrt{2}}, \quad (10. 13)$$

где σt — погрешность ввода времени в минутах.

Проведем анализ погрешностей установки секстантов по курсовому углу. Погрешность вычисления и передачи азимутальных параметров характеризуется некоторым вектором $\sigma\psi$ в направлении вертикальной оси Oz (рис. 10. 3). Как видно из рисунка, в данном случае отклонение оптической оси секстанта от направления на светило определяется проекцией вектора $\sigma\psi$ на направление оси максимальной чувствительности плоскости пеленгации, совпадающей с плоскостью вертикала светила, т. е.

$$\sigma\psi' = \sigma\psi \cos h. \quad (10. 14)$$

Таким образом, все азимутально-курсовые погрешности необходимо умножить на значение коэффициента чувствительности курсовой плоскости пеленгации астроориентатора (2. 4). Так как $\sigma\psi = \sigma A$, то из (3. 31) получим

$$\left. \begin{aligned} \sigma\psi_1 &= \operatorname{tg} h \sin \psi \sigma S, \\ \sigma\psi_2 &= \operatorname{tg} \varphi \sin \alpha \sigma S. \end{aligned} \right\} \quad (10. 15)$$

Считая распределение путевого пеленга светила ψ и путевого угла самолета α в пределах от 0 до 2π подчиненным закону равномерной плотности и учитывая (10.4), получим

$$\left. \begin{aligned} \sigma\psi'_{s_1} &= \frac{\sin h}{\sqrt{2}} \sigma S, \\ \sigma\psi'_{s_2} &= \frac{\operatorname{tg} \varphi \cos h}{\sqrt{2}} \sigma S. \end{aligned} \right\} \quad (10.16)$$

Второе соотношение (10.16) определяет погрешность, обусловленную сходимением меридианов. В высоких широтах эта погрешность может быть довольно большой, что будет являться причиной малой вероятности захвата светил секстантами.

Погрешность ввода курса в астроориентатор σK с учетом (10.14) приведет к отклонению оси секстантов, которое можно выразить так:

$$\sigma\psi'_K = \cos h \sigma K. \quad (10.17)$$

Ошибка передачи курсового угла на секстанты $\sigma\Pi$ вызовет погрешность

$$\sigma\psi'_\Pi = \cos h \sigma\Pi. \quad (10.18)$$

Влияние креновой погрешности может быть определено из (7.7). Учитывая, что распределение $(A-A_i)$ в пределах от 0 до 2π подчинено закону равномерной плотности, будем иметь

$$\sigma\psi'_i = \frac{\sin h}{\sqrt{2}} \sigma i. \quad (10.19)$$

Полученные соотношения позволяют рассчитать вероятность захвата светил секстантами астроориентатора.

Здесь не было рассмотрено влияние неточного ввода экваториальных координат светил в астроориентатор, так как экваториальные координаты светил известны с высокой точностью и погрешности их ввода оказывают весьма малое влияние.

Полученные соотношения позволяют решать ряд практических задач, в том числе такую важную задачу, как определение требуемой точности ввода координат места самолета в астроориентатор для обеспечения захвата светил с заданной вероятностью.

Влияние заданной точности решения задачи. Вероятность определения места самолета с заданной точностью может быть подсчитана по известной формуле

$$\omega_3 = 1 - e^{-\left(\frac{r_3}{r}\right)^2}, \quad (10.20)$$

где r_3 — заданная величина средней квадратической радиальной ошибки определения места самолета;

r — величина средней квадратической радиальной ошибки, характеризующей данную астронавигационную систему.

Вероятность определения линии положения или курса с заданной точностью определяется с помощью функции Лапласа

$$w_3 = \Phi\left(\frac{\sigma l_3}{\sigma l}\right), \quad (10.21)$$

где σl_3 — заданное значение средней квадратической погрешности определения линии положения или курса;

σl — средняя квадратическая погрешность определения линии положения или курса с помощью данной астронавигационной системы.

Влияние надежности астронавигационных систем. Отказы в работе астронавигационных систем могут рассматриваться в виде простейшего пуассоновского потока. Для этого вида распределения вероятность появления n отказов за промежуток времени t при плотности отказов a , определяется соотношением

$$W = \frac{(at)^n}{n!} e^{-at}. \quad (10.22)$$

Это соотношение можно использовать для вычисления вероятности безотказной работы системы в течение некоторого времени. В такой постановке задачи $n=0$, поэтому из (10.22)

$$w_6 = e^{-at}, \quad (10.23)$$

где t — время безотказной работы системы;

a — среднее число отказов в единицу времени.

Величина a может быть определена через среднее время безотказной работы системы $t_{\text{ср}}$:

$$a = \frac{1}{t_{\text{ср}}}. \quad (10.24)$$

С учетом этого соотношения формулу (10.23) можно представить в таком виде:

$$w_6 = e^{\left(-\frac{t}{t_{\text{ср}}}\right)}. \quad (10.25)$$

Этим соотношением определяется вероятность безотказной работы астронавигационной системы в течение времени t при данном значении среднего времени безотказной работы $t_{\text{ср}}$. Это соотношение можно использовать также для определения с заданной вероятностью времени безотказной работы системы при полученном опытным или расчетным путем среднем времени безотказной работы $t_{\text{ср}}$ или при данной величине среднего числа отказов в единицу времени a .

