Х. Г. ИТКИНОВ

Штурманский справочник



МОСКВА · ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ СССР · 1978

Х. Г. ИТКИНОВ

заслуженный военный штурман СССР

ШТУРМАНСКИЙ СПРАВОЧНИК

Пособие для летного состава ДОСААФ

Москва

Ордена «Знак Почета» Издательство ДОСААФ СССР

1978

6Т5.1
И92

Иткинов Х. Г.

И92 Штурманский справочник. М., ДОСААФ, 1978.

271 с. с ил.

В справочнике изложены основные положения теории и практики самолетовождения, устройство и применение геотехнических и радиотехнических средств самолетовождения, а также приведены некоторые штурманские расчеты, необходимые летчикам и штурманам при подготовке и выполнении полетов.

Основные термины, определения и буквенные обозначения, применяемые в самолетовождении, даны в соответствии с ГОСТ 20058—74 и руководящими документами по штурманской службе.

Справочник написан с учетом программы и специфики обучения летчиков-спортсменов в авиационных организациях ДОСААФ и предназначен для летного состава ДОСААФ.

6Т5.1

$И\frac{11205—014}{072(02)—78}61—78$

© Издательство ДОСААФ СССР, 1978 г.

Глава I.
КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО КАРТОГРАФИИ

ФОРМА И РАЗМЕРЫ ЗЕМЛИ. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ НА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Физическая поверхность Земли, имеющая сложную геометрическую форму, близка к геоиду.

Геоидом называется фигура, ограниченная уровенной поверхностью, совпадающей с поверхностью мирового океана в состоянии равновесия воды (рис. 1). Уровенная поверхность в каждой своей точке нормальна к направлению силы тяжести.

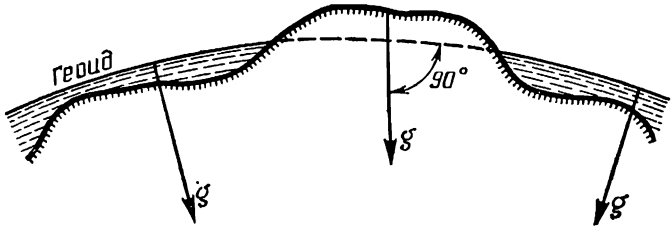


Рис. 1. Поверхность геоида

Поверхность геоида не может быть выражена простым математическим уравнением. Поэтому для упрощения различных выражений геоид заменяется эллипсоидом вращения, который имеет правильную геометрическую форму и незначительно отличается от геоида.

Земным эллипсоидом называется фигура, представляющая собой сплюснутый эллипсоид враще-

ния. Его размеры подбирают таким образом, чтобы он в пределах определенной территории максимально подходил к поверхности геоида. Такой эллипсоид называется референц-эллипсоидом. В Советском Союзе в качестве референц-эллипсоида принят эллипсоид Ф. Н. Красовского. Он положен в основу всех картографических работ на территории СССР и других социалистических

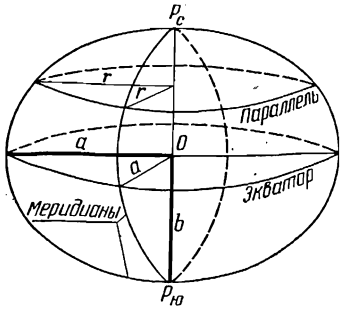


Рис. 2. Эллипсоид Красовского

стран Европы и Азии (рис. 2) и имеет следующие характеристики:

большая полуось (радиус экватора) $a=6\,378\,245$ м;

малая полуось (расстояние от плоскости экватора до полюса) $b=6\,356\,863$ м;

$$\text{сжатие } c=\frac{a-b}{a}=\frac{21\,382}{6\,378\,245}=0{,}00335233.$$

Так как сжатие невелико, то форма Земли мало отличается от шара. Поэтому при решении многих навигационных задач, не требующих высокой точности, Земля принимается за шар с радиусом $R=6371$ км. При этом допуске максимальные ошибки в определении длин могут составить 0,5% и в определении направления 12′.

Зная радиус Земли, можно рассчитать длину большого круга (меридиана и экватора):

$$L=2\pi R=2\cdot 3{,}14\cdot 6371\approx 40\,000 \text{ км}.$$

Определив длину большого круга, можно найти длину дуги меридиана (экватора) в 1° или в 1′:

1° дуги меридиана (экватора) $= L/360^\circ = 111$ км,

1′ дуги меридиана (экватора) $111/60' = 1{,}853$ км.

Длина каждой параллели меньше длины экватора и зависит от широты места. Она равна $l_{\text{пар}}=L_{\text{экв}}\cos\varphi_{\text{пар}}$.

Положение точки на поверхности земного эллипсоида может быть определено геодезическими координатами — геодезической широтой и геодезической долготой. Для определения положения точки на поверхности геоида используются астрономические координаты, получаемые путем математической обработки результатов астрономических измерений. Однако в ряде случаев,

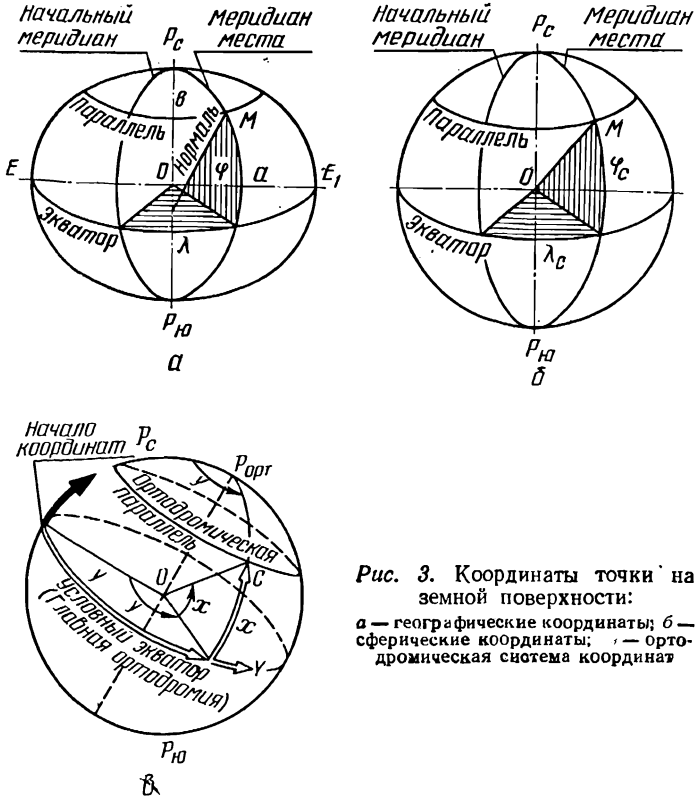


Рис. 3. Координаты точки на земной поверхности:
а — географические координаты; *б* — сферические координаты; *в* — ортодромическая система координат

когда не нужно учитывать разности геодезических и астрономических координат, для определения положения точки в самолетовождении пользуются понятием географические координаты (рис. 3, *а*).

Географической широтой φ называется угол между плоскостью экватора и нормалью к поверхности эллипсоида в данной точке. Широта измеряется

от плоскости экватора к полюсам от 0 до 90° к северу или югу. Северная широта считается положительной, южная — отрицательной.

Географической долготой λ называется двугранный угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана данной точки. Долгота измеряется дугой экватора от начального меридиана до меридиана данной точки к востоку и западу от 0 до 180°. Долгота, измеренная на восток от начального меридиана, называется восточной; долгота, измеренная на запад, называется западной. За начальный меридиан принят меридиан Гринвича, проходящий через Гринвичскую обсерваторию, находящуюся вблизи Лондона.

На поверхности земного шара положение точки определяется сферическими координатами (см. рис. 3, *б*).

Сферической широтой φ_c называется угол, заключенный между плоскостью экватора и направлением на данную точку из центра земной сферы. Сферическая широта измеряется центральным углом или дугой меридиана в тех же пределах, что и широта географическая.

Сферическая долгота λ_c определяется двугранным углом, заключенным между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана данной точки. Она измеряется в тех же пределах, что и географическая долгота.

На поверхности земного шара для определения положения точек и решения других задач самолетовождения используется также ортодромическая система координат (см. рис. 3, *в*) — сферическая система координат с произвольным расположением полюса. Координатами точки в этой системе являются ортодромическая широта и ортодромическая долгота.

Ортодромическая широта x — угол между плоскостью условного экватора (главной ортодромии) и направлением из центра земного шара в данную точку на его поверхности; отсчитывается от плоскости условного экватора к полюсам системы координат от 0 до $\pm 90°$.

Ортодромическая долгота y — двугранный угол между плоскостью начального ортодромического меридиана и плоскостью ортодромического меридиана данной точки. Начало отсчета ортодромической

долготы может быть выбрано произвольно; в ряде случаев его выбор диктуется особенностями навигационного вычислительного устройства.

ОСНОВНЫЕ ЛИНИИ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМНОГО ШАРА

В целях самолетовождения на поверхности земного шара рассматриваются линии пути и линии положения.

Линией пути самолета называется проекция на земную поверхность траектории его движения в пространстве. В настоящее время применяются главным образом две линии пути: ортодромия и локсодромия.

Линией положения называется геометрическое место точек вероятного местонахождения самолета, соответствующее постоянному значению измеренного навигационного параметра. В самолетовождении используются следующие основные линии положения: линия ортодромического пеленга, линия равных азимутов (радиопеленгов), линия равных расстояний и линия равных разностей расстояний (гипербола).

Ортодромия — дуга большого круга, являющаяся кратчайшим расстоянием между двумя точками на поверхности земного шара. Ортодромия пересекает меридианы под различными углами. В частном случае она может совпадать с меридианом и экватором (рис. 4).

На полетных картах, составленных в видоизмененной поликонической проекции, ортодромия между двумя пунктами, расположенными на расстоянии до 1000—1200 км, прокладывается прямой линией. Путевой угол и длина пути по ортодромии измеряются по карте. На больших расстояниях ортодромия прокладывается кривой линией, обращенной выпуклостью к полюсу. В этом случае путевой угол и длина пути рассчитываются по специальным формулам.

Расчет направления ортодромии β (т. е. путевого угла) в начальной точке производится по формуле:

$$\operatorname{ctg}\beta = \cos\varphi_1 \operatorname{tg}\varphi_2 \operatorname{cosec}(\lambda_2 - \lambda_1) - \sin\varphi_1 \operatorname{ctg}(\lambda_2 - \lambda_1),$$

где φ_1, λ_1 — координаты точки, в которой рассчитывается путевой угол;

φ_2, λ_2 — координаты второй точки ортодромии.

Расчет длины ортодромии $S_{орт}$ при найденном значении направления β выполняется по формуле:

$$\sin S_{орт} = \frac{\sin(\lambda_2 - \lambda_1)\cos\varphi_2}{\sin\beta}.$$

Расчет длины ортодромии по координатам начального и конечного пунктов ортодромического этапа производится по формуле:

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

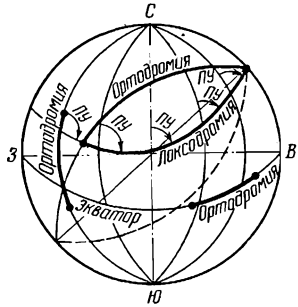


Рис. 4. Ортодромия и локсодромия

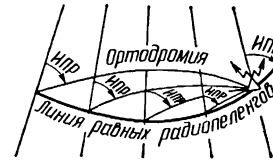


Рис. 5. Линия равных азимутов (радиопеленгов)

Чтобы получить длину в километрах, необходимо результат выразить в минутах дуги и умножить на 1,853. С достаточной для практического применения точностью расчет элементов ортодромии производится на специальном навигационном глобусе.

Локсодромия — линия на поверхности земного шара, пересекающая меридианы под постоянным углом (см. рис. 4). Локсодромия имеет вид пространственной логарифмической спирали, которая огибает земной шар бесконечное число раз и с каждым оборотом постепенно приближается к полюсу. В общем случае локсодромия длиннее ортодромии. Только в частных случаях, когда полет происходит по меридиану или по экватору, длина пути по локсодромии и ортодромии будет одинаковой. При больших расстояниях между пунктами перелета и особенно при направлении маршрута, близком к 90° или 270°, разность между расстояниями по ортодромии и локсодромии достигает больших значений.

Путевой угол локсодромии α по координатам двух ее точек (φ_1, λ_1 и φ_2, λ_2) рассчитывается по формуле:

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{\lambda_2 - \lambda_1}{\varphi_2 - \varphi_1}\cos\varphi_{ср},$$

где $\varphi_{ср} = 0{,}5(\varphi_2 + \varphi_1)$.

Длина локсодромии (в км) при путевых углах, близких к 0° или 180°, рассчитывается по формуле:

$$S = 1{,}853\frac{(\varphi_2 - \varphi_1)'}{\cos\alpha},$$

а при путевых углах, близких к 90° или 270°, расчет производится по формуле:

$$S = 1{,}853\frac{(\lambda_2 - \lambda_1)'\cos\varphi_{ср}}{\sin\alpha}.$$

Линия равных азимутов (линия равных радиопеленгов) — линия, в каждой точке которой радионавигационная точка (РНТ) пеленгуется под одним и тем же истинным пеленгом радиостанции (ИПР) (рис. 5). Линия равных азимутов в качестве линии положения применяется при измерении пеленга радиостанции с помощью радиокомпаса. Уравнение линии равных азимутов по сфере имеет вид:

$$\operatorname{ctg}\Pi = \cos\varphi\operatorname{tg}\varphi_P\operatorname{cosec}(\lambda_P - \lambda) - \sin\varphi\operatorname{ctg}(\lambda_P - \lambda),$$

где φ_P, λ_P — координаты радиостанции,

Π — пеленг радиостанции.

Линия равных расстояний — линия, все точки которой находятся на одинаковом удалении от некоторой фиксированной точки. На поверхности земного шара линия равных расстояний представляет окружность малого круга. В качестве линии положения линия равных расстояний находит применение при измерении расстояния с помощью дальномерной и угломерно-дальномерной систем.

Линия равных разностей расстояний — линия, в каждой точке которой разность расстояний до двух фиксированных точек на земной поверхности (радиостанций) является постоянной величиной.

КАРТЫ И КАРТОГРАФИЧЕСКИЕ ПРОЕКЦИИ

Картой называется графическое изображение земной поверхности или отдельных ее частей, выполненное на плоскости по определенному математическому закону. Это изображение получается искаженным, так как в принципе невозможно развернуть земную поверхность на плоскость без разрывов и складок в отдельных ее местах. Искажения изображения проявляются в несоответствии длин, углов и площадей их действительным величинам, они приводят к тому, что масштаб карты является переменной величиной. Различают главный и частный масштабы.

Главным масштабом называется степень общего уменьшения Земли до размеров глобуса, который затем проектируется на плоскость. Этот масштаб указывается под южной рамкой карты и в нем обычно выполняются все измерения. Главный масштаб численно равен отношению длины любого отрезка на поверхности глобуса к соответствующей ей длине на поверхности Земли.

Частным масштабом называется отношение бесконечно малого отрезка на карте в данной ее точке по данному направлению к соответствующему бесконечно малому отрезку на поверхности Земли. В общем случае частный масштаб является переменной величиной не только в различных точках карты, но и по различным направлениям в данной точке.

Классификация и назначение авиационных карт

Навигационные (аэронавигационные) карты, применяемые в авиационных организациях ДОСААФ, по своему назначению делятся на полетные (маршрутно-полетные), бортовые, карты целей, специальные.

При выполнении задач летной подготовки на различных типах летательных аппаратов применяются карты следующих основных масштабов:

Полетные и маршрутно-полетные карты	Бортовые карты	Карты целей	Специальные карты
1 : 200 000 1 : 500 000 1 : 1 000 000 1 : 2 000 000	1 : 1 000 000 1 : 2 000 000	1 : 50 000 1 : 100 000 1 : 200 000	1 : 2 000 000 1 : 3 000 000 1 : 4 000 000

Полетные и маршрутно-полетные карты служат для выбора и прокладки маршрута, расчета полета, визуальной и радиолокационной ориентировки, контроля пути, выполнения расчетов и графических построений в полете.

Бортовые карты предназначены для решения задач самолетовождения в случае выхода за пределы полетной карты, а также для прокладки линий положения.

Карты целей служат для расчета и определения координат заданных объектов, привязки и дешифрования аэрофотоснимков, визуальной ориентировки при полетах на малых высотах, выхода на малоразмерные объекты, при высадке или выброске воздушных десантов (поисково-спасательных команд).

Специальные карты предназначаются в основном для решения навигационных задач с помощью радиотехнических систем. На них вручную или типографским путем наносят сетки линий положения: линии пеленгов от наземных радионавигационных точек, азимутально-дальномерные сетки и др. Специальные карты могут быть одновременно и бортовыми.

Для различных справок, необходимых при планировании полетов и перелетов и подготовке к ним, применяются справочные карты. К ним относятся карты крупных аэродромных узлов, обзорные навигационные карты, карты магнитных склонений, часовых поясов, климатические и др.