БЛАНК ДЛЯ РАСЧЕТА ЭЛЕМЕНТОВ ЛРВ

Дата _____		$H =$ _____	$W =$ _____	$ПУ =$ _____	$c =$ _____
Светило					
$T'_N + u - \frac{\tau}{2}$					
$- N$					
$T_{гр}$					
$t'_{гр} (S'_{гр})$					
$\bar{\Delta}$		$\Delta t_{гр} (\Delta S_{гр})$			
$t_{гр} (S_{гр})$					
λ_n					
$t(S)$		t_E			
φ_n					
σ_T, Δ					
δ					
$h'_n + c$					
$- r$					
$+ p$					
E					
$\Delta\varphi_{Пол}$					
$h_n (\varphi)$					
h_B					
$\Delta h'$		$\Delta h \text{ км}$			
А	Табл.				
	Навиг.				
Подпись _____					

ЛИСТ АВИАЦИОННОГО АСТРОНОМИЧЕСКОГО ЕЖЕГОДНИКА

1967 г. 18 октября. Среда

№	Восх. Солнца Сут. изм.	Зах. Солнца Сут. изм.	Прод. сум.		Восх. Луны Сут. изм.	Зах. Луны Сут. изм.	ЛУНА				Параллакс Луны			
			Гляд.	навиг.			Г _{гр}	Г _л	Δ	δ	Δ	Восх. Луны	ρ	Восх. Луны
80	09 ^h 41 ^m -17 ^m	13 ^h 47 ^m +17 ^m	3 ^h 00 ^m	4 ^h 55 ^m	12,7	10,2	7 39	0 9	14	6 50	14	0	55	+
88	08 46 -10	14 42 +10	1 58	4 00	14,1	08,9	22 15	14	+ 7 04	+ 17	+ 13	9	54	+
86	08 14 - 8	15 15 + 8	1 45	3 28	14,8	08,3	36 51	18	+ 7 17	+ 17	+ 14	14	53	+
84	07 51 - 6	15 38 + 6	1 22	2 50	15,3 +1,0	07,9	51 27	17	+ 7 31	+ 17	+ 14	18	52	+
82	07 34 - 5	15 54 + 6	1 12	2 30	15,6 +0,7	07,6	66 03	17	+ 7 45	+ 17	+ 13	21	51	+
78	07 22 - 5	16 07 + 5	1 04	2 14	15,9 +0,5	07,3	80 39	16	+ 7 58	+ 16	+ 14	24	49	+
80	07 11 - 4	16 17 + 4	0 58	2 02	16,1 +0,3	07,2	95 14	13	+ 8 12	+ 17	+ 13	26	48	+
68	07 02 - 3	16 27 + 4	0 53	1 52	16,3 +0,2	07,0	109 50	13	+ 8 25	+ 17	+ 14	29	47	+
66	06 56 - 3	16 33 + 4	0 49	1 44	16,4 +0,2	06,9	124 26	17	+ 8 39	+ 17	+ 13	31	47	+
64	06 50 - 3	16 39 + 3	0 46	1 36	16,5 +0,1	06,8	139 02	16	+ 8 52	+ 16	+ 14	33	45	+
62	06 44 - 3	16 45 + 3	0 42	1 30	16,6 0,0	06,7	153 37	17	+ 9 05	+ 17	+ 13	35	44	+
60	06 40 - 2	16 50 + 3	0 40	1 26	16,7 -0,1	06,6	168 13	17	+ 9 19	+ 17	+ 13	37	44	+
58	06 36 - 2	16 54 + 3	0 38	1 21	16,8 -0,1	06,5	182 49	17	+ 9 32	+ 16	+ 14	39	43	+
56	06 32 - 2	16 58 + 2	0 36	1 17	16,9 -0,1	06,5	197 24	16	+ 9 46	+ 16	+ 14	40	42	+
54	06 28 - 2	17 01 + 2	0 34	1 13	17,0 -0,2	06,4	212 00	16	+ 9 59	+ 16	+ 13	42	40	+
52	06 25 - 2	17 04 + 2	0 33	1 10	17,0 -0,2	06,4	225 35	15	+ 10 12	+ 17	+ 13	44	39	+
50	06 22 - 1	17 12 + 2	0 30	1 04	17,2 -0,3	06,3	241 11	11	+ 10 25	+ 17	+ 13	45	38	+
48	06 18 - 1	17 18 + 2	0 28	0 59	17,3 -0,3	06,2	255 46	17	+ 10 38	+ 16	+ 13	47	37	+
46	06 14 - 1	17 25 + 1	0 24	0 52	17,5 -0,4	06,0	270 22	18	+ 10 51	+ 17	+ 13	48	36	+
44	06 10 - 1	17 35 + 1	0 22	0 48	17,7 -0,5	05,9	284 57	19	+ 11 05	+ 16	+ 14	49	35	+
42	06 06 - 1	17 42 + 1	0 20	0 44	17,8 -0,5	05,8	299 32	19	+ 11 18	+ 16	+ 14	51	34	+
40	06 02 - 1	17 48 + 1	0 18	0 40	17,9 -0,5	05,7	314 08	20	+ 11 31	+ 17	+ 13	52	33	+
38	05 58 - 1	17 54 + 1	0 16	0 36	18,0 -0,5	05,6	328 43	21	+ 11 44	+ 16	+ 12	53	32	+
36	05 54 - 1	18 00 + 1	0 14	0 32	18,1 -0,5	05,5	343 18	22	+ 11 57	+ 16	+ 13	54	31	+
34	05 50 - 1	18 06 + 1	0 12	0 28	18,2 -0,5	05,4	357 53	23	+ 12 09	+ 16	+ 13	55	30	+
32	05 46 - 1	18 12 + 1	0 10	0 24	18,3 -0,5	05,3		24		+ 17	+ 13			+
30	05 42 - 1	18 18 + 1	0 08	0 20	18,4 -0,5	05,2								+
28	05 38 - 1	18 24 + 1	0 06	0 16	18,5 -0,5	05,1								+
26	05 34 - 1	18 30 + 1	0 04	0 12	18,6 -0,5	05,0								+
24	05 30 - 1	18 36 + 1	0 02	0 08	18,7 -0,5	04,9								+
22	05 26 - 1	18 42 + 1	0 00	0 04	18,8 -0,5	04,8								+
20	05 22 - 1	18 48 + 1	0 00	0 00	18,9 -0,5	04,7								+

Фаза Луны: Полнолуние
18 октября 10 ч. 11 м.

N10	ЗВЕЗДЫ		СОЛНЦЕ			ВЕНЕРА		МАРС		ЮПИТЕР		САТУРН		
	α	δ	$t_{гр}$	δ	α	$t_{гр}$	δ	$t_{гр}$	δ	$t_{гр}$	δ	$t_{гр}$	δ	
00	05 49	0	17 42	0	0 21	0 46	17.8	-0.6	05.8	-0.7	05.7	-0.7	05.8	-0.7
01	05 42	0	17 49	0	0 21	0 45	17.9	-0.7	05.7	-0.7	05.6	-0.6	05.7	-0.7
02	05 35	0	17 56	0	0 21	0 45	18.1	-0.7	05.6	-0.6	05.4	-0.5	05.6	-0.6
03	05 27	+ 1	18, 03	0	0 23	0 49	18.2	-0.8	05.4	-0.8	05.4	-0.5	05.4	-0.5
04	05 19	+ 1	18 12	- 1	0 25	0 54	18.4	-0.9	05.3	-0.4	05.3	-0.4	05.3	-0.4
05	05 09	+ 1	18 22	- 1	0 28	1 02	18.6	-1.0	05.2	-0.3	05.2	-0.3	05.2	-0.3
06	04 54	+ 2	18 37	- 1	0 34	1 17	18.9	-1.2	05.0	-0.2	05.0	-0.2	05.0	-0.2
07	04 20	+ 3	19 02	- 2	0 46	1 48	19.4	-1.4	04.7	0.0	04.7	0.0	04.7	0.0