Сущность картографических проекций и их классификация

Способ изображения земной поверхности на плоскости называется *картографической проекцией.*

Сущность любой картографической проекции состоит в том, что поверхность земного шара переносят сна-

чала на глобус определенного размера, а затем с глобуса намеченным способом на плоскость.

По характеру искажений картографические проекции делят на равноугольные, равнопромежуточные, равновеликие и произвольные.

Равноугольными называют такие проекции, в которых направления и углы изображаются без искажений, в результате чего сохраняется равенство частных масштабов по меридиану и по параллели. В такой проекции элементарный кружок глобуса изображается также кружком, отличным от оригинала только по площади.

Карты в равноугольных проекциях широко используются в авиации, так как они позволяют наиболее просто измерять направления и углы. Кроме того, практически без искажений передается конфигурация небольших площадных ориентиров, что важно при ведении визуальной ориентировки в полете.

Равнопромежуточными называют такие проекции, в которых длины по определенным направлениям изображаются без искажений. Элементарный кружок в такой проекции изображается эллипсом, одна из полуосей которого равна радиусу кружка.

Равнопромежуточные проекции применяются главным образом для создания мелкомасштабных справочных карт.

Равновеликими называют такие проекции, в которых площадь изображаемой фигуры равна площади этой же фигуры на глобусе. Элементарный кружок на глобусе изображается на плоскости равновеликим эллипсом.

К произвольным относятся проекции, не сохраняющие ни одно из указанных выше свойств. При решении навигационных задач приходится измерять не только углы, но и расстояния. Поэтому иногда лучше иметь произвольную проекцию, которая, не являясь ни равноугольной, ни равнопромежуточной, давала бы весьма незначительные искажения углов и длин.

По способу построения (по виду меридианов и параллелей) все картографические проекции делятся на конические, поликонические, азимутальные, цилиндрические и специальные.

В основу этого деления положено использование при

проектировании вспомогательной геометрической поверхности. Для получения конической проекции используется конус, поликонической — несколько конусов, цилиндрической — цилиндр. Азимутальные проекции получаются перенесением поверхности глобуса непосредственно на плоскость. Специальные проекции строятся без использования вспомогательной поверхности.

Вспомогательная геометрическая поверхность может по-разному ориентироваться относительно оси глобуса. В связи с этим различают следующие проекции:

нормальные, когда ось конуса, цилиндра или перпендикуляр к плоскости совпадает с осью глобуса;

поперечные, когда угол между осями равен 90°;

косые, когда угол между осями больше нуля и меньше 90°.

Каждая вспомогательная поверхность может быть касательной к глобусу или секущей его, что влияет на распределение частных масштабов на карте.

Карты в видоизмененной поликонической проекции

В видоизмененной поликонической проекции составлены карты масштабов 1 : 1 000 000 и 1 : 2 000 000. Принцип построения карт в видоизмененной поликонической проекции масштаба 1 : 1 000 000 состоит в следующем. Вся земная поверхность делится на пояса шириной 4° и переносится на боковые поверхности конусов, секущих земной шар по заданным параллелям. Перенос местности производится не сразу всего пояса, а отдельными сферическими трапециями, размер которых равен 4° по широте и 6° по долготе. На каждом листе карты меридианы изображаются прямыми линиями, сходящимися к полюсу, а параллели — дугами концентрических окружностей. На крайних параллелях листа искажений нет. В целях равномерного распределения искажений на листе карты меридианы, отстоящие от среднего меридиана в обе стороны на 2°, растягивают настолько, что они изображаются без искажений. Внутренние меридианы и параллели оставляют несколько сжатыми, а наружные меридианы несколько растягивают (рис. 6).

Особенности построения сетки меридианов и параллелей в поликонической проекции приводят к тому, что склеивать без разрывов можно только листы одной колонки или одной полосы. Допускается склейка в блок девяти листов (3 × 3) карт масштаба 1 : 1 000 000. В этом случае возникающие разрывы не вызывают существенных искажений длин и углов.

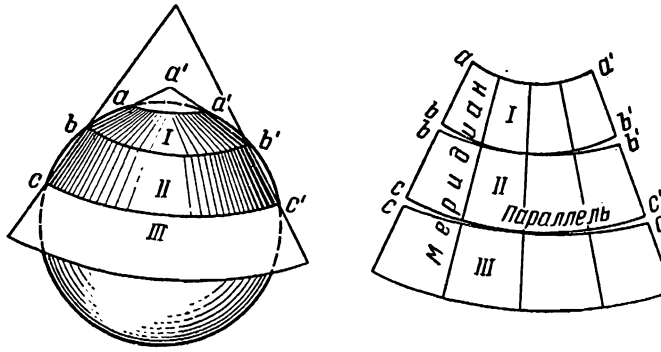


Рис. 6. Поликоническая проекция:
aa' и *bb'* — параллели сечения первого конуса; *bb'* и *cc'* — параллели сечения второго конуса

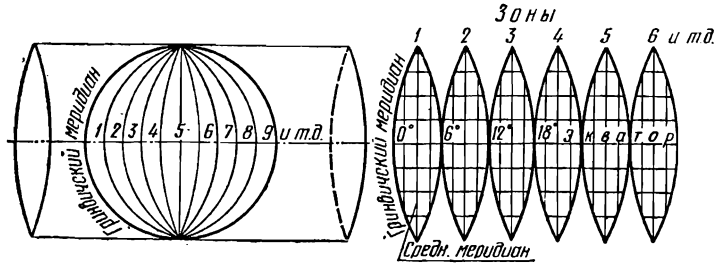


Рис. 7. Поперечно-цилиндрическая проекция

Аэронавигационная карта масштаба 1 : 2 000 000 издается в прямоугольных рамках. Каждый лист включает основную площадь размером 12° по широте и 18° по долготе, а также полосы перекрытия со смежными листами. В диапазоне широт от 64 до 76° с. ш. (пояс А) размер основной площади на одном листе составляет 12° по широте и 36° по долготе (сдвоенные листы). Без

искажений на карте изображаются крайние параллели основной площади и меридианы, отстоящие от среднего на 6° к востоку и западу (в том числе и на сдвоенных листах).

Полимаршрутная полетная карта масштаба 1 : 2 000 000 служит для обеспечения полетов по трассам над территорией СССР. Она отличается от аэронавигационной карты отсутствием горизонтальной и гипсометрической раскраски рельефа и наличием данных о воздушных трассах. На листах полимаршрутной карты предусмотрены более широкие полосы перекрытия со смежными листами.

Карты в цилиндрических проекциях

Цилиндрические проекции получаются путем проектирования поверхности глобуса на боковую поверхность цилиндра. В зависимости от положения оси цилиндра относительно оси вращения Земли цилиндрические проекции бывают нормальные, поперечные и косые. В ДОСААФ используются в основном карты, составленные в равноугольной поперечно-цилиндрической и косой равноугольной проекциях.

В равноугольной поперечно-цилиндрической проекции Гаусса составлены карты масштабов 1 : 500 000 и крупнее.

Проекция Гаусса строится следующим образом. Вся поверхность Земли разделена на зоны меридианами, долготы которых кратны 6°. Каждая зона изображается на цилиндре, касающемся поверхности глобуса по среднему меридиану данной зоны (рис. 7). Искажения длин пропорциональны расстоянию от среднего меридиана каждой зоны. Наибольшие искажения длин — на краю зоны (на экваторе) и равны 0,14%, т. е. 140 м на 100 км измеряемой длины. Такое изображение с малыми искажениями достигнуто за счет проектирования малых участков земной поверхности. Особенности проекции порождают разрывы между зонами, которые затрудняют склейку листов карт соседних зон.

На картах крупного масштаба (1 : 200 000 и крупнее) нанесены и оцифрованы вдоль рамок линии прямоугольных координат X и Y, составляющие километро-

вую сетку прямоугольных координат Гаусса. Вертикальные километровые линии параллельны среднему меридиану данной зоны, принимаемому за ось X, а горизонтальные — экватору, принимаемому за ось Y. Оцифровка горизонтальных линий (координата X) обозначает расстояние (в км) от экватора до данной линии. Оцифровка вертикальных линий (координата Y) дает номер зоны и расстояние от среднего меридиана зоны до данной линии, увеличенное на 500 км.

На карты 1 : 500 000 километровая сетка не наносится, но начиная с 1962 г. выносы линий даются на рамках листов карт.

Прямоугольные координаты Гаусса применяются для определения положения геодезических пунктов и характерных ориентиров, используемых для привязки на местности объектов и различных радиотехнических устройств.

Угол γ, заключенный между меридианом точки и вертикальной координатной линией, называется *углом сближения меридианов* (рис. 8). Величина этого угла дается под южной рамкой крупномасштабной карты для средней точки листа или определяется по формуле:

$$\gamma = (\lambda - \lambda_{ср}) \sin \varphi,$$

где φ и λ — координаты точки, в которой определяется угол;

$\lambda_{ср}$ — долгота среднего меридиана данной зоны.

Направление α на ориентир C (см. рис. 8), измеренное относительно вертикальной координатной линии, называется *дирекционным углом*.

Для определения истинного азимута A необходимо к измеренному дирекционному углу α алгебраически прибавить угол сближения меридианов γ: $A = \alpha + \gamma$.

В косой равноугольной цилиндрической проекции издаются маршрутно-полетные карты масштабов 1 : 1 000 000 и 1 : 2 000 000, предназначенные для обеспечения перелетов.

Эта проекция получается при проектировании земной поверхности на боковую поверхность цилиндра, расположенного под углом к оси вращения Земли.

Проекция строится в условных координатах. За условный экватор берется заданный большой круг (ортодромия), по которому проходит ось маршрута. Полоса

вдоль оси маршрута переносится на боковую поверхность цилиндра, касающегося глобуса по этому большому кругу или секущего его по двум малым кругам.

В результате условный экватор (ортодромия) изображается прямой линией, условные параллели — прямыми, параллельными ортодромии, условные меридианы — равноотстоящими параллельными прямыми, перпендикулярными к ортодромии.

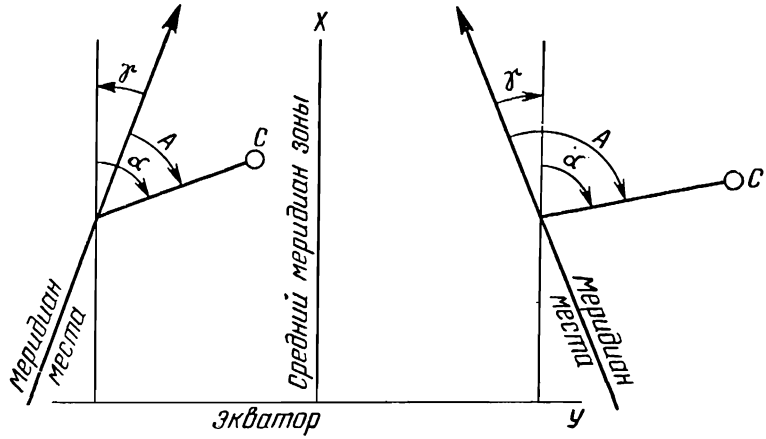


Рис. 8. Сближение меридианов γ, дирекционный угол α и азимут *A* на картах в проекции Гаусса

По характеру искажений проекция равноугольна. Частные масштабы по главным направлениям равны. Если взять полосу маршрута шириной 10° дуги большого круга (по 5° в обе стороны от условного экватора), то максимальные искажения длин на краях карты составляют около 0,4%. В ряде случаев для уменьшения искажений на краях карты проектируют полосу маршрута на секущий цилиндр. Однако считают целесообразным с наименьшими искажениями длин изображать узкую полосу поверхности Земли, взятую вдоль ортодромического маршрута, так как по ней будет выполняться полет. Поэтому для создания маршрутно-полетных карт масштаба 1 : 1 000 000 круги сечения глобуса цилиндром берут отстоящими от условного

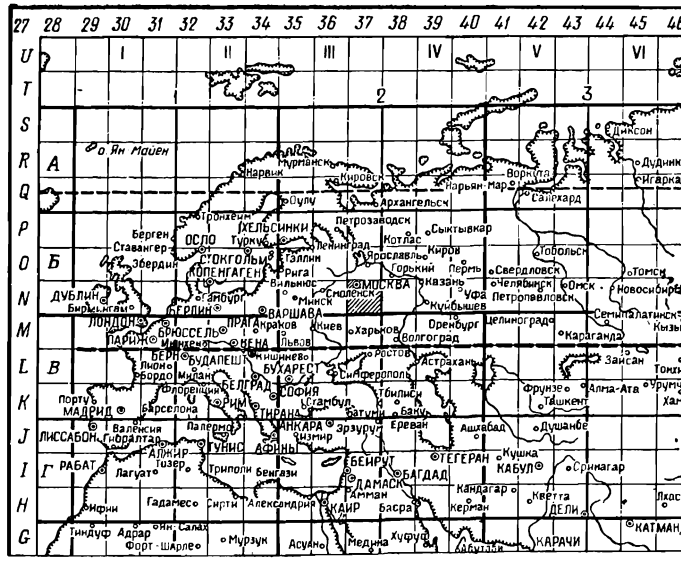


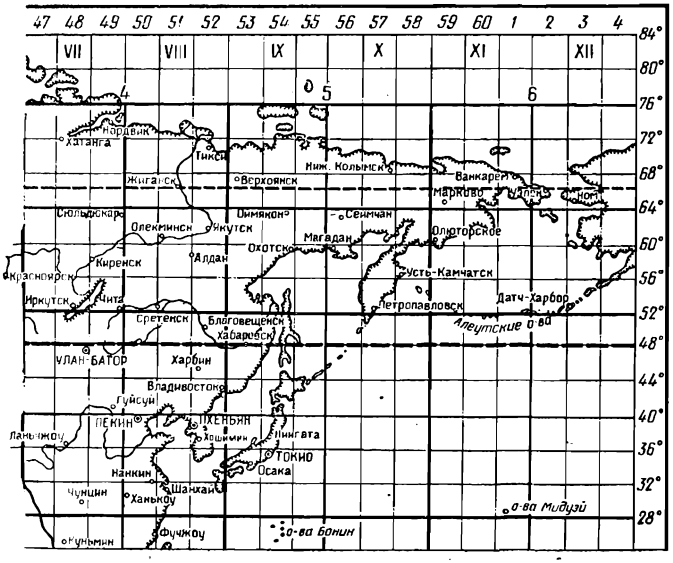
Рис. 9. Сборная

экватора на 1° и на 2° — для карт масштаба 1 : 2 000 000. На этих картах относительные искажения длин вдоль осевых линий (условных экваторов) не превышают 0,02 и 0,06.

Разграфка и номенклатура карт

Система деления карты на отдельные листы называется разграфкой, а система обозначения листов — номенклатурой. Каждому листу карты в зависимости от масштаба по определенному правилу присваивается свое буквенное и числовое обозначение, что позволяет легко и быстро подбирать нужные листы карты для их склейки и подготовки к полету.

В практике применяют две системы разграфки карт: международную (для карт масштаба 1 : 1 000 000 и крупнее) и прямоугольную (для карт мелких масштабов). В *международной* разграфке общая карта делится на отдельные листы так, что рамками (границами) листов служат меридианы и параллели. При *прямо-*



таблица

угольной разграфке общая карта делится на листы, имеющие форму прямоугольника. Рамка такого листа не совпадает с меридианами и параллелями.

Международная разграфка и номенклатура карты масштаба 1 : 1 000 000 выполнена следующим образом. Вся поверхность земного шара от экватора к северу и к югу до широт 88° делится на 22 пояса в каждом полушарии. Каждый пояс занимает по широте 4° и обозначается буквой латинского алфавита A, B, C и т. д. от экватора к полюсам. Районы Северного и Южного полюсов от 88 до 90° широты изображаются на отдельных листах, обозначенных буквой *Z*. Одновременно поверхность земного шара делится на 60 колонок. Каждая колонка занимает 6° по долготе и обозначается арабскими цифрами 1, 2, ..., 60. Счет ведется от меридиана 180° с запада на восток. В результате такого деления получаются листы карт размером 4° по широте и 6° по долготе.

Таким образом, номенклатура листа карты масштаба 1 : 1 000 000 состоит из буквы латинского алфавита и номера, написанного арабскими цифрами: например N-37 (г. Москва), (рис. 9).

Разграфка карт масштаба 1 : 500 000 получается делением листа карты масштаба 1 : 1 000 000 на четыре равные части, каждая из которых обозначается заглавной буквой русского алфавита: А, Б, В и Г (рис. 10). Лист карты масштаба 1 : 500 000 имеет размеры 2° по широте и 3° по долготе. Номенклатура листа такой карты состоит из номенклатуры листа карты масштаба 1 : 1 000 000 и заглавной буквы русского алфавита: например, N-37-Б.