T _{гп}	ЗВЕЗДЫ		СОЛНЦЕ			ВЕНЕРА		МАРС		ЮПИТЕР		САТУРН	
	α	δ	$t_{гр}$	δ	α	$t_{гр}$	δ	$t_{гр}$	δ	$t_{гр}$	δ	$t_{гр}$	δ
4	25 48	183 39	202 09	- 9 17	202 09	295 17	+ 6 18	119 54	- 25 01	233 39	+ 12 17	17 31	+ 0 39
0	40 50	198 39	202 11	- 9 18	202 11	240 17	+ 6 18	134 54	- 25 01	248 41	+ 12 17	32 34	+ 0 39
1	55 53	213 39	202 13	- 9 19	202 13	255 18	+ 6 18	149 55	- 25 01	263 43	+ 12 17	47 37	+ 0 39
2	70 55	228 39	202 16	- 9 20	202 16	270 19	+ 6 17	164 55	- 25 01	278 46	+ 12 17	62 39	+ 0 39
3	85 58	243 40	202 18	- 9 21	202 18	285 19	+ 6 17	179 56	- 25 01	293 48	+ 12 17	77 42	+ 0 38
4	101 00	258 40	202 20	- 9 22	202 20	300 20	+ 6 17	194 56	- 25 01	308 50	+ 12 17	92 44	+ 0 38
5	116 03	273 40	202 23	- 9 23	202 23	315 20	+ 6 16	209 56	- 25 01	323 52	+ 12 17	107 47	+ 0 38
6	131 05	288 40	202 25	- 9 24	202 25	330 21	+ 6 15	224 57	- 25 01	338 54	+ 12 16	122 50	+ 0 38
7	146 07	303 40	202 27	- 9 24	202 27	345 21	+ 6 15	239 57	- 25 01	353 56	+ 12 16	137 52	+ 0 38
8	161 10	318 40	202 30	- 9 25	202 30	0 22	+ 6 15	254 58	- 25 01	8 58	+ 12 16	152 55	+ 0 38
9	176 12	333 40	202 32	- 9 26	202 32	15 23	+ 6 15	269 58	- 25 02	24 00	+ 12 16	167 58	+ 0 38
10	191 15	348 40	202 34	- 9 27	202 34	30 23	+ 6 14	284 59	- 25 02	39 02	+ 12 16	183 00	+ 0 38
11	206 17	3 41	202 37	- 9 28	202 37	45 24	+ 6 14	299 59	- 25 02	54 04	+ 12 16	198 03	+ 0 38
12	221 20	18 41	202 39	- 9 29	202 39	60 24	+ 6 14	315 00	- 25 02	69 05	+ 12 16	213 06	+ 0 38
13	236 22	33 41	202 41	- 9 30	202 41	75 25	+ 6 13	330 00	- 25 02	84 08	+ 12 15	228 08	+ 0 38
14	251 25	48 41	202 44	- 9 31	202 44	90 25	+ 6 13	345 01	- 25 02	99 10	+ 12 15	243 11	+ 0 38
15	266 27	63 41	202 46	- 9 32	202 46	105 25	+ 6 12	0 01	- 25 02	114 12	+ 12 15	258 13	+ 0 38
16	281 30	78 41	202 48	- 9 33	202 48	120 26	+ 6 12	15 02	- 25 02	129 14	+ 12 15	273 16	+ 0 38
17	296 32	93 41	202 51	- 9 34	202 51	135 27	+ 6 12	30 02	- 25 02	144 16	+ 12 15	288 19	+ 0 38
18	311 35	108 41	202 53	- 9 34	202 53	150 27	+ 6 11	45 02	- 25 02	159 19	+ 12 15	303 21	+ 0 37
19	326 37	123 42	202 56	- 9 35	202 56	165 28	+ 6 11	60 03	- 25 02	174 21	+ 12 15	318 24	+ 0 37
20	341 40	138 42	202 58	- 9 36	202 58	180 29	+ 6 11	75 03	- 25 02	189 23	+ 12 15	333 27	+ 0 37
21	356 42	153 42	203 00	- 9 37	203 00	195 29	+ 6 10	90 04	- 25 02	204 25	+ 12 14	348 29	+ 0 37
22	371 44	168 42	203 03	- 9 38	203 03	210 30	+ 6 10	105 04	- 25 02	219 27	+ 12 14	3 32	+ 0 37
23	386 46	183 42	203 05	- 9 39	203 05	225 30	+ 6 09	120 05	- 25 02	234 29	+ 12 14	18 34	+ 0 37

Приложение 3

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ТАБЛИЦЫ ДЛЯ РАСЧЕТА ЭЛЕМЕНТОВ ЛРВ
 Поправки в вычисленные высоты за минуты склонения
 Интерполяционные таблицы
 (Солнце, планеты, звезды)

f	$\Delta\delta$							
	10	9	8	7	6	5	4	3
0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'
1	1	1	1	1	1	1	1	1
2	2	2	2	2	2	2	2	2
3	3	3	3	3	3	3	3	3
4	4	4	4	4	4	4	4	4
5	5	5	5	5	5	5	5	5
6	6	5	5	4	4	3	2	2
7	7	6	6	5	4	4	3	2
8	8	7	6	6	5	4	3	2
9	9	8	7	6	5	4	4	3
10	10	9	8	7	6	5	4	3
11	11	10	9	8	7	6	4	3
12	12	11	10	8	7	6	4	3
13	13	12	10	9	8	6	5	4
14	14	13	11	10	8	7	6	4
15	15	14	12	10	9	8	6	4
16	16	14	13	11	10	8	6	5
17	17	15	14	12	10	8	7	6
18	18	16	14	13	11	10	8	6
19	19	17	15	13	11	10	8	6
20	20	18	16	14	12	10	8	6
21	21	19	17	15	13	10	8	6
22	22	20	18	15	13	11	9	7
23	23	21	18	16	14	12	9	7
24	24	22	19	17	14	12	10	7
25	25	22	20	18	15	12	10	7
26	26	23	21	18	16	13	10	8
27	27	24	22	19	16	14	11	8
28	28	25	22	20	17	14	11	8
29	29	26	23	20	17	14	12	9
30	30	27	24	21	18	15	12	9

	0 ^М	10 ^М	20 ^М	30 ^М	40 ^М	50 ^М
0 ^М	0°00'	2°30'	5°00'	7°30'	10°00'	12°30'
1	0 15	2 45	5 15	7 45	10 15	12 45
2	0 30	3 00	5 30	8 00	10 30	13 00
3	0 45	3 15	5 45	8 15	10 45	13 15
4	1 00	3 30	6 00	8 30	11 00	13 30
5	1 15	3 45	6 15	8 45	11 15	13 45
6	1 30	4 00	6 30	9 00	11 30	14 00
7	1 45	4 15	6 45	9 15	11 45	14 15
8	2 00	4 30	7 00	9 30	12 00	14 30
9	2 15	4 45	7 15	9 45	12 15	14 45