Разграфка листов карт масштаба 1 : 200 000 получается путем деления листа карты масштаба 1 : 1 000 000 на 36 равных частей (6 рядов и 6 колонок), которые нумеруются римскими цифрами от I до XXXVI. Лист карты масштаба 1 : 200 000 занимает 40′ по широте и 1° по долготе. Номенклатура листа карты масштаба 1 : 200 000 состоит из номенклатуры листа карты масштаба 1 : 1 000 000 с добавлением соответствующего номера, написанного римскими цифрами: например, N-37-XIV (рис. 11).

Для получения листов карты масштаба 1 : 100 000 лист карты масштаба 1 : 1 000 000 делят на 144 равные части (12 рядов и 12 колонок), которые нумеруются арабскими цифрами от 1 до 144. Лист карты масштаба 1 : 100 000 имеет размеры 20′ по широте и 30′ по долготе. Номенклатура листа карты масштаба 1 : 100 000 состоит из номенклатуры листа карты масштаба 1 : 1 000 000 и соответствующего номера, написанного арабскими цифрами: например, N-37-75 (рис. 12).

Для получения листа карты масштаба 1 : 2 000 000 общую карту также делят на пояса и колонки. Пояса обозначаются заглавными буквами русского алфавита, а колонки нумеруются римскими цифрами. Счет поясов ведется к югу от северной широты 76°, а колонок — на восток от западной долготы 12°. Лист такой карты имеет размер 12° по широте и 18° по долготе (занимает девять листов карты масштаба 1 : 1 000 000), а его номенклатура состоит из буквы русского алфавита и номера, написанного римскими цифрами: например, А-III (г. Мурманск).

Для полимаршрутных карт масштаба 1 : 2 000 000 принята прямоугольная разграфка. Пояса общей карты обозначены заглавными буквами русского алфавита со штрихами, а колонки — римскими цифрами. Листы полимаршрутной карты нарезаются так, что на каждом из них изображался бы значительно больший район,

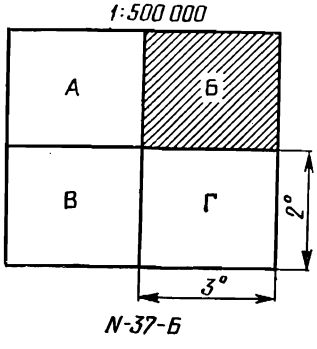


Рис. 10. Номенклатура карты масштаба 1:500 000

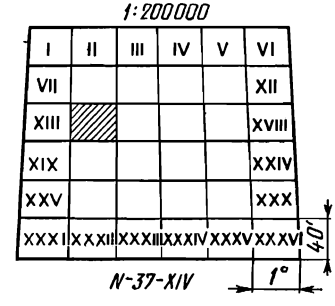


Рис. 11. Номенклатура карты масштаба 1:200 000

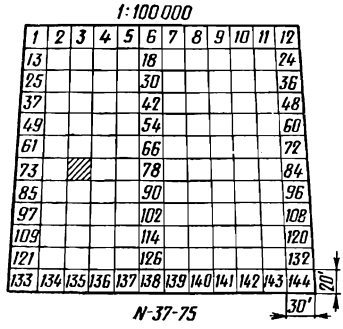


Рис. 12. Номенклатура карты масштаба 1:100 000

чем на листе обычной карты масштаба 1 : 2 000 000. Номенклатура листа полимаршрутной карты состоит из буквы русского алфавита со штрихом и римской цифры: например, Б′-III (Мурманск, Москва, Киев).

Номенклатура листов карты масштаба 1 : 4 000 000 состоит из заглавной буквы русского алфавита, обозначающей пояс, и арабской цифры, обозначающей номер

колонки. Например, А-2 (г. Москва). Лист такой карты имеет размеры 24° по широте и 36° по долготе (занимает четыре листа карты масштаба 1 : 2 000 000).

Работа на карте

Для определения широты и долготы пункта на карте необходимо измерить циркулем или линейкой отрезок от этого пункта до ближайшей параллели и ближайшего меридиана. Полученные отрезки отложить от той же параллели и того же меридиана на рамке карты и по полученным точкам отсчитать широту и долготу. Можно также приложить к данному пункту линейку параллельно ближайшей параллели и ближайшему меридиану, заметить деления градусной рамки, у которых отсчитать широту и долготу данного пункта.

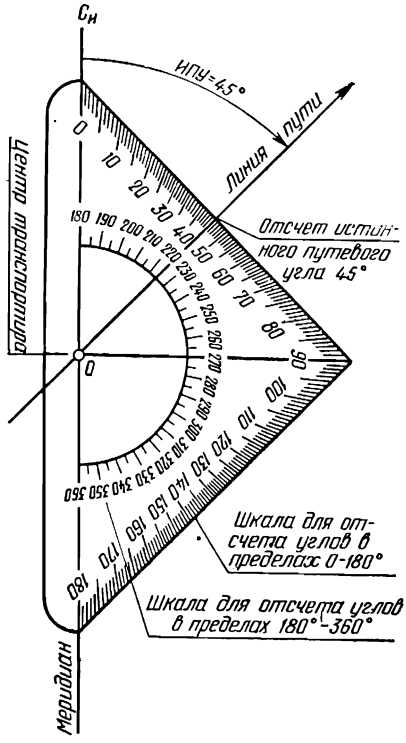


Рис. 13. Измерение путевого угла ПУ навигационным транспортиром

При наличии на карте 10-минутной разбивки меридианов и параллелей для определения широты и долготы можно пользоваться меридианами, а не рамками карты.

Измерение путевых углов производится из такого расчета, чтобы заданное направление полета можно было выдерживать с помощью любого курсового прибора, имеющегося на самолете.

Условные путевые углы измеряются на карте отно-

сительно условных меридианов и наносятся правее линии пути в начале каждого этапа маршрута у контрольных ориентиров (точек коррекции курсового прибора).

При использовании в полете магнитных компасов измерение производится от меридиана, проходящего посередине этапа маршрута. Для этого прикладывают центр транспортира к точке пересечения среднего меридиана с линией заданного пути так, чтобы вершина транспортира была направлена в сторону полета, а линия 0—180° лежала бы точно на меридиане. Истинный путевой угол отсчитывают от северного направления истинного меридиана у пересечения линии пути с оцифровкой транспортира (рис. 13). Если угол транспортира направлен к востоку, отсчет ведется по внешней шкале 0—180°, а если к западу, то по внутренней шкале 180—360°.

Расстояние на карте измеряется при помощи масштабной линейки, при этом на ней используется шкала, соответствующая масштабу данной карты. Масштабная линейка имеет пять шкал соответственно масштабам карт: 1 : 200 000; 1 : 500 000; 1 : 1 000 000; 1 : 2 500 000 и 1 : 4 000 000.

Длина измеряемой прямой линии получается при непосредственном приложении к этой линии масштабной линейки.

Точность измерения направления и расстояния на полетной карте зависит от геометрической точности карты и ошибок, обусловленных применяемой методикой измерений и определений. Средняя квадратическая ошибка определения направления достигает 0,6°, а средняя квадратическая ошибка измерения расстояния составляет 1,1—1,2 мм. Однако с учетом искажения длин и углов, присущих ряду картографических проекций, фактические ошибки могут быть несколько больше указанных величин.

Глава II.
ИЗМЕРЕНИЕ ВРЕМЕНИ

ГОДОВОЕ ДВИЖЕНИЕ И СУТОЧНОЕ ВРАЩЕНИЕ ЗЕМЛИ

Основными единицами измерения времени являются год и сутки. Продолжительность года определяется периодом обращения Земли вокруг Солнца, а продолжительность суток — промежутком времени, в течение которого Земля совершает полный оборот вокруг своей оси.

Путь, по которому Земля совершает годовое движение, называется ее **орбитой.** Орбита Земли, как и орбиты других планет солнечной системы, имеет форму эллипса. Земная ось наклонена к плоскости орбиты под углом 66°33′. Плоскость земного экватора с плоскостью орбиты составляют угол 23°27′ (рис. 14).

Период полного обращения Земли вокруг Солнца, т. е. промежуток времени между двумя последовательными прохождениями центра Земли через точку весеннего равноденствия, называется **тропическим годом.**

Точкой весеннего равноденствия называется та точка на орбите, в которой Земля находится 21 марта, осеннее равноденствие наступает 23 сентября. В это время на всех широтах Земли, исключая районы земных полюсов, день равен ночи.

Тропический год равен 365 суткам 5 ч 48 мин 46,1 с. Для удобства пользования календарем год считают равным 365 суткам 6 ч, или три года по 365 дней, а каждый четвертый 366 дней (високосный).

За основную единицу измерения времени приняты **звездные сутки** — период между двумя последователь-

ными верхними кульминациями звезды (точки весеннего равноденствия). Звездные сутки составляют 23 ч 56 мин 4 с. За этот промежуток времени Земля поворачивается ровно на 360°.

В обыденной жизни невозможно пользоваться звездным временем, так как вся деятельность человека неразрывно связана с Солнцем, а не со звездами. Кроме того, звездные сутки в течение года начинаются в разное время дня и ночи, что также неудобно. Счет времени

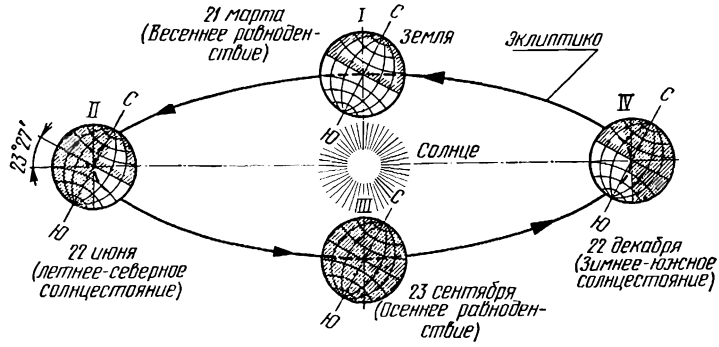


Рис. 14. Движение Земли вокруг Солнца

можно вести по видимому движению Солнца. Промежуток времени между двумя последовательными верхними кульминациями центра Солнца называется **истинными солнечными сутками.** Однако пользоваться ими неудобно, так как продолжительность истинных солнечных суток в течение года непостоянна. Причинами этого являются неравномерность движения Солнца по эклиптике и наклон эклиптики к небесному экватору под углом 23°27′. Поэтому условились счет времени вести относительно так называемого среднего Солнца. Промежуток времени между двумя последовательными верхними кульминациями среднего Солнца называют **средними солнечными сутками,** но за начало средних солнечных суток стали считать момент не верхней (среднего полудня), а нижней кульминации (средней полуночи).

Среднее солнечное время, отсчитываемое от момента нижней кульминации, называют *гражданским* време-

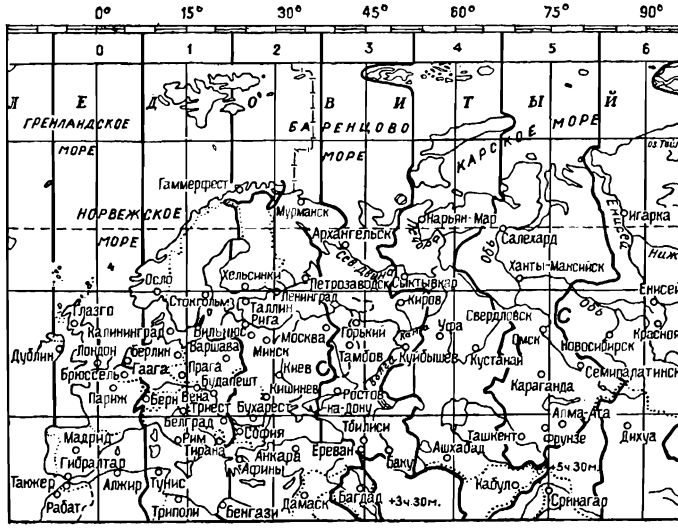


Рис. 15. Карта

нем. Оно отличается от среднего солнечного времени ровно на 12 ч.

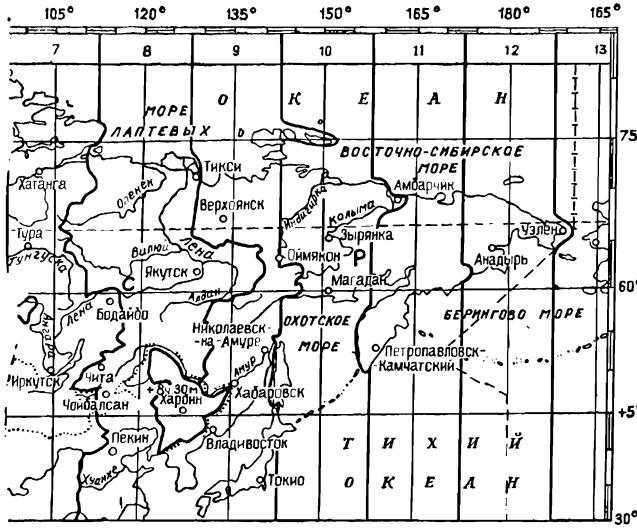
Среднее солнечное время, измеренное относительно меридиана наблюдателя, называется *местным* $T_м$.

Местное время, отсчитываемое от меридиана Гринвича (нулевого меридиана), называется *гринвичским* $T_{гр}$ или *всемирным*.

Пользование местным временем в обыденной жизни создает значительные неудобства, так как при передвижении из одного пункта в другой нужно непрерывно переводить стрелки часов, согласуясь с местным временем каждого пункта. Чтобы этого избежать, почти во всех странах пользуются *поясным временем* $T_п$.

Сущность поясного времени заключается в том, что весь земной шар разделен с запада на восток меридианами на 24 часовых пояса, отличающихся друг от друга по долготе на 15°. Наибольшую ширину все часовые пояса имеют на экваторе; к северу и к югу они постепенно сужаются и сходятся в полюсах.

Каждый пояс имеет свой номер: нулевой, первый, второй и т. д. до 23-го (рис. 15). Нулевой пояс выбран с расчетом положения Гринвичского меридиана по сере



часовых поясов

дине пояса. Номера поясов возрастают в восточном направлении; разница по долготе между средними меридианами соседних часовых поясов составляет 15°. Следовательно, разница во времени между каждым поясом 1 ч. Внутри пояса установлено единое время, соответствующее местному гражданскому времени среднего меридиана этого пояса. Так как средний меридиан каждого пояса отстоит от крайних меридианов на 7,5°, то для пунктов, находящихся на границах пояса, поясное время отличается от их собственного местного времени на 0,5 ч.

При пересечении границы пояса стрелки часов переставляются ровно на один час вперед или назад в зависимости от того, какая граница пересекается: восточная или западная. Если пересекается восточная граница, стрелки часов переставляются на 1 ч вперед, а если пересекается западная граница, то стрелки переставляются на 1 ч назад. В нулевом поясе время исчисляется по гринвичскому местному времени.

Границы часовых поясов проходят точно по меридианам только в пустынях и океанах. На остальной территории земного шара границы часовых поясов обычно

проходят по границам административного и государственного деления, вследствие этого в некоторых пунктах, расположенных на границах таких поясов, местное время может отличаться от поясного времени данного пояса более чем на 30 мин.

Границы часовых поясов устанавливаются соответствующими постановлениями правительственных органов каждого государства. Поясное время на территории нашей страны введено декретом Совета Народных Комиссаров от 8 февраля 1919 г., подписанным В. И. Лениным. На территории СССР было установлено 11 часовых поясов — со второго до двенадцатого включительно.

Кроме того, декретом СНК СССР от 16 июня 1930 г. все часы в нашей стране переведены на один час вперед по отношению к поясному времени. Это время называется *декретным временем* $T_д$.

Московским временем $T_{мск}$ называют время среднего меридиана второго часового пояса плюс декретный час.

Для перехода от одной системы измерения времени к другой используются следующие соотношения:

$$T_м = T_п + \lambda - N,$$
$$T_п = T_м - \lambda + N,$$

где $T_м$ — местное время пункта;
$T_п$ — поясное время пункта;
λ — долгота данного пункта, выраженная в единицах времени;
N — номер часового пояса.

Примечание. На территории СССР все пункты имеют восточную долготу, а часовые пояса расположены восточнее нулевого пояса. Поэтому для получения местного времени нужно к поясному времени прибавлять долготу, выраженную во времени, и вычитать номер часового пояса.

Перевод московского времени в гринвичское производится вычитанием из московского декретного времени номера 2-го пояса и одного часа:

$$T_{гр} = T_{мск} - (2 + 1).$$

Для перехода от гринвичского времени к поясному нужно к гринвичскому времени прибавить номер пояса и декретный час:

$$T_{\text{п}} = T_{\text{гр}} + N + 1.$$

Линия смены дат (демаркационная линия времени) — это условно проведенная линия, проходящая примерно по меридиану 180° по водной поверхности, огибая острова и мысы.

По международному соглашению новая дата начинается на западной стороне демаркационной линии. На восточной ее стороне новая дата наступает только через 24 ч.

Следовательно, при пересечении линии смены дат с запада на восток с полночи, следующей за переходом этой линии, дата повторяется (календарь два дня показывает одно и то же число). При пересечении этой линии с востока на запад в полночь за переходом ее дата изменяется сразу на две единицы (одно число выпадает из календаря). Поэтому экипажи воздушных судов, пересекая линию смены дат, придерживаются следующего установленного порядка изменения даты в бортовом журнале:

при пересечении линии смены дат в восточном направлении по истечении суток число (дату) повторяют;

при пересечении линии смены дат в западном направлении к наступающему числу прибавляют единицу.

В СССР линия смены дат находится на восточном побережье Чукотского полуострова.

УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОСВЕЩЕНИЯ

По условиям естественного освещения сутки делятся на светлую часть (день), темную (ночь) и сумерки.

Д е н ь — часть суток от момента восхода Солнца до момента его захода.

Н о ч ь — часть суток от момента захода Солнца до момента его восхода.

С у м е р к и — промежутки времени от момента наступления рассвета до момента восхода Солнца (утренние сумерки) и от момента захода Солнца до момента наступления темноты (вечерние сумерки). В практике

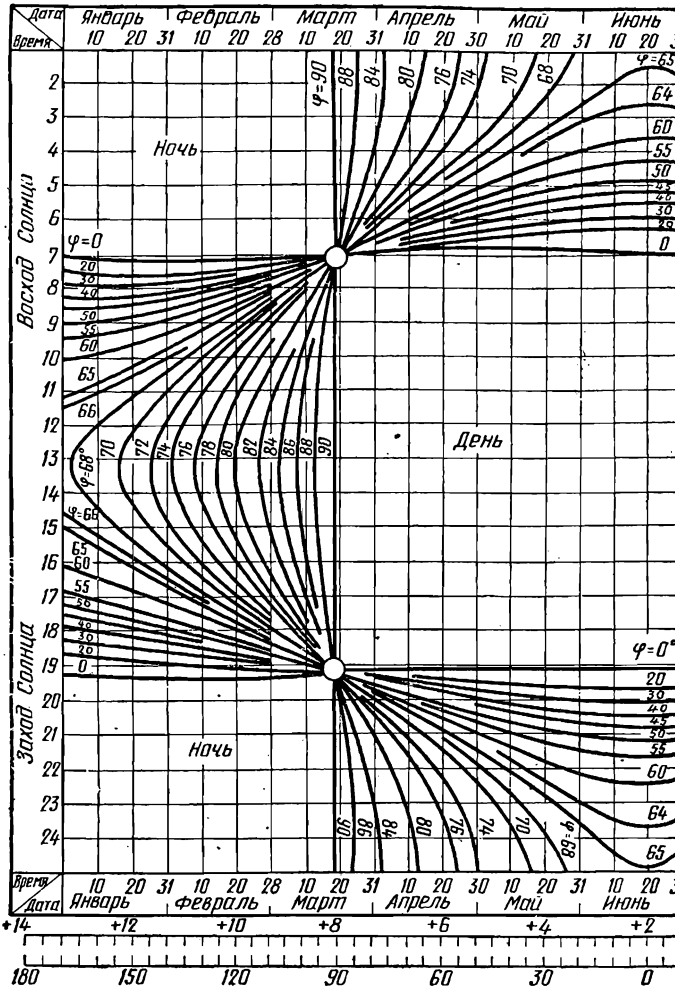
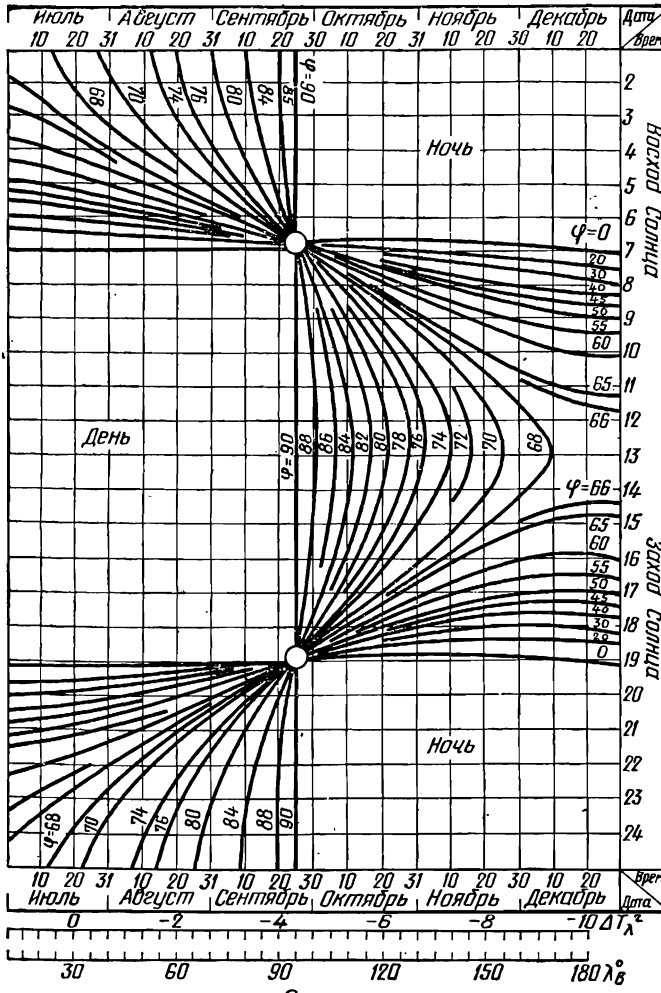


Рис. 16. График для определения

различают гражданские, навигационные и астрономические сумерки. Началом (концом) гражданских сумерек считается момент, когда высота Солнца равна —6°, началом (концом) навигационных сумерек — момент, когда высота Солнца равна —12°. В авиационных астрономических ежегодниках ААЕ приводится продолжи-



моментов восхода и захода Солнца

тельность утренних и вечерних гражданских и навигационных сумерек для наблюдателя, находящегося на уровне моря.

В астрономии различают истинные и видимые восход и заход светила. Истинные восход и заход — это моменты, когда центр светила находится в плоскости

истинного горизонта. Высота светила в эти моменты равна нулю. Видимый восход и заход светила — это моменты, когда верхний край диска светила касается линии видимого горизонта. В ААЕ даются моменты видимых восходов и заходов Солнца и Луны для наблюдателя, находящегося на уровне моря.

Моменты восхода и захода Солнца могут быть определены по графику (рис. 16), рассчитанному для наблюдателя, находящегося на уровне моря на меридиане с восточной долготой 30°. Наступление этих явлений дано по московскому времени. Чтобы найти на графике момент наступления искомого явления, нужно:

с точностью до градуса определить широту пункта, для которого выполняется расчет;

для заданных даты и широты пункта определить момент наступления явления на меридиане 30°;

по долготе пункта на шкале поправок определить поправку на разность долгот $\Delta T^{ч}_{\lambda}$;

к найденному моменту прибавить (со своим знаком) поправку на долготу; в результате будет получен момент наступления явления в заданном пункте по московскому времени:

$$T_З = T_{табл} + \Delta T^{ч}_{\lambda}.$$

Для перехода к поясному времени в пределах территории СССР надо учесть разность номеров часовых поясов:

$$T_N = T_з + (N - 2).$$

Пример. Определить момент восхода Солнца в Чите 15 декабря ($\varphi = 52°$, $\lambda = 113°30'$), $N = 8$.

Решение: 1. Из графика (см. рис. 16.) по широте 52° и дате 15 декабря находим табличное время $T_{табл} = 9$ ч 10 мин;

2. Для долготы 113°30′ по шкале поправок находим поправку на разность долгот $\Delta T_{\lambda} = -5$ ч 33 мин.

3. Определяем момент восхода Солнца в Чите по московскому времени:

$$T_З = T_{табл} + (-\Delta T^{ч}_{\lambda}) = 9 \text{ ч } 10 \text{ мин} + (-5 \text{ ч } 33 \text{ мин}) = 3 \text{ ч } 37 \text{ мин};$$

4. Определяем момент восхода Солнца в Чите по читинскому времени:

$$T_9 = T_З + (N - 2) = 3 \text{ ч } 37 \text{ мин} + (8 - 2) = 9 \text{ ч } 37 \text{ мин}.$$

В аналогичной последовательности по графику (рис. 17) определяются моменты наступления рассвета и темноты.

СЛУЖБА ВРЕМЕНИ

Служба времени организуется для обеспечения точности и безопасности самолетовождения, а также четкости работы авиационных организаций ДОСААФ.

Под **службой времени** следует понимать постоянный контроль за точностью показаний бортовых, наручных и других часов, применяемых в служебных целях.

Точное время определяют по радиосигналам, передаваемым радиовещательными станциями, а также по сличительным часам (хронометрам), находящимся на метеорологических станциях. В нашей стране сигналы точного времени передаются ежечасно с точностью 0,1 с. Начало шестого сигнала соответствует отсчету целого часа московского времени.

Штурманы авиационных организаций обеспечивают передачу сигналов точного времени по радиотрансляционной сети не менее двух раз в сутки с таким расчетом, чтобы эти сигналы были слышны на всех рабочих местах личного состава. Проверка показаний личных часов летного состава проводится по сличительным часам штурмана перед началом полетов. Точность установки личных и бортовых часов по сигналам точного времени должна быть в пределах ± 2 с.

Поправкой часов называется разность между точным временем и показанием часов в один и тот же момент:

$$u = T - T',$$

где u — поправка часов;

T — точное время;

T' — показания часов.

Поправка часов считается положительной, когда часы показывают время меньше точного, и отрицательной, когда часы показывают время больше точного.

Систематической проверкой времени определяют постоянство хода. Величина изменения поправки за

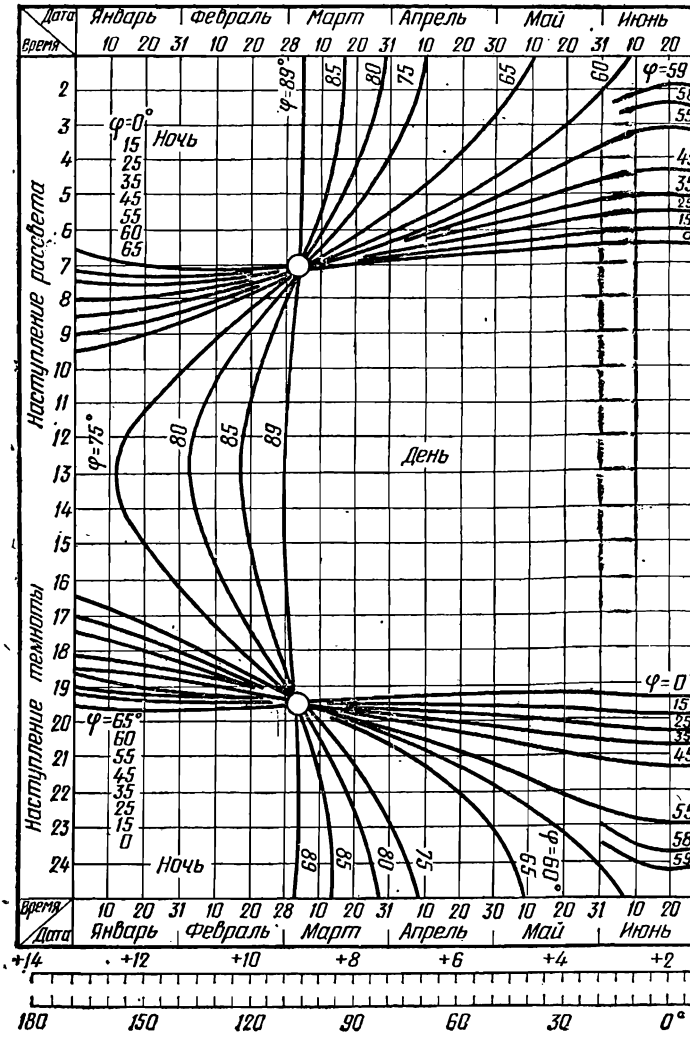
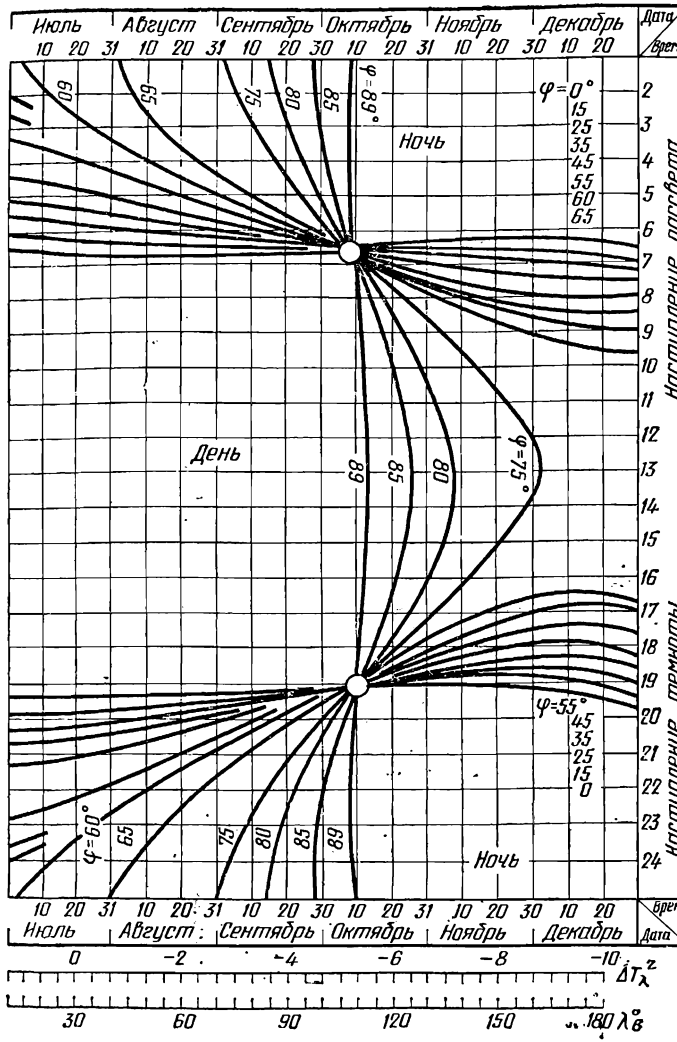


Рис. 17. График для определения

одни сутки называется *суточным ходом* часов, который определяется так:

$$\omega = \frac{u_2 - u_1}{T_2 - T_1},$$

где u_2, u_1 — поправки часов;



моментов наступления рассвета и темноты

T_2, T_1 — моменты времени.

Ход часов считается положительным (+), если часы отстают, и отрицательным (—), если часы спешат.

Авиационные часы

В ДОСААФ применяют в основном два типа часов: главные (штурманские) часы, имеющие большую точность хода и устанавливаемые в кабине штурмана (летчика), и бортовые часы, устанавливаемые в кабинах остальных членов экипажа.

В качестве *бортовых* часов приняты часы АВР-м (авиационные рантовые модернизированные). На их циферблате (рис. 18) имеются три стрелки: секундная *1*, минутная *2* и часовая *3*. Завод механизма часов и перевод часовой и минутной стрелок осуществляется при помощи внешнего кольца (ранта *4*). Полный завод пружины обеспечивает работу механизма в течение пяти суток. Суточный ход ±1 мин.

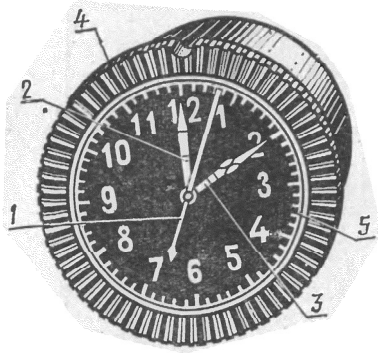


Рис. 18. Общий вид часов АВР-м:

1 — секундная стрелка; *2* — минутная стрелка; *3* — часовая стрелка; *4* — внешнее кольцо (рант); *5* — шкала

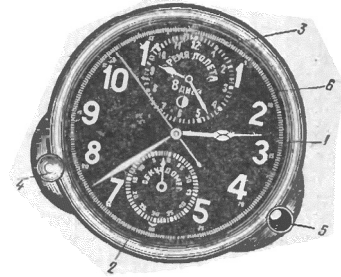


Рис. 19. Общий вид часов АЧХО:

1 — шкала для отсчета времени суток; *2* — шкала для отсчета минут; *3* — шкала для определения путевого времени; *4* — головка для приведения в действие счетчика путевого времени; *5* — головка для пуска в ход и остановки секундомера; *6* — сигнальное отверстие

В качестве *главных* часов приняты часы АЧХО (авиационные часы-хронометр с электрообогревом). Общий вид часов АЧХО показан на рис. 19. Механизм этих часов состоит из трех отдельных механизмов: механизма обыкновенных часов для отсчета времени суток (большая шкала *1*); механизма секундомера для замера коротких промежутков времени в минутах, секундах и долях секунды (мелкие деления большой шкалы предназначены для отсчета секунд и их долей; нижняя шкала *2* предназначена для отсчета минут); механизма

для определения путевого времени (верхняя шкала *3*). Механизм обычных часов работает непрерывно, а механизм времени полета и механизм секундомера работают порознь или одновременно.