Перевод минут дуги большого круга
 в километры
 ($1' = 1,852 \text{ км}$)

	0'	10'	20'	30'	40'	50'	1°00'	1°10'	1°20'	1°30'	1°40'	1°50'	2°00'
0'	0	19	37	56	74	93	111	130	148	167	185	204	222
1	2	20	39	57	76	94	112	131	150	169	187	206	224
2	4	22	41	59	78	96	115	133	152	170	189	207	226
3	6	24	43	61	80	98	117	135	154	172	191	209	228
4	7	26	44	63	81	100	119	137	156	174	193	211	230
5	9	28	46	65	83	102	120	139	157	176	194	213	232
6	11	30	48	67	85	104	122	141	159	178	196	215	233
7	13	31	50	69	87	106	124	143	161	180	198	217	235
8	15	33	52	70	89	107	126	144	163	181	200	219	237
9	17	35	54	72	91	109	128	146	165	183	202	220	239

Поправки за счет рефракции
 (Вычитать из измеренной высоты)

Высота светила h	Высота полета H в км															
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
90°00'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'	0'
62 51	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
32 55	2	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1
21 08	3	3	3	3	3	3	3	2	2	2	2	2	2	2	2	2
15 11	4	4	4	4	4	4	4	3	3	3	3	3	3	3	3	3
11 49	5	5	5	5	5	5	5	4	4	4	4	4	4	4	4	4
9 36	6	5	5	4	4	4	4	3	3	2	2	2	2	2	2	2
8 02	7	6	6	5	5	5	5	4	4	3	3	3	3	3	3	3
6 51	8	7	7	6	6	6	6	5	5	4	4	4	4	4	4	4
5 56	9	8	8	7	7	7	7	6	6	5	5	5	5	5	5	5
5 12	10	9	9	8	8	8	8	7	7	6	6	6	6	6	6	6
4 35	11	10	10	9	9	9	9	8	8	7	7	7	7	7	7	7
4 05	12	11	11	10	10	10	10	9	9	8	8	8	8	8	8	8
3 39	13	12	12	11	11	11	11	10	10	9	9	9	9	9	9	9
3 16	14	13	13	12	12	12	12	11	11	10	10	10	10	10	10	10
2 56	15	14	14	13	13	13	13	12	12	11	11	11	11	11	11	11
2 33	16	15	15	14	14	14	14	13	13	12	12	12	12	12	12	12
2 09	17	16	16	15	15	15	15	14	14	13	13	13	13	13	13	13
1 56	18	17	17	16	16	16	16	15	15	14	14	14	14	14	14	14
1 45	19	18	18	17	17	17	17	16	16	15	15	15	15	15	15	15
1 34	20	19	19	18	18	18	18	17	17	16	16	16	16	16	16	16

**Поправки за счет вращения Земли
для пузырьковых и маятниковых секстантов
(в километрах)**

Путевая скорость W в км/час	Широта места самолета φ°											
	28	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80
200	2	3	3	3	4	4	4	5	5	5	5	5
250	3	3	4	4	5	5	5	6	6	6	6	6
300	4	4	5	5	6	6	6	7	7	7	7	8
350	4	5	5	6	6	7	7	8	8	9	9	9
400	5	6	6	7	7	8	9	9	10	10	10	10
450	6	6	7	8	8	9	10	10	11	11	11	12
500	6	7	8	8	9	10	11	11	12	12	13	13
550	7	7	8	9	10	11	12	12	13	13	14	14
600	7	8	9	10	11	12	13	14	14	15	15	15
650	8	9	10	11	12	13	14	15	15	16	16	17
700	9	9	11	12	13	14	15	16	17	17	18	18
750	9	10	11	13	14	15	16	17	18	18	19	19
800	10	10	12	14	15	16	17	18	19	20	20	21
850	10	11	13	14	16	17	18	19	20	21	21	22
900	11	12	13	15	16	18	19	20	21	22	22	23

Место самолета надо смещать на величину поправки вправо от линии пути в перпендикулярном к ней направлении. Аналогично следует поступать, если на карте прокладывается линия положения самолета. Новая (смещенная) линия положения самолета должна быть параллельна линии, первоначально проложенной на карте.