В нижней части часов имеются две головки. Левая головка *4* предназначена для завода часового механизма, перевода часовой и минутной стрелок основного механизма, а также для пуска в ход и остановки счетчика времени полета. Для перевода стрелок нужно вытянуть головку до упора и вращать по ходу стрелок. Переводить стрелки часов надо при выключенном механизме времени полета, когда в сигнальном отверстии *6* виден белый цвет. После перевода стрелок головку *4* следует вернуть в прежнее положение.

Для приведения в действие счетчика путевого времени надо нажать на головку *4*, тогда в сигнальном отверстии *6* появится красный цвет и стрелки начнут вращаться. При втором нажатии на головку механизм счетчика времени выключается. Стрелки на шкале «Время полета» прекращают движение и фиксируют путевое время; при этом в сигнальном отверстии появится белый и красный цвет. При третьем нажатии на головку стрелки возвращаются в нулевое положение и в сигнальном отверстии появляется белый цвет.

Правая головка *5* служит для пуска в ход и остановки секундомера. При первом нажатии на головку механизм секундомера приходит в действие. Чтобы остановить секундомер, надо вторично нажать на головку. Отсчет секунд и их долей производится по секундной стрелке и большой шкале; цена деления этой шкалы для секундной стрелки 0,2 с. Отсчет целых минут производится по нижней шкале *2*. Для приведения стрелок секундомера в нулевое положение необходимо снова нажать на головку *5*.

Полный завод пружины обеспечивает беспрерывность работы часов в течение шести суток. Суточный ход часов ±1 мин. Часы снабжены электрообогревателем, предназначенным для обеспечения нормальной работы при низких температурах (до —60° С). Электрообогрев часов необходимо включать только при температуре ниже —20° С, **включение при более высоких температурах недопустимо**, так как это может привести к порче часового механизма.

Глава III.
АВИАЦИОННЫЕ МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ

КУРС САМОЛЕТА

Курсом самолета называется угол в горизонтальной плоскости, заключенный между направлением, принятым за начало отсчета, и продольной осью самолета. В зависимости от меридиана, относительно которого ведут отсчет, различают истинный, магнитный, компасный и условный курсы (рис. 20).

Истинный курс ИК — это угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана и продольной осью самолета; отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360°.

Магнитный курс МК — это угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана и продольной осью самолета; отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360°.

Компасный курс КК — это угол, заключенный между северным направлением компасного меридиана и продольной осью самолета; отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360°.

Условный курс УК — это угол, заключенный между условным направлением (меридианом) и продольной осью самолета.

Истинный, магнитный, компасный и условный курсы связаны соотношениями:

$$ИК = МК + (\pm \Delta_м); \quad МК = КК + (\pm \Delta_к);$$
$$ИК = КК + (\pm \Delta) = КК + (\pm \Delta_к) + (\pm \Delta_м);$$
$$УК = ИК + (\pm \Delta_а).$$

Магнитное склонение $\Delta_м$ — это угол, заключенный между северным направлением истинного и магнитного меридианов. Оно считается положительным, если магнитный меридиан отклонен к востоку (вправо), и отрицательным, если магнитный меридиан отклонен к западу (влево) от истинного меридиана.

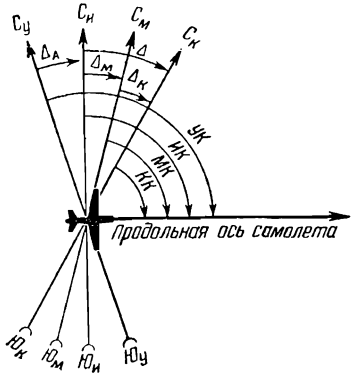


Рис. 20. Курсы самолета

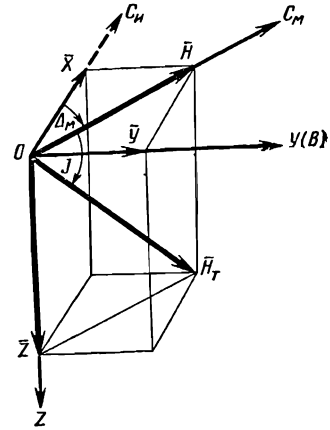


Рис. 21. Элементы земного магнетизма

Азимутальная поправка $\Delta_а$ — это угол, заключенный между условным и истинным меридианом. Она отсчитывается от условного меридиана по ходу часовой стрелки со знаком плюс, против хода часовой стрелки со знаком минус.

Девиация $\Delta_к$ — это угол, заключенный между северным направлением магнитного и компасного меридианов. Она считается положительной, если компасный меридиан отклонен к востоку (вправо) и отрицательной, если компасный меридиан отклонен к западу (влево) от магнитного меридиана.

Вариация Δ — это угол, заключенный между северным направлением истинного и компасного меридианов. Она равна алгебраической сумме магнитного склонения и девиации и считается положительной, если компасный меридиан отклонен к востоку (вправо), и отрицательной, если компасный меридиан отклонен к западу (влево) от истинного меридиана.

$$\Delta = (\pm \Delta_м) + (\pm \Delta_к).$$

Краткие сведения о земном магнетизме

Для определения и выдерживания курса самолета наиболее широкое применение находят магнитные компасы, принцип действия которых основан на использовании магнитного поля Земли.

Земля представляет собой естественный магнит, вокруг которого существует магнитное поле. Магнитные полюсы Земли не совпадают с географическими и располагаются не на поверхности Земли, а на некоторой глубине. Условно принимают, что северный магнитный полюс, расположенный в северной части Канады, обладает южным магнетизмом, т. е. притягивает северный конец магнитной стрелки, а южный магнитный полюс, расположенный в Антарктиде, обладает северным магнетизмом, т. е. притягивает к себе южный конец магнитной стрелки. Свободно подвешенная магнитная стрелка устанавливается вдоль магнитных силовых линий.

Магнитное поле Земли в каждой точке характеризуется вектором напряженности $\bar{H}_т$, измеряемой в эрстедах, наклонением J и склонением $\Delta_м$, которые измеряются в градусах.

Полная напряженность магнитного поля может быть разложена на составляющие: вертикальную $\bar{Z}$, направленную к центру Земли, и горизонтальную $\bar{H}$, расположенную в плоскости истинного горизонта (рис. 21). Сила $\bar{H}$ направлена по горизонту вдоль меридиана и является единственной силой, удерживающей магнитную стрелку в направлении магнитного меридиана.

С увеличением широты места вертикальная составляющая $\bar{Z}$ изменяется от нуля (на экваторе) до максимального значения (на полюсе), а горизонтальная составляющая $\bar{H}$ соответственно изменяется от максимального значения до нуля. Поэтому в полярных районах магнитные компасы работают неустойчиво, что ограничивает, а порой и исключает их применение.

Угол между горизонтальной плоскостью и вектором $\bar{H}_т$ называется магнитным наклонением и обозначается буквой J. Изменяется магнитное наклонение от 0 до $\pm 90°$. Наклонение считается положительным, если вектор $\bar{H}_т$ направлен вниз от плоскости горизонта.

НАЗНАЧЕНИЕ, ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И УСТРОЙСТВО АВИАЦИОННЫХ КОМПАСОВ

В магнитном компасе используется свойство свободно подвешенной магнитной стрелки устанавливаться в плоскости магнитного меридиана. Компасы делятся на совмещенные и дистанционные.

У **совмещенных** магнитных компасов шкала отсчета курса и чувствительный элемент (магнитная система) жестко закреплены на подвижном основании — картушке. В настоящее время на самолетах, вертолетах и планерах устанавливают совмещенные магнитные компасы типа КИ (КИ-11, КИ-12, КИ-13), они служат в качестве путевых компасов летчика и дополнительных компасов на случай отказа курсовых приборов.

Основными преимуществами совмещенных компасов являются: простота конструкции, надежность действия, малая масса и габариты, простота обслуживания. На рис. 22 показан разрез магнитного жидкостного компаса типа **КИ-12**. Основными частями компаса являются: чувствительный элемент (картушка) *1* (магнитная система компаса), колонка *2*, курсовая черта *3*, корпус *4*, мембрана *5* и девиационный прибор *6*.

В центре корпуса помещена колонка *2* с подпятником *7*. Для ограничения вертикального перемещения колонки служит пружинная шайба *8*. Во втулку *9* картушки запрессован керн *10*, которым она упирается на подпятник *7*. Втулка имеет пружинное кольцо *11*, предохраняющее картушку от соскакивания с колонки при перевертывании компаса. Колонка имеет пружинную амортизацию, смягчающую действие вертикальных ударов.

Шкала картушки равномерная, с ценой деления 5° и оцифровкой через 30°. Картушка окрашена в черный цвет, а цифры и удлиненные деления шкалы покрыты светящейся массой.

На втулке укреплен держатель с двумя магнитами *12*. Оси магнитов параллельны линии С — Ю шкалы.

Девиационный прибор, служащий для устранения полукруговой девиации, установлен в верхней части корпуса. Девиационный прибор состоит из двух продольных и двух поперечных валиков, в которые запрессованы постоянные магниты.

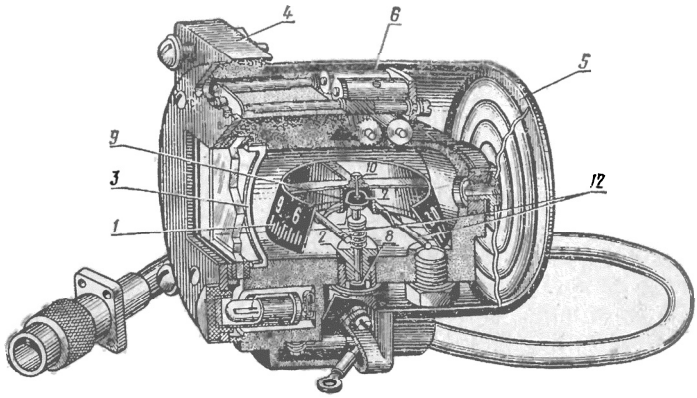


Рис. 22. Разрез компаса КИ-12

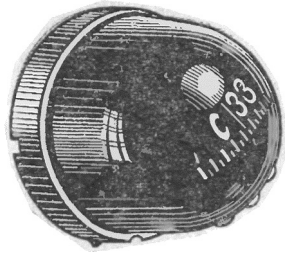


Рис. 23. Общий вид компаса КИ-13

Валики с помощью зубчатого зацепления попарно связаны друг с другом и приводятся во вращение удлиненными валиками со шлицами.

В крышке компаса имеется два отверстия с обозначениями С — Ю и В — З, через которые можно с помощью отвертки вращать валики. При вращении продольных валиков с магнитами создается дополнительное магнитное поле, направленное поперек самолета, а при вращении поперечных валиков создается продольное магнитное поле.

В корпус компаса заливается лигроин, который обеспечивает демпфирование колебаний картушки.

Для компенсации изменения объема жидкости при изменении температуры в компасе имеется мембрана *5*, сообщающаяся с корпусом специальным отверстием.

В нижней части компаса установлена лампочка подсвета. Свет от лампочки через прорезь в корпусе падает на торец смотрового стекла, рассеивается и освещает шкалу компаса.

Компас **КИ-13** (рис. 23) в отличие от компаса КИ-12 имеет меньшие габариты и массу, а также сферический корпус, обеспечивающий хорошее наблюдение за шкалой прибора. В верхней части компаса имеется уводящая камера для компенсации изменения объема компасной жидкости. Девиационный прибор компаса устроен аналогично девиационному прибору компаса КИ-12, но отсутствует индивидуальный подсвет.

Дистанционными называются компасы, у которых показания передаются специальному указателю, установленному на некотором расстоянии от магнитной системы.

На самолетах и вертолетах устанавливают гироиндукционный компас ГИК-1, он служит для указания магнитного курса и измерения углов разворота самолета. При совместной работе с автоматическим радиокомпасом по шкале указателя гиромагнитного курса и радиопеленгов УГР-1 можно отсчитать курсовые углы радиостанций и магнитные пеленги радиостанций и самолета.

Принцип действия компаса ГИК-1 основан на свойстве индукционного чувствительного элемента определять направление магнитного поля Земли и свойстве гирополукомпаса указывать относительный курс полета самолета.

В комплект **ГИК-1** входят: индукционный датчик ИД-2, коррекционный механизм КМ, гироскопический агрегат Г-3М, указатели УГР-1 и УГР-2, усилитель У-6М.

Индукционный датчик измеряет направление горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли. Для этой цели в датчике использована система из трех одинаковых чувствительных элементов индукционного типа, расположенных в горизонтальной плоскости по сторонам равностороннего треугольника чувствительных элементов.

Намагничивающие обмотки треугольника чувствительных элементов питаются переменным током частоты 400 Гц и напряжением 1,7 В от понижающего транс-

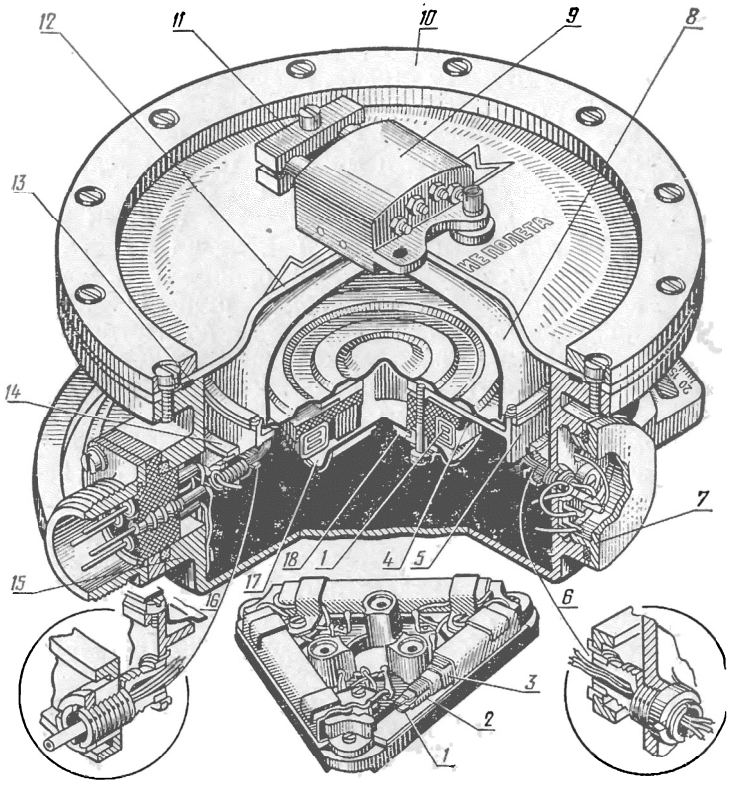


Рис. 24. Конструкция индукционного датчика:

1 — сердечник чувствительного элемента; *2* — катушка намагничивания; *3* — сигнальная катушка; *4* — пластмассовая платформа чувствительных элементов; *5* — внутреннее кольцо кардана; *6* — полая ось кардана; *7* — пробка; *8* — поплавок; *9* — девиационный прибор; *10* — зажимное кольцо; *11* — зажим; *12* — крышка; *13* —уплотнительная прокладка; *14* — наружное кольцо кардана; *15* — корпус датчика; *16* — полая ось кардана; *17* — чашка; *18* — груз

форматора, расположенного в соединительной коробке СК.

Сигнальные обмотки соединены со статорными обмотками сельсин-приемника коррекционного механизма КМ.

Конструкция индукционного датчика приведена на рис. 24.

Коррекционный механизм КМ предназначен для связи индукционного датчика с гироагрега-

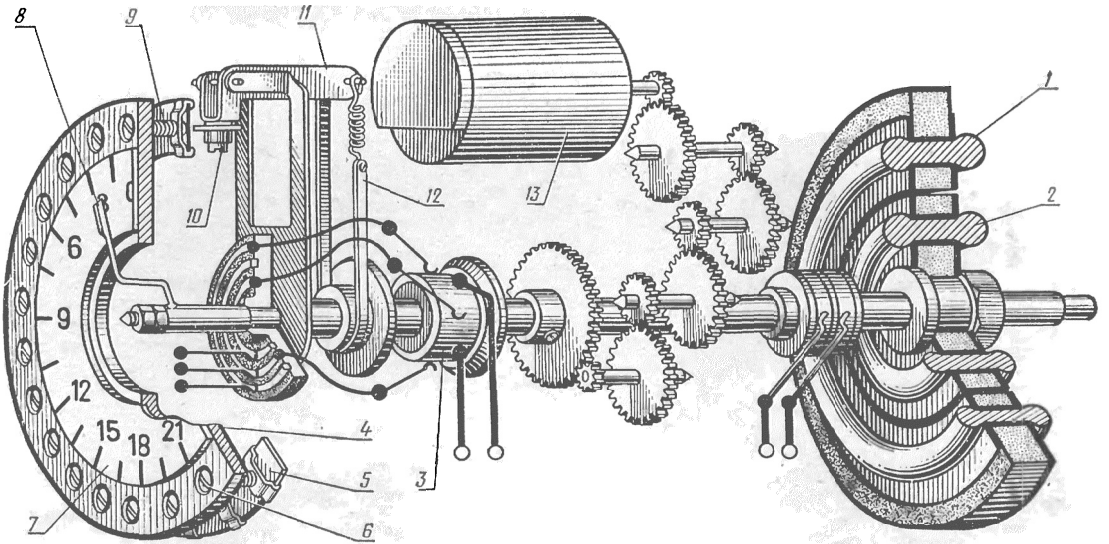


Рис. 25. Конструкция коррекционного механизма:

1 — статорная обмотка сельсин-приемника; *2* — роторная обмотка сельсин-приемника; *3* — щетки потенциометров; *4* — основание; *5* — лекальная лента; *6* — головка девиационного винта; *7* — шкала; *8* — стрелка; *9* — девиационный винт; *10* — ролик; *11* — качающийся рычажок; *12* — гибкая лента; *13* — отрабатывающий двигатель ДИД-0,5

том и для устранения остаточной девиации и инструментальных погрешностей системы.

Конструкция коррекционного механизма показана на рис. 25.

Указатель УГР-1 (рис. 26) показывает магнитный курс и углы разворота самолета по шкале курса *1* относительно неподвижного индекса *2*. Пеленги радиостанций и самолета определяются по положению стрелки радиокомпаса *5* относительно шкалы *1*. Курсовой угол радиостанции отсчитывается по шкале *7* и стрелке *5*.

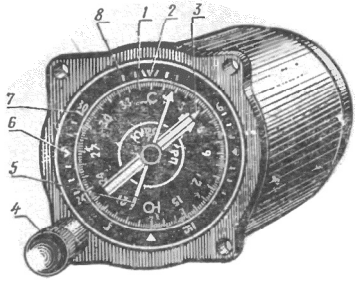


Рис. 26. Указатель УГР-1

Для выполнения разворотов на 90° служат треугольные индексы *6*. Стрелка курсозадатчика *3* устанавливается ручкой кремальеры *4*. Ось стрелки радиокомпаса поворачивается сельсин-приемником, который соединен с сельсин-датчиком рамки автоматического радиокомпаса. Погрешность дистанционной передачи от гироагрегата в указатель УГР-1 устраняется с помощью лекального устройства.

Гироиндукционный компас ГИК-1 позволяет отсчитывать магнитный курс самолета по указателю УГР-1 с погрешностью ±1,5°. Магнитный пеленг радиостанции определяется с точностью ±3,5°. Послевиражная погрешность ГИК-1 за 1 мин разворота составляет 1°.

На современных самолетах устанавливаются централизованные устройства, рационально объединяющие гироскопические, магнитные, астрономические и радиотехнические средства определения курса. Это позволяет использовать одни и те же комбинированные указатели и повышает надежность и точность измерения курса. Такие устройства получили название **курсовых систем.** В курсовую систему, как правило, входят магнитный датчик курса индукционного типа, гироскопический

датчик курса, астрономический датчик курса и радиокомпас. С помощью этих приборов, каждый из которых может использоваться как автономно, так и в комплексе друг с другом, обеспечиваются определение и выдерживание курса в любых условиях полета. Такой комплекс курсовых приборов позволяет определять на указателях значения истинного, магнитного, условного (гирополукомпасного) и ортодромического курсов, соответствующих углов радиостанции и углов разворота самолета, выдавая при необходимости любую из этих величин потребителям.

Основой курсовой системы является гироскопический датчик курса — курсовой гироскоп, периодическое исправление показаний которого осуществляется с помощью магнитного или астрономического датчика (корректора) курса.

Для уменьшения погрешностей при измерении курса, вызываемых кренами, курсовой гироскоп связан с центральной гировертикалью; для уменьшения ошибок в курсе за счет ускорений он получает сигналы от выключателя коррекции, а чтобы исключить ошибку за счет вращения Земли, в него вручную вводится сигнал, пропорциональный географической широте местонахождения самолета.

В зависимости от решаемых задач курсовая система может работать в одном из трех режимов: гирополукомпаса, магнитной коррекции, астрономической коррекции. Основным режимом работы курсовой системы любого типа является режим гирополукомпаса.

Курсовая система ГМК-1А

Курсовая система ГМК-1А устанавливается на спортивных самолетах и вертолетах, предназначена для измерения и указания курса и углов разворота самолета (вертолета). При работе совместно с радиокомпасами АРК-9 и АРК-15 ГМК-1А позволяет отсчитывать курсовой угол радиостанции и радиопеленг.

Основные данные

Напряжение питания постоянного тока . . . . . 27 В ±10%;
Напряжение питания переменного тока . . . . . 36 В +5%, —10%;

Частота переменного тока	400 Гц ±2%;
Допустимая погрешность в определении ИК	±1, 5°;
Допустимая погрешность в определении КУР . . .	±2, 5°.

Гироагрегат ГА-6 — основной агрегат курсовой системы, со статора сельсина которого снимаются сигналы ортодромического, истинного и магнитного курсов.

Индукционный датчик ИД-3 является чувствительным элементом азимутальной магнитной коррекции гироскопа. Датчик определяет направление горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли. Для крепления датчика на самолете (вертолете) в основании корпуса имеются три овальных отверстия, рядом с которыми на основании корпуса нанесены деления, позволяющие отсчитывать угол установки датчика в диапазоне ±20° (цена деления 2°).

Коррекционный механизм КМ-8 — промежуточный агрегат в линии связи индукционного датчика с гироагрегатом и предназначен для компенсации девиации курсовой системы и инструментальных погрешностей, ввода магнитного склонения, указания компасного курса и контроля работоспособности курсовой системы путем сравнения показаний КМ-8 и УГР-4УК.

Автомат согласования АС-1 — промежуточный агрегат в линии связи коррекционного механизма с гироагрегатом. Он предназначен для усиления электрических сигналов, пропорциональных магнитному или истинному курсам, отключения азимутальной, магнитной и горизонтальной коррекции и ограничения продолжительности запуска курсовой системы.

Указатель УГР-4УК является комбинированным прибором, предназначенным для указания ортодромического (в режиме ГПК), магнитного или истинного (в режиме МК) курсов самолета, углов разворота и радиопеленга или курсового угла радиостанции.

Пульт управления служит для управления работой ГМК-1А и позволяет осуществлять: выбор режима работы курсовой системы; ввод азимутальной широтной коррекции гироскопа; компенсацию погрешностей от уходов гироскопа в азимуте (от несбалансированности); установку курсовой шкалы указателя УГР-4УК на заданный курс; включение быстрой скорости согласо-

вания гироскопа; сигнализацию завала гироскопа гироагрегата; контроль работоспособности курсовой системы.

Курсовая система ГМК-1А может работать в двух режимах: в режиме гирополукомпаса (ГПК) и режиме магнитной коррекции гироскопа (МК).

Режим ГПК является основным режимом работы системы. Режим МК используется при первоначальном согласовании курсовой системы после ее включения, а также периодически в процессе ее работы в полете.

ДЕВИАЦИЯ МАГНИТНОГО КОМПАСА

Ошибка магнитного компаса, обусловленная влиянием собственного магнитного поля самолета, называется **девиацией.**

Магнитное поле самолета создается ферромагнитными деталями самолета и самолетного оборудования и постоянными токами в сетях электро- и радиооборудования самолета.

Зависимость девиации от магнитного курса самолета в горизонтальном полете без ускорений выражается приближенной формулой:

$$\Delta_к = A + B \sin МК + C \cos МК + D \sin 2МК + E \cos 2МК,$$

где A — постоянная девиация;

B и C — приближенные коэффициенты полукруговой девиации;

D и E — приближенные коэффициенты четвертной девиации.

В целях повышения точности измерения курса на самолетах периодически проводятся девиационные работы, в процессе которых компенсируются постоянная и полукруговая девиация и списывается четвертная девиация.

Постоянная девиация вместе с установочной ошибкой устраняется поворотом датчика дистанционного компаса и поворотом корпуса совмещенного компаса.

Полукруговая девиация компенсируется на четырех основных курсах (0°, 90°, 180° и 270°) с помощью магнитного девиационного прибора, установленного на корпусе компаса (индукционного датчика). С помощью магнитов, помещенных в девиационном приборе в непосредственной близости к чувствительному элементу ком-

паса, создаются силы, равные по величине и обратные по направлению тем силам, которые вызывают полукруговую девиацию ($\bar{B}'$ и $\bar{C}'$).

Четвертная девиация вызывается переменным магнитным полем самолета (силами $\bar{D}'$ и $\bar{E}'$), поэтому она не может быть скомпенсирована постоянными магнитами девиационного прибора. Четвертная девиация вместе с инструментальными ошибками в дистанционных компасах (ГИК-1) компенсируется с помощью механического компенсатора девиации лекального типа.

В совмещенных магнитных компасах четвертная девиация не устраняется, ее величина определяется на восьми курсах (0°, 45°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270° и 315°) и по найденным значениям составляются графики остаточной девиации.

Креновой девиацией называется дополнительная девиация, возникающая при кренах самолета, наборе высоты или снижении в результате изменения положения деталей самолета, обладающих магнитными свойствами, относительно магнитной системы компаса.

При поперечных кренах максимальная девиация будет на курсах 0 и 180°, а минимальная — на курсах 90 и 270°. При продольных кренах на курсах 0 и 180° она равна нулю и достигает своего максимального значения на курсах 90 и 270°. Наибольшего значения креновая девиация достигает при продольных кренах (набор высоты и снижение).

Самолетные компасы не имеют специальных устройств для устранения креновой девиации, однако при длительном наборе высоты (снижении) на магнитных курсах, близких к 90° (270°), влияние креновой девиации значительно, поэтому определение и выдерживание курса должно выполняться при помощи гирополукомпаса или астрокомпаса.

Поворотная ошибка. Сущность поворотной ошибки заключается в том, что при виражах самолета картушка компаса получает почти такой же крен, как и самолет. Следовательно, картушка подвергается влиянию не только горизонтальной, но и вертикальной составляющей силы земного магнетизма.

В результате картушка при вираже совершает движения, зависящие от магнитного наклонения и угла крена самолета. Движение картушки при этом настоль-

ко энергично, что пользование компасом почти невозможно. Наиболее резко эта ошибка проявляется на северных курсах, поэтому она называется северной.

Практически поворотная девиация учитывается следующим образом. При разворотах на северных курсах самолет выводят из виража, не доходя заданного курса на 30°, а на южных — пройдя 30° по показаниям магнитного компаса. Затем мелкими доворотами выводят самолет на заданный курс.

Если развороты выполнять на курсах, близких к 90 или 270°, самолет надо выводить из виража на заданном курсе, так как поворотная девиация на этих курсах равна 0.

Выполнение девиационных работ

Девиационные работы на самолетах, вертолетах и планерах выполняют с целью определения и компенсирования ошибок магнитных компасов специалисты инженерно-авиационной службы (ИАС) совместно с экипажем самолета (вертолета, планера) под руководством штурмана авиационной организации.

Девиационные работы выполняют не реже одного раза в год, а также в следующих случаях:

при возникновении у экипажа сомнений в правильности показаний компаса и при обнаружении ошибки в показаниях компаса более 3°;

при замене датчика или отдельных агрегатов курсовой системы, влияющих на девиацию;

при подготовке к выполнению особо ответственных заданий;

при перебазировании самолетов из средних широт в районы высоких широт.

При выполнении девиационных работ составляется протокол выполнения девиационных работ, который подписывается штурманом и специалистом ИАС, выполнявшими девиационные работы. Протокол хранится вместе с формуляром самолета (вертолета, планера) до очередного списывания девиации. По данным протокола составляют графики девиации, которые помещают в кабинах самолета.

Для выполнения девиационных работ на аэродроме выбирают площадку, удаленную не менее чем на 200 м от стоянок самолетов и другой техники, а также от металлических и железобетонных сооружений.

Из центра выбранной площадки при помощи девиационного пеленгатора измеряют магнитные пеленги одного-двух ориентиров, удаленных от площадки не менее чем 3—5 км.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАГНИТНОГО КУРСА С ПОМОЩЬЮ ДЕВИАЦИОННОГО ПЕЛЕНГАТОРА

Девиационный прибор ДП-1 (рис. 27) состоит из следующих деталей:

азимутального лимба *1* с двумя шкалами (внутренней и внешней); диапазон шкал от 0 до 360°, цена деления 1°, оцифровка выполнена через 10°;

магнитной стрелки *2*;

визирной рамки с двумя диоптрами: глазного *3* — с прорезью и предметного *4* — с нитью;

двух винтов стопорения визирной рамки;

сферического уровня *5*;

курсоотметчика «МК» *6*;

шарового шарнира *7* с зажимом;

винта *8* крепления азимутального лимба;

кронштейна *9*.

Для хранения девиационный пеленгатор имеет специальный ящик, а для работы — треногу.

Магнитный курс самолета с помощью девиационного пеленгатора можно определить двумя способами:

1. По курсовому углу удаленного ориентира.
2. Пеленгованием створа продольной оси самолета.

Для определения магнитного курса самолета по **курсовому углу удаленного ориентира** необходимо с помощью девиационного пеленгатора предварительно измерить магнитный пеленг ориентира (МПО), затем поместить самолет в точку, из которой измерялся пеленг ориентира, установить пеленгатор на самолет и измерить курсовой угол ориентира (КУО). Магнитный курс самолета (МК) определяется как разность между магнитным пеленгом и курсовым углом ориентира (рис. 28): МК=МПО—КУО.

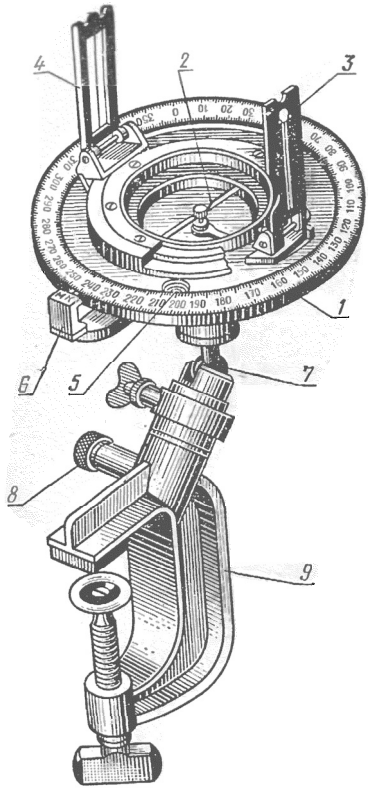


Рис. 27. Девиационный пеленгатор:

1 — азимутальный лимб; *2* — магнитная стрелка; *3* — глазной диоптр; *4* — предметный диоптр; *5* — сферический уровень; *6* — курсоотметчик «МК»; *7* — шаровой шарнир; *8* — винт крепления лимба; *9* — кронштейн

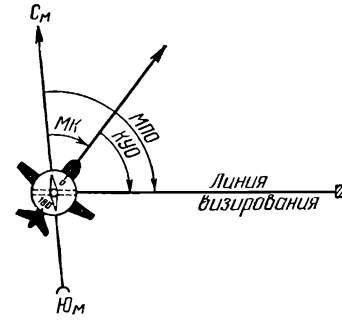


Рис. 28. Определение магнитного курса самолета по курсовому углу удаленного ориентира

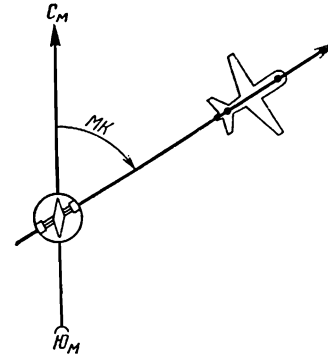


Рис. 29. Определение МК пеленгованием продольной оси самолета

Для определения магнитного курса **пеленгованием створа продольной оси самолета** следует установить пеленгатор точно в створ продольной оси самолета и измерить магнитный пеленг створа продольной оси самолета.

Для определения магнитного пеленга ориентира МПО (створа продольной оси самолета) нужно:

установить треногу в центре площадки, где будет списываться девиация;

закрепить пеленгатор на треноге и установить его в горизонтальное положение по уровню;

отстопорить лимб и магнитную стрелку;

вращением лимба совместить «0» шкалы лимба с северным направлением магнитной стрелки, после чего закрепить лимб;

разворачивая визирную рамку и наблюдая через прорезь глазного диоптра, направить нить предметного диоптра на выбранный ориентир (в створ оси самолета);

против риски предметного диоптра по шкале лимба отсчитать МПО, равный магнитному курсу самолета.