**Поправки к измеренной высоте за счет перемещения самолета
(поправки E)
(Высота первого светила измерена за 3 минуты до измерения высоты
второго светила)**

+	Путевая скорость W км/час	Путевой пеленг светила ψ°										
		0 360	10 350	20 340	30 330	40 320	50 310	60 300	70 290	80 280	90 270	+
200	5'	5'	5'	5'	4'	3'	3'	2'	1'	0'		
250	7	7	6	6	5	4	3	2	1	0		
300	8	8	8	7	6	5	4	3	2	0		
350	9	9	9	8	7	6	5	3	2	0		
400	11	11	10	9	8	7	5	4	2	0		
450	12	12	11	11	9	8	6	4	2	0		
500	14	13	13	12	10	9	7	5	2	0		
550	15	15	14	13	11	10	7	5	3	0		
600	16	16	15	14	12	10	8	6	3	0		
650	18	17	16	15	13	11	9	6	3	0		
700	19	19	18	17	15	12	10	7	3	0		
750	20	20	19	18	16	13	10	7	4	0		
800	22	22	21	19	17	14	11	8	4	0		
850	23	23	22	20	18	15	12	8	4	0		
900	24	24	23	21	19	16	12	8	4	0		
950	26	26	24	23	20	17	13	9	4	0		
1000	27	27	26	24	21	18	14	9	5	0		

-	Путевой пеленг светила ψ°	Путевая скорость W в км/час										
		180	170	160	150	140	130	120	110	100	90	-
		180	190	200	210	220	230	240	250	260	270	-

При $0^\circ < \psi < 90^\circ$ и $270^\circ < \psi < 360^\circ$ поправка $E > 0$, а при $90^\circ < \psi < 270^\circ$ поправка $E < 0$. Если путевой пеленг первого светила находится в пределах $270^\circ - 90^\circ$, то $E > 0$; если же путевой пеленг находится в пределах $90^\circ - 270^\circ$, то $E < 0$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационный астрономический ежегодник на 1967 г., Воениздат, 1966.
2. Белобров А. П., Мореходная астрономия, Гидрометеонздат, Л., 1953.
3. Воробьев Л. М., Навигация космических кораблей, Воениздат, 1964.
4. Воробьев Л. М., Об измерении истинного курса по Полярной звезде, «Вестник Воздушного Флота», 1953, № 12.
5. Воробьев Л. М., Об одной важной особенности применения авиационных астрокомпасов при полетах в Арктике, «Морской сборник», 1962, № 4.
6. Воробьев Л. М., Измерение истинного курса ночью, «Авиация и космонавтика», 1963, № 2.
7. Демин В. М., Определение места самолета в океане по измеренным высотам светил. «Морской сборник», 1964, № 4.
8. Денисов В. Г., Навигационное оборудование летательных аппаратов, Оборонгиз, 1963.
9. Кондратьев Н. Я., Астрономия в авиации, Воениздат, 1959.
10. Кондратьев Н. Я., Ориентировка по звездам, Воениздат, 1961.
11. Куликов К. А., Курс сферической астрономии, Физматгиз, 1961.
12. Куликовский П. Г., Справочник любителя астрономии, Физматгиз, 1961.
13. Кунццкий Р. В., Курс авиационной астрономии, Воениздат, 1949.
14. Маринбах А. Б., Об установке на астрономическом компасе географических координат. Бюллетень Всесоюзного астрономо-геодезического общества, изд-во «Наука», 1965, № 37.
15. Митин А. Т., Подготовка исходных навигационных данных, «Авиация и космонавтика», 1965, № 11.
16. Мясников Л. Л., Атомные часы. Общество по распространению политических и научных знаний РСФСР. Ленинградское отделение, 1962.
17. Поясное время и новые границы часовых поясов. Комитет стандартов, мер и измерительных приборов при Совете Министров СССР. Межведомственная комиссия единой службы времени, 1956.
18. Пясковский Д. В., Курс сферической астрономии, изд. Киевского университета, 1964.
19. Рачковский Н. Г., Основы теории автоматизированного самолетовождения, изд-во «Машиностроение», 1966.
20. Селезнев В. П., Навигационные устройства, Оборонгиз, 1961.
21. Селезнев В. П., Кирст М. Л., Системы навигации космических летательных аппаратов, Воениздат, 1965.
22. Сборник номограмм для определения географических координат полюса и промежуточных точек ортодромии, Воениздат, 1966.
23. Сергеев Л. П., Астрономические курсовые приборы, Воениздат, 1959.
24. Гурко О. В., Определение условий видимости космических ракет. Искусственные спутники Земли. Выпуск 5., Изд. АН СССР, М. 1960.
25. Таблицы высот и азимутов Солнца, Луны и планет, Воениздат, 1958.
26. Таблицы высот и азимутов звезд, Воениздат, 1946.
27. „Navigation Journal of the Institute of Navigation, vol. 11, No. 3 Autumn 1964.
28. Кривоносов Н. К., Курс самолетовождения, Воениздат, 1949.