Установка самолета на заданный магнитный курс

Для установки самолета на магнитный курс по *курсовому углу удаленного ориентира* необходимо:

из центра выбранной площадки определить магнитный пеленг удаленного ориентира;

установить самолет на место снятия пеленга, а пеленгатор — на самолет (линия 0—180° по продольной оси самолета);

рассчитать курсовой угол ориентира для заданного магнитного курса и визирное устройство (алидаду) установить на рассчитанный курсовой угол: КУО=МПО—$МК_{зад}$;

разворотом самолета совместить линию визирования с выбранным ориентиром. После установки самолета на заданный курс необходимо индекс «МК» курсоотметчика подвести под значение заданного магнитного курса и закрепить его в этом положении.

Для того чтобы установить самолет на другой магнитный курс ($МК_2$), нужно отстопорить лимб, подвести под индекс «МК» курсоотметчика значение $МК_2$ и застопорить его. Разворотом самолета совместить линию визирования с ориентиром.

Для установки самолета на магнитный курс *пеленгованием продольной оси самолета* следует (рис. 29):

развернуть самолет на заданный магнитный курс по указателю курса;

установить пеленгатор в 30—50 м впереди или сзади самолета по направлению продольной оси самолета;

отрегулировать пеленгатор по уровню и совместить линию 0—180° с магнитной стрелкой;

развернуть визирную рамку (алидаду) так, чтобы линия визирования совпала с продольной осью самолета;

против индекса визирной рамки на шкале лимба отсчитать магнитный курс.

Установка пеленгатора на самолете должна быть выполнена так, чтобы линия 0—180° лимба была параллельна продольной оси самолета, а 0° лимба был направлен к носу самолета.

При установке пеленгатора в центре козырька кабины самолета ориентировка лимба пеленгатора по продольной оси самолета производится путем пеленгации киля самолета.

Для этого необходимо:

закрепить пеленгатор в центре козырька кабины и отрегулировать его по уровням;

установить глазной диоптр пеленгатора на отсчет по лимбу, равный 0°;

поворотом лимба пеленгатора совместить линию визирования с килем самолета и закрепить лимб в этом положении (линия 0—180° лимба будет параллельна продольной оси самолета).

Определение и компенсирование полукруговой девиации и установочной ошибки

Для компенсирования полукруговой девиации самолет последовательно устанавливается на магнитные курсы 0, 90, 180, 270°. При этом допустимое отклонение фактического магнитного курса от заданного (0, 90, 180, 270°) не должно быть более 2°.

При компенсировании полукруговой девиации ГИК-1 отсчет компасного курса производится по шкале корректционного механизма, а на совмещенных компасах (КИ-11, КИ-12, КИ-13) — на шкале картушки.

Компенсирование полукруговой девиации производится в следующем порядке:

по девиационному пеленгатору установить самолет на магнитный курс, равный нулю;

диамагнитной отверткой, вращая удлинитель (винт) «С—Ю» девиационного прибора, довести девиацию на этом курсе до нуля, т. е. добиться, чтобы компасный курс был равен магнитному курсу;

установить самолет на МК=90° и, вращая удлинитель «В—З» девиационного прибора, довести девиацию на этом курсе до нуля, т. е. добиться, чтобы компасный курс был равен 90°;

установить самолет на МК=180° и определить девиацию на этом курсе

$$\Delta_{к180} = МК - КК;$$

вращением удлинителя «С—Ю» девиационного прибора уменьшить девиацию на этом курсе на половину ее первоначальной величины; после устранения девиации компасный курс на шкале коррекционного механизма (ГИК-1) и картушки компаса (КИ) должен быть равен:

$$КК = МК - \frac{\Delta_{к180}}{2};$$

установить самолет на МК = 270° и определить девиацию на этом курсе

$$\Delta_{к270} = МК - КК;$$

вращением удлинителя «В—З» девиационного прибора уменьшить девиацию на этом курсе на половину ее первоначальной величины; после устранения девиации компасный курс на шкале коррекционного механизма (картушки компаса) должен быть:

$$КК = МК - \frac{\Delta_{к270}}{2}.$$

Данные по устранению полукруговой девиации заносят в «Протокол выполнения девиационных работ».

После устранения девиации удлинители девиационного прибора необходимо надежно законтрить с помощью специального зажима, предохраняющего валики от случайных поворотов.

Пример. На магнитных курсах 0, 90, 180 и 270° отсчитаны компасные курсы 356, 97, 174 и 274°. Определить девиацию компаса на каждом курсе и устранить полукруговую девиацию.

Решение: 1. Находим девиацию компаса $\Delta_к$: +4°, —7°, +6°, —4°.

2. Определяем, до какого значения должна быть доведена девиация: 0, 0, +3°, —2°.

3. Находим компасные курсы, по которым контролируется устранение полукруговой девиации: 0, 90, 177 и 272°.

После компенсирования полукруговой девиации определяется и устраняется *установочная ошибка* (постоянная девиация) магнитного компаса.

Величина и знак установочной ошибки рассчитывается по формуле:

$$\Delta_{к_{уст}} = \frac{\Delta_{к180} + \Delta_{к270}}{4},$$

где $\Delta_{к180}$ и $\Delta_{к270}$ — значения девиации на магнитных курсах 180 и 270° до ее компенсирования.

Если установочная ошибка ГИК-1 превышает ±1°, то она устраняется поворотом корпуса индукционного датчика. При положительном значении $\Delta_{к_{уст}}$ датчик поворачивается вправо (по часовой стрелке), и наоборот. Поворот датчика на заданный угол контролируется по шкале, нанесенной на приливе и по изменению показаний курса на КМ. При повороте датчика вправо курс увеличивается, и наоборот.

Если установочная ошибка КИ будет больше 2°, то ее следует устранить. Для этого необходимо повернуть корпус компаса вокруг вертикальной оси на угол, равный величине установочной ошибки; если она имеет знак плюс, корпус надо повернуть по часовой стрелке, а если знак минус,— против часовой стрелки. Поворот корпуса компаса производится с помощью диамагнитных прокладок, закладываемых под крепежное кольцо.

Пример. Устранить установочную ошибку индукционного датчика, если при выполнении девиационных работ на магнитных курсах 0 и 90° полукруговая девиация была доведена до 0°, а на магнитных курсах 180 и 270° до ее компенсирования была соответственно равной —5° и —7°.

Решение: 1. Находим величину установочной ошибки:

$$\Delta_{к_{уст}} = \frac{\Delta_{к180} + \Delta_{к270}}{4} = \frac{(-5°) + (-7°)}{4} = -3°.$$

2. Ослабив винты крепления индукционного датчика, разворачиваем его против часовой стрелки (влево) на 3° от первоначального положения.

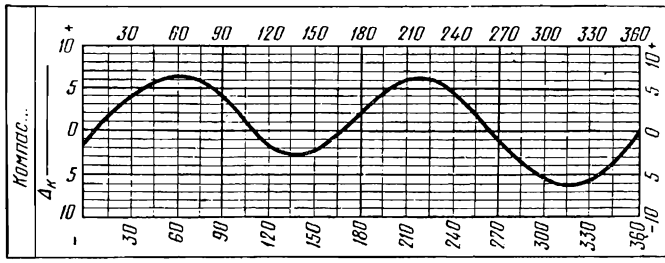


Рис. 30. График остаточной девиации для компаса типа КИ

3. Закрепляем индукционный датчик в новом положении винтами крепления.

Компенсирование остаточной (четвертной) девиации выполняется в следующем порядке:

с помощью девиационного пеленгатора самолет последовательно устанавливается на 24 магнитных курса, кратных 15°, начиная с МК=270°, затем 285°, 300° и т. д.;

открывается шторка, закрывающая регулировочные винты на коррекционном механизме КМ (см. рис. 25), и на каждом магнитном курсе вращением винта, ближайшего к стрелке, при нажатой кнопке согласования получают на основном указателе значение магнитного курса самолета.

На компасах без механических компенсаторов (КИ-11, КИ-12, КИ-13, ДГМК-3) остаточная девиация определяется на восьми курсах. По полученным результатам строят график, который используют в полете. Порядок работы при определении остаточной девиации в этих случаях сводится к следующему:

последовательно с помощью девиационного пеленгатора устанавливают самолет на магнитные курсы 270°, 315°, 0°, 45°, 135°, 180°, 225° и отсчитывают компасные курсы;

определяют девиацию как разность между магнитным и компасным курсами:

$$\Delta_{к_{ост}} = МК - КК;$$

по рассчетным данным строят график (рис. 30), который помещают в удобном месте в кабине самолета.

Глава IV.
ВЫСОТА ПОЛЕТА. УСТРОЙСТВО И ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОТОМЕРОВ

Высотой полета называется расстояние до самолета, отсчитанное по вертикали от некоторого уровня, принятого за начало отсчета (рис. 31).

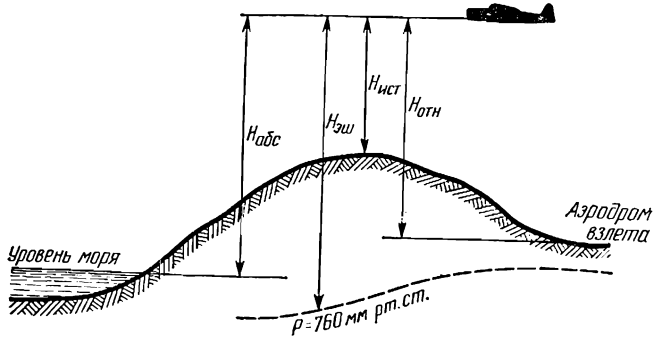


Рис. 31. Классификация высот полета по уровню начала отсчета

Истинная высота $H_{ист}$ отсчитывается от точки земной поверхности, находящейся под самолетом; *относительная* $H_{отн}$ — от условного уровня (уровня аэродрома, цели и др.); *абсолютная* $H_{абс}$ — от уровня моря; *высота эшелона* $H_{эш}$ — от условного уровня, который соответствует стандартному атмосферному давлению 760 мм рт. ст.

Высота полета измеряется барометрическим, радиотехническим, инерциальным и электростатическим методами. Основными методами являются барометрический и радиотехнический.

БАРОМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ

Барометрический метод основан на использовании закономерного изменения атмосферного давления с высотой. Зависимость давления воздуха от высоты до 11 000 м выражается формулой

$$P_н = P_0\left(1 - \frac{t_{гр}H}{T_0}\right)^{\frac{1}{Rt_{гр}}}.$$

Решая это уравнение относительно высоты, получим

$$H = \left[1 - \left(\frac{P_н}{P_0}\right)^{t_{гр}R}\right]\frac{T_0}{t_{гр}},$$

где R — газовая постоянная (29, 27 м/град).

Из формулы видно, что измеряемая высота является функцией четырех параметров: давления на высоте полета $P_н$, давления и температуры на уровне начала отсчета высоты P_0 и T_0 и температурного градиента $t_{гр}$.

Если принять параметры P_0, T_0 и $t_{гр}$ постоянными, то высоту можно определить как функцию атмосферного давления. Давление на высоте полета можно измерить непосредственно на самолете с помощью барометра (анероида). Шкала барометра градуируется в единицах высоты полета, такой прибор называется барометрическим высотомером.

Назначение и устройство барометрических высотомеров

Барометрические высотомеры предназначены для определения и выдерживания высоты полета. На летательных аппаратах ДОСААФ устанавливаются двухстрелочные высотомеры ВД-10, ВД-17, ВД-20. Все они построены по одинаковой схеме и отличаются друг от друга главным образом диапазоном измерения.

Основными узлами высотомера являются чувствительный элемент, передаточно-множительный механизм, индикаторная часть, механизм установки начального давления, герметический корпус.

Внешний вид и кинематическая схема высотомера ВД-17 показаны на рис. 32 и 33. В качестве чувствительного элемента в приборе применен анероидный блок, состоящий из двух коробок *1* (см. рис. 33).

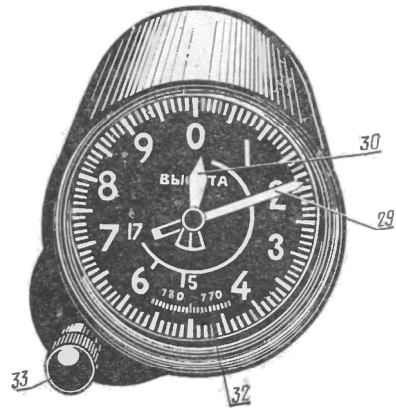


Рис. 32. Внешний вид высотомера ВД-17

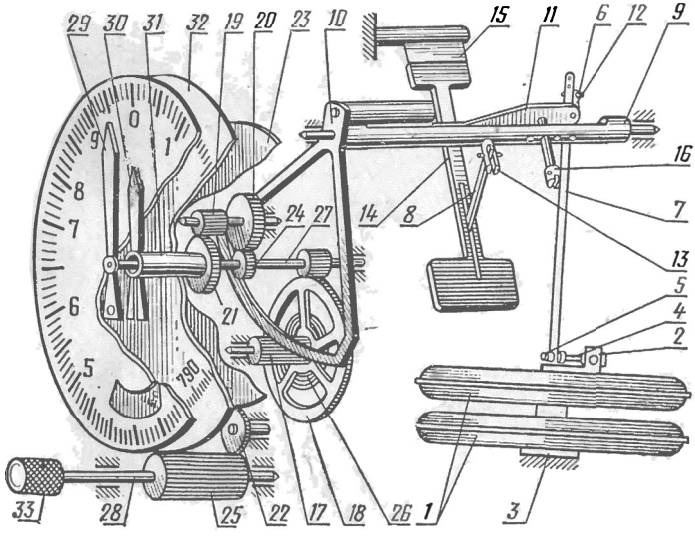


Рис. 33. Кинематическая схема высотомера ВД-17:

1—анероидные коробки; *2,3*—центры коробок; *4*—биметаллический валик; *5, 6* — штифты; *7, 8* — тяги; *9* — переходная ось; *10* — зубчатый сектор; *11* — биметаллическая пластинка; *12, 13* — стойки; *14* — пружинный противовес; *15* — пружина; *16* — регулировочный винт; *17—25* — шестерни; *26* — волосок; *27, 28* — оси; *29, 30* — стрелки; *31* — втулка; *32* — шкала барометрического давления; *33* — головка кремальеры

При изменении высоты полета изменяется давление воздуха, окружающего самолет. Изменение давления через штуцер в корпусе передается во внутреннюю полость прибора, в результате чего происходит деформация коробок блока, вызывающая перемещение верхнего центра *2*. Это перемещение посредством тяги *7*,

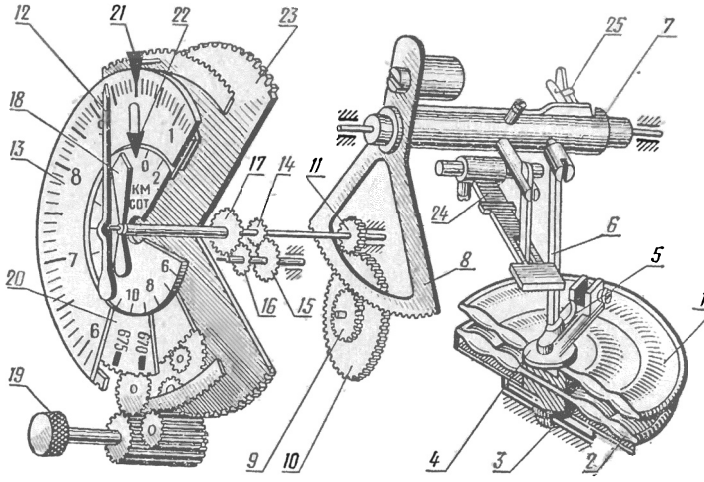


Рис. 34. Кинематическая схема высотомера ВД-20:

1, 2 — блок анероидных коробок; *3* — неподвижный центр блока коробок; *4* — подвижный центр блока коробок; *5, 25* — температурные компенсаторы; *6* — тяга; *7* — промежуточный валик; *8* — зубчатый сектор; *9, 11, 14* — трибки; *10, 15, 16, 17* — шестерни; *12* — большая стрелка; *13* — внешняя шкала; *18* — малая стрелка; *19* — кремальера; *20* — шкала давлений; *21, 22* — индексы; *23* — подвижное основание; *24* — пружинный балансир

оси *9*, сектора *10* и шестерен передается на большую стрелку прибора *29* и при помощи шестеренчатого перебора — на малую стрелку *30*.

Большая стрелка прибора показывает по шкале высоту полета самолета в метрах. Эта стрелка делает полный оборот при изменении высоты на 1000 м. Малая стрелка прибора показывает высоту полета в километрах. Она делает один полный оборот при изменении высоты на 10 000 м.

При помощи кремальеры *33* в прибор можно вводить поправки на изменение барометрического давления.

Погрешность прибора у Земли ±20 м, а на высоте 17 000 м ±300 м.