29. Шкловский И. С., Радиоастрономия, Гостехиздат, 1955.
 30. Шкловский И. С., Вселенная. Жизнь. Разум, изд-во «Наука», 1965.
 31. Хлюстин Б. П., Мореходная астрономия, Военмориздат, М.—Л., 1939.
 32. Космическая навигация. Пер. с англ. под ред. акад. А. Ю. Ишлинского и инж. И. Н. Синицына, Воениздат, 1966.
 33. Вентцель Е. С., Теория вероятностей, Физматгиз, 1962.
 34. Лесков М. М., Гаврюк М. И., Ошибки навигационных определений, изд-во «Транспорт», 1964.
 35. Попов П. И., Баев К. Л. и др., Астрономия. Под общей редакцией П. И. Попова. Государственное учебно-педагогическое издательство Министерства просвещения РСФСР, 1958.
 36. Инерциальные системы управления. Под ред. Д. Питтмана. Пер. под ред. д-ра техн. наук, проф. Д. М. Комарова, Воениздат, 1964.
 37. Фролов В. С., Инерциальные системы навигации, Воениздат, 1963.
 38. Фридендер Г. О., Селезнев В. П., Пилотажные манометрические приборы, компасы и автоштурманы, Оборонгиз, 1953.
 39. Луцкий В. А., Расчет надежности и эффективности радиоэлектронной аппаратуры, изд. АН УССР, 1963.
 40. Авиационный справочник (для летчика и штурмана). Под ред. генерал-майора авиации В. М. Лавского, Воениздат, 1964.
 41. „Navigation. Journal of Institute of Navigation“ Winter 1965—1966, vol. 12, No. 4.
 42. Aviation. Week, November, 1954.
 43. Бакулин П. И., Кононович Э. В., Мороз В. И., Курс общей астрономии, изд-во «Наука», 1966.
 44. Сергеев Л. П., Руководство по воздушной астрономии, ч. I и II. Под ред. Г. С. Френкеля. Отдел издательства Народного Комиссариата Обороны СССР, 1934.
 45. Зигель Ф. Ю. Звезды ведут в бесконечность, Физматгиз, 1961.
 46. Павлыченко А. Д., Сафронов Г. Д. и др., Надежность радиоэлектронной аппаратуры, изд-во «Советское радио», 1963.
 47. Эрике К., Космический полет, т. I. Физматгиз, 1963.
 48. Блажко С. Н., Курс сферической астрономии, Гостехтеоретиздат, 1954.
 49. Блажко С. Н., Курс общей астрономии, Гостехиздат, М.—Л., 1947.
 50. Куликов К. А., Фундаментальные постоянные астрономии, Гостехтеоретиздат, 1956.
 51. Вентцель М. К., Основы теоретической астрономии, изд-во геодезической литературы, 1962.
 52. Молоканов Г. Ф., Точность и надежность навигации летательных аппаратов, изд-во «Машиностроение», 1967.
 53. Бэттин Р., Наведение в космосе, изд-во «Машиностроение», 1966.
 54. Бычков С. И., Лукьянов Д. П. и др., Космические радиотехнические комплексы. Под общей редакцией проф. С. И. Бычкова, изд-во «Советское радио», 1967.
 55. Mariner V launch Successful. Space world, 1967, ND-10-46.
 56. Qiasins G., Mc. Conless F., Star Trackers and Systems Design, Wachington, D. C., Spartan Books, 1966.
 57. Stera Robert J., Determination of the times of mutual visibility between two earth satellites, J. Spacecraft and Rockets, 1968, 5, No 3.
 58. Cunnigham Fred C., Calculation of the eclipse factor for elliptical satellite orbits. ARS Journal, 1962, 32, No 9.
-

О Г Л А В Л Е Н И Е

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава I. Системы небесных координат	7
§ 1.1. Небесная сфера	7
§ 1.2. Экваториальная система небесных координат	9
§ 1.3. Горизонтальная система небесных координат	11
§ 1.4. Эклиптические системы координат	12
§ 1.5. Орбитальная система координат	13
§ 1.6. Пересчет координат светил из одной системы в другую	14
§ 1.7. Условные координаты светила	17
Глава II. Условия пеленгации светил. Основы теории пеленгации светила плоскостью	20
§ 2.1. Звездная величина светила	20
§ 2.2. Навигационные светила	23
§ 2.3. Проблема дневной «видимости» звезд и пути ее решения	25
§ 2.4. «Радиовидимость» небесных светил и участков звездного неба	27
§ 2.5. Телевизионные и радиационные пеленгаторные системы	30
§ 2.6. Измерительная плоскость и плоскость пеленгации	32
§ 2.7. Измеряемые параметры. Оценка качества плоскости пеленгации	36
§ 2.8. Общее уравнение пеленгации светила плоскостью с подвижной платформы	43
§ 2.9. Уравнение пеленгации светила плоскостью с аэродинамического летательного аппарата	46
§ 2.10. Уравнение пеленгации светила плоскостью с космического летательного аппарата — спутника Земли	54
§ 2.11. Значения параметров пеленгации F, G, H	62
Глава III. Причины и характер изменения небесных координат светил в полете	65
§ 3.1. Видимое гоодвое движение Солнца	65
§ 3.2. Видимое движение Луны. Фазы Луны	69
§ 3.3. Видимое движение планет	72
§ 3.4. Собственные движения звезд	74
§ 3.5. Прецессия земной оси	75
§ 3.6. Видимое суточное вращение небесной сферы	77
§ 3.7. Кульминация светил	79
§ 3.8. Характер изменения горизонтальных координат светил в полете на аэродинамическом летательном аппарате	80
§ 3.9. Характер изменения горизонтальных координат светил в полете на космическом летательном аппарате — спутнике Земли	89
§ 3.10. Характер изменения орбитальных координат светил в полете на космическом летательном аппарате — спутнике Земли	93

	<i>Стр.</i>
Глава IV. Измерение времени по движению небесных светил	98
§ 4.1. Звездное время	99
§ 4.2. Солнечное время	100
§ 4.3. Поясное и декретное время	104
§ 4.4. Способы расчета звездного времени	107
§ 4.5. Неравномерность вращения Земли	110
§ 4.6. Оценка качества часов. Измерение времени в полете	111
§ 4.7. Летоисчисление	114
Глава V. Астрономические методы определения положения летательного аппарата	118
§ 5.1. Поверхности и линии положения летательного аппарата	118
§ 5.2. Астрономические линии положения самолета	121
§ 5.3. Астрономические методы раздельного определения широты и долготы места самолета и наблюдателя	128
§ 5.4. Поверхности положения космических летательных аппаратов	131
Глава VI. Применение секстантов в полете	140
§ 6.1. Авиационные и космические секстанты	140
§ 6.2. Способы учета методических погрешностей определения астрономической линии положения и места самолета	148
§ 6.3. Случайные ошибки измерения высоты светила. Теория интегрального осреднения высот светил	157
§ 6.4. Поправка секстанта и способы ее определения	160
§ 6.5. Астрономические расчетные пособия	166
§ 6.6. Расчет элементов ЛРВ и прокладка ее на карте	169
§ 6.7. Астрономический расчетчик типа «Зенит»	173
§ 6.8. Оценка точности определения линии положения и места самолета по измеренным высотам светил	177
Глава VII. Применение астрономических компасов в полете	179
§ 7.1. Принципы устройства астрономических компасов	179
§ 7.2. Методы компенсации пилотажной компоненты и креновых вращений	184
§ 7.3. Методы компенсации перемещения самолета	188
§ 7.4. Методы компенсации вращения Земли	192
§ 7.5. Методика измерения курса в полете	193
§ 7.6. Методика выполнения полета по заданному маршруту с помощью астрокомпаса	201
§ 7.7. Приближенное определение курса по небесным светилам	207
Глава VIII. Автоматические астронавигационные системы и их применение	211
§ 8.1. Экваториальный (моделирующий) астроориентатор	211
§ 8.2. Горизонтальный астроориентатор, основанный на пеленгации двух звезд. Астроориентатор типа БЦ-63	213
§ 8.3. Астронерциальные навигационные системы	219
§ 8.4. Комплексные системы с астрономическими датчиками	224
§ 8.5. Погрешности астроориентаторов	226
§ 8.6. Подготовка исходных данных для горизонтального астроориентатора	232
Глава IX. Расчет и оценка условий естественного освещения в полете	242
§ 9.1. Деление суток в зависимости от условий естественного освещения	242
§ 9.2. Невосходящие и незаходящие светила	243
§ 9.3. Высота светила в момент видимого восхода и захода	245
§ 9.4. Расчет таблиц и графиков для определения условий естественного освещения	247

	<i>Стр.</i>
§ 9.5. График и расчетчики условий естественного освещения . . .	249
§ 9.6. Условия естественного освещения в космическом полете	255
Глава X. Оценка эффективности астронавигационных средств	262
§ 10.1. Рабочая область астронавигационной системы	262
§ 10.2. Общая оценка эффективности астронавигационных систем и средств	264
§ 10.3. Оценка факторов, определяющих эффективность применения астронавигационных средств	265
<i>Приложения</i>	
1. Бланк для расчета элементов ЛРВ	271
2. Лист Авиационного астрономического ежегодника	272
3. Вспомогательные таблицы для расчета элементов ЛРВ	274
<i>Литература</i>	276

Леонид Михайлович Воробьев

АСТРОНОМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Редактор *Л. Ф. Ермилова*

Технический редактор *Н. А. Пухликова*

Художник *Н. Т. Дворников*

Корректор *А. И. Карамышкина*

Сдано в набор 13/III 1968 г.

Г57477

Подписано к печати 23/X 1968 г.

Формат бумаги 60×90^{1/16}=18,5 печ. л., в т. ч. 1 вкл. с/об. 9,25 бум. л. Уч.-изд. л. 17,19

Бумага типографская № 1. Тираж 3200 экз. Цена 1 р. 38 к. Тем. план 1968 г. № 163

Издательство «Машиностроение», Москва, К-51, Пегровка, 24 Изд. зак. № 1918

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 606

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть
49	6 снизу	$(\omega_3 = 2,29 \cdot 10^{-5} \text{ сек}^{-1})$	$(\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ сек}^{-1})$
75	4 снизу	$89^{\circ}06'36''$	$53'24''$
128	14 снизу	$89^{\circ}07'$	$53'$
260	формула (9.17)	$\delta_{II} = -i$	$\delta_{II} = 90^{\circ} - i$

Заказ 1918/606