На рис. 34 показана кинематическая схема высотомера ВД-20. С увеличением высоты полета вследствие уменьшения статического давления анероидный блок, включающий коробки *1* и *2*, расширяется. Ход его подвижного центра *4* с помощью температурного компенсатора *5*, тяги *6* и температурного компенсатора *25* передается через валик *7* на зубчатый сектор *8*. Перемещение сектора вызывает вращение трибки *9*, шестерни *10* и трибки *11*. На оси трибки *11* жестко укреплена большая стрелка *12*, указывающая по шкале *13* высоту полета самолета в метрах. Диапазон этой шкалы 1000 м. На ось большой стрелки *12* жестко посажена переходная трибка *14*, приводящая во вращение шестерни *15*, *16* и *17*, дающие передаточное отношение 20 : 1. На полой оси шестерни *17*, через которую проходит ось трибки *11*, укреплена малая стрелка *18*, указывающая по внутренней шкале высоту в километрах. Диапазон шкалы 20 км. Механизм высотомера, включая анероидный блок, укреплен на подвижном основании *23* и может вращаться относительно корпуса прибора. При этом будут вращаться стрелки *12* и *18*, шкала давлений *20* и два индекса *21* и *22*. Вращение осуществляется с помощью кремальеры *19*.

Для уравновешивания отдельных узлов механизма высотомера поставлен пружинный балансир *24*. Погрешность в показаниях прибора, возникающая вследствие изменения упругих свойств анероидных коробок в зависимости от их температуры, устраняется с помощью биметаллических температурных компенсаторов *5* и *25*.

Погрешность прибора минимальна у Земли и составляет ±20 м и максимальна на высоте 20 км (±350 м).

Высотомер **ВД-10** предназначен для измерения высоты от 0 до 10 000 м. Погрешность ВД-10 у Земли составляет ±15 м, а на высоте 10 км достигает ±120 м.

ОШИБКИ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ

Барометрическим высотомерам присущи инструментальные, аэродинамические и методические ошибки.

Инструментальные ошибки $\Delta H_{\text{инстр}}$ возникают вследствие несовершенства изготовления механизма высотомера, износа деталей и изменения упругих свойств

чувствительного элемента. Они определяются в лабораторных условиях. По результатам лабораторной проверки составляются таблицы, в которых указываются значения инструментальных поправок для различных высот полета.

Аэродинамические ошибки $\Delta H_а$ являются результатом неточного измерения атмосферного давления на высоте полета из-за искажения воздушного потока в месте его приема, особенно при полете на больших скоростях. Эти ошибки зависят от скорости полета, типа приемника воздушного давления и места его расположения, они определяются при испытаниях самолетов и заносятся в таблицу поправок. В целях упрощения инструментальные и аэродинамические поправки суммируются и составляется таблица показаний высотомера с учетом суммарных поправок, которая помещается в кабинах самолета.

Методические ошибки обусловлены несовпадением фактического состояния атмосферы с данными, положенными в основу расчета шкалы высотомера: давление воздуха $P_0 = 760$ мм рт. ст., температура $t_0 = +15°$С, температурный вертикальный градиент $t_{гр} = 6{,}5°$ на 1000 м высоты.

Методические ошибки включают три составляющие, которые можно определить следующим образом.

В полете барометрический высотомер измеряет высоту относительно того уровня, давление которого установлено на шкале. Он не учитывает изменение давления по маршруту. Обычно атмосферное давление в различных точках земной поверхности в один и тот же момент неодинаковое. Поэтому истинная высота будет изменяться в зависимости от распределения атмосферного давления у Земли. При падении атмосферного давления по маршруту истинная высота будет уменьшаться, при повышении давления — увеличиваться, т. е. возникает барометрическая ошибка $\Delta H_{бар}$, обусловленная непостоянством атмосферного давления у Земли.

Ошибка $\Delta H_{бар}$ учитывается следующим образом: перед вылетом — установкой стрелок высотомера на нуль; перед посадкой — установкой на высотомере давления аэродрома посадки; при расчете высот — путем учета поправки на изменение атмосферного давления.

Причиной второй составляющей методической ошиб-

ки $\Delta H_{темп}$ является несоответствие фактического распределения температуры воздуха с высотой стандартным значениям, принятым в расчете механизма высотомера Температурная ошибка особенно опасна при полетах на малых высотах и в горных районах в холодное время года. В практике считают, что для малых высот каждые 3° отклонения фактической температуры воздуха от стандартной вызывают ошибку, равную 1% измеряемой высоты. Обычно методическая температурная поправка учитывается с помощью навигационной линейки НЛ-10М или навигационного расчетчика НРК-2.

Третья составляющая — $\Delta H_{рел}$ возникает потому, что высотомер в продолжении всего полета указывает высоту не над пролетаемой местностью, а относительно уровня изобарической поверхности, атмосферное давление которого установлено на приборе. Чем разнообразнее рельеф пролетаемой местности, тем больше будут расходиться показания высотомера с истинной высотой.

Для определения истинной высоты полета необходимо учитывать поправку на рельеф пролетаемой местности, которая определяется

$$\Delta H_{рел} = H_{рел} - H_{аэр},$$

где $\Delta H_{рел}$ — поправка на рельеф пролетаемой местности; имеет знак (+), если абсолютная высота точки выше аэродрома взлета, и знак (—), если ниже;

$H_{рел}$ — абсолютная высота точки рельефа местности, определяется летчиком (экипажем) по полетной карте;

$H_{аэр}$ — абсолютная высота аэродрома взлета.

Тогда

$$H_{ист} = H_{отн} - \Delta H_{рел},$$

где $H_{отн}$ — относительная высота.

Определение истинной и приборной высоты при полете по маршруту

Первый вариант. Давление на уровне пролетаемой местности известно и установлено на высотомере, температура в воздухе известна. В этом случае истинная высота полета определяется по формуле

$$H_{ист} = H_{пр} + \Delta H_{инстр} + \Delta H_{а} + \Delta H_{темп}.$$

Расчет приборной высоты для заданной истинной производится в обратном порядке:

$$H_{пр} = H_{ист} - \Delta H_{темп} - \Delta H_{а} - \Delta H_{инстр}.$$

Второй вариант. Давление и температура у Земли в районе пролетаемой местности неизвестны; на высотомере установлено давление аэродрома взлета.

Тогда истинная высота полета определяется по формуле:

$$H_{ист} = H_{пр} + \Delta H_{инстр} + \Delta H_{а} + \Delta H_{темп} - \Delta H_{рел}.$$

Определение приборной высоты при заданной истинной производится по формуле:

$$H_{пр} = H_{ист} + \Delta H_{рел} - \Delta H_{темп} - \Delta H_{а} - \Delta H_{инстр}.$$

РАДИОТЕХНИЧЕСКИЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ

Определение высоты полета самолета (вертолета) радиовысотомером основано на принципе измерения времени прохождения радиоволной расстояния от летательного аппарата до земной поверхности и обратно.

Существующие радиовысотомеры по характеру излучения радиоволн подразделяются на два типа:

радиовысотомеры непрерывного излучения для измерения малых высот;

радиовысотомеры импульсного излучения для измерения больших высот.

На одноместных самолетах и вертолетах устанавливаются радиовысотомеры малых высот, работающие в непрерывном излучении. Передающее устройство такого высотомера через передающую антенну излучает непрерывный частотно-модулированный сигнал, который проходит путь от самолета до земной поверхности, отражается от нее и возвращается на антенну приемного устройства. Одновременно на вход приемника через фидер, находящийся внутри приемопередатчика, подается сигнал непосредственно от передатчика (прямой сигнал).

Благодаря тому, что путь отраженного сигнала, зависящий от высоты полета, значительно превышает путь прямого сигнала, отраженный сигнал по сравнению с прямым сигналом попадает на вход приемника с некоторым запаздыванием. Время запаздывания равно вре-

мени прохождения радиоволн от самолета до Земли и обратно.

За это время частота передатчика изменится на некоторую величину, зависящую от высоты полета. Частота отраженного сигнала, принимаемого приемником, будет отличаться от частоты излучаемого в этот момент сигнала. На вход приемника непрерывно поступают оба сигнала. Смешиваясь, эти сигналы создают биения с частотой, равной разности частот сигналов. Следовательно, частота биений пропорциональна истинной высоте полета. На выходе радиовысотомера включается частотомер, шкала которого проградуирована в метрах высоты.

Радиовысотомеры обладают рядом преимуществ перед барометрическими. Они обеспечивают более высокую точность измерения высоты полета, так как их показания практически не зависят от метеорологических условий и скорости полета. Значение истинной высоты полета в любой момент времени может быть отсчитано на индикаторе радиовысотомера без дополнительных вычислений.

Однако радиовысотомерам присущи следующие недостатки:

при полете со значительными поперечными и продольными кренами (около 30°) показания высотомеров становятся ошибочными и пользоваться ими в этих случаях не рекомендуется;

трудно использовать радиовысотомеры при полетах над горной местностью, когда резкие изменения расстояний от летящего самолета (вертолета) до Земли могут превышать диапазон измеряемых высот.

Радиовысотомер РВ-2

Радиовысотомер малых высот РВ-2 предназначен для установки на самолетах всех типов и служит для определения истинной высоты полета самолета над земной поверхностью частотным методом в диапазоне 0—1200 м.

В комплект радиовысотомера входят: приемопередатчик с амортизационной рамой, индикатор высоты, умформер, приемная и передающая антенны, соединительные кабели и фидеры.

Индикатор высоты радиовысотомера (рис. 35) обычно размещается на приборной доске летчика. Он имеет две ручки. Одна из них *1* со стрелкой и надписью «Вкл» служит для включения и выключения радиовысотомера. Другая ручка *2* с надписью «Диапазон» служит для переключения радиовысотомера с одного диапазона на другой. При повороте этой ручки против часовой стрелки радиовысотомер будет работать на 1-м

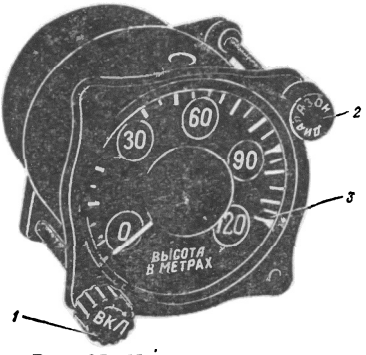


Рис. 35. Индикатор высоты радиовысотомера РВ-2:

1 — ручка включения и выключения радиовысотомера; *2* — ручка переключения диапазона; *3* — шкала индикатора

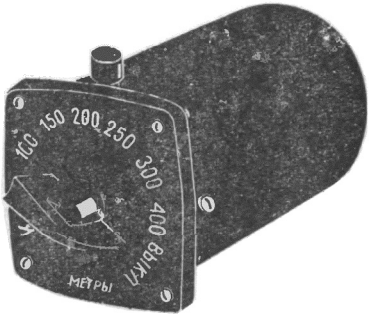


Рис. 36. Переключатель сигнализируемой высоты ПСВ-УМ

диапазоне (0 ÷ 120 м), а при повороте по часовой стрелке — на 2-м диапазоне (10 ÷ 1200 м). При переключении диапазонов соответственно переключается оцифровка шкалы. Вся шкала индикатора *3* разбита на 24 деления. Цена деления на 1-м диапазоне равна 5 м, на 2-м диапазоне 50 м. Оцифровка произведена через 30 м на 1-м диапазоне и через 300 м на 2-м диапазоне.

Точность измерения высоты на 1-м диапазоне составляет ±2 м, а на 2-м диапазоне ±20 м.

Питание высотомера осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В через умформер, дающий постоянное напряжение 220 В для питания ламп приемопередатчика. Масса высотомера без кабелей 15 кг.

Радиовысотомер должен быть включен за 3—5 мин до взлета и обязательно выключен после полета. Если температура воздуха ниже —30° С, его рекомендуется

включать за 10 мин до начала пользования. При выключенном радиовысотомере стрелка индикатора занимает крайнее левое положение (на упоре). После включения стрелка индикатора из крайнего левого положения должна плавно подойти к нулевой риске шкалы индикатора. Во время руления самолета по летному полю стрелка прибора может колебаться в пределах ±5 м. После взлета при установке 1-го диапазона стрелка индикатора должна плавно перемещаться от нулевого деления в сторону увеличения показаний и на высоте 120 м она устанавливается у правого упора. При дальнейшем увеличении высоты стрелка указателя возвращается обратно, и пользоваться высотомером на этом диапазоне нельзя. В этом случае необходимо перейти на 2-й диапазон.

Категорически запрещается дополнительная калибровка радиовысотомера в полете.

Радиовысотомер РВ-УМ

Радиовысотомер малых высот РВ-УМ предназначен для установки на самолетах и служит для определения истинной высоты полета в диапазоне от 0 до 600 м и для обеспечения звуковой и световой сигнализации заданных высот полета.

В отличие от РВ-2 радиовысотомер РВ-УМ дополнительно имеет схему блокировки указателя высоты, схему сигнализации заданной высоты и переключатель сигнализируемой высоты ПСВ-УМ.

Переключатель сигнализируемой высоты ПСВ-УМ (рис. 36) предназначен для установки заданной высоты, имеет 9 положений: «К», 50, 100, 150, 200, 250, 300, 400 м и «Выкл.».

Положение «К» (контроль) предназначено для наземной проверки работоспособности схемы сигнализации заданной высоты. В этом положении переключателя звуковая и световая сигнализации заданной высоты не работают. После установки переключателя в положения, соответствующие высотам 50, 100, ..., 400 м, при нахождении самолета на Земле срабатывает световая (загорается сигнальная лампочка) и кратковременная (от 3 до 10 с) звуковая сигнализация заданной высоты.

В положении «Выкл» прекращается работа схемы блокировки и сигнализации заданной высоты.

При снижении самолета до уровня, соответствующего установленной высоте, в шлемофон летчика подается прерывистый звуковой сигнал частотой 400 Гц в течение 3—10 с и загорается красная сигнальная лампочка.

Указатель высоты УВ-57 (рис 37) представляет собой стрелочный прибор постоянного тока, который устанавливается на приборной доске летчика и показывает

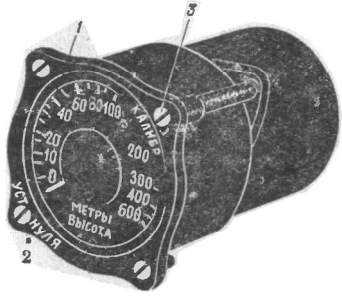


Рис. 37. Указатель высоты УВ-57:

1 — шкала высот в метрах; *2* — потенциометр «Уст. нуля»; *3* — потенциометр «Калибр»

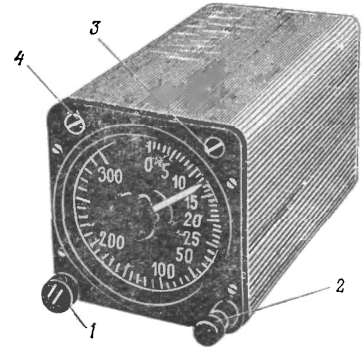


Рис. 38. Указатель высоты:

1 — ручка установки опасной высоты; *2* — сигнальная лампочка опасной высоты; *3* — винт «Установка нуля»; *4* — винт «Калибровка»

высоту полета самолета в метрах. Шкала указателя высоты *1* проградуирована от 0 до 600 м. На указателе помещены два потенциометра: установка нуля «Уст. нуля» *2* и калибровка «Калибр» *3*.

Радиовысотомер включается при помощи тумблера на приборной доске за 3—5 мин до взлета. При температуре наружного воздуха $t_0 = -30°$ С радиовысотомер рекомендуется включать за 10 мин до начала пользования.

Перед полетом необходимо произвести проверку правильности установки нуля радиовысотомера и проверку работоспособности звуковой и световой сигнализации. Корректировка нуля производится поворотом оси потенциометра «Уст. нуля» при включенном высотомере. Для наземной проверки работоспособности звуковой и световой сигнализации заданной высоты необходимо переклю-

чатель сигнализируемой высоты ПСВ-УМ перевести в положение «К», а затем в положение «50 м», или любое другое, кроме «Выкл».

В полете проверяется только общая работоспособность радиовысотомера. Он считается исправным, если с набором высоты или при снижении самолета стрелка указателя высоты плавно перемещается.

Точность измерения высоты в диапазоне 0—600 м равна ±5 м ±3% от измеряемой высоты.

Радиовысотомер РВ-3

Радиовысотомер малых высот РВ-3 предназначен для измерения высоты полета от 0 до 300 м. В комплект радиовысотомера входят: приемопередатчик, указатель высоты УВ-П1, приемная и передающая антенны, переключатель опасной высоты. Радиовысотомер работает в диапазоне дециметровых волн по принципу непрерывного излучения с двойной частотной модуляцией.

На передней панели указателя высоты (рис. 38) размещены: ручка установки опасной высоты *1*, сигнальная лампочка опасной высоты *2*, винт «Установка нуля» *3*, винт «Калибровка» *4*.

Точность измерения высоты от 0 до 10 м равна ±1 м, а при измерении высоты более 10 м ошибка не превышает 10% от измеряемой высоты. Масса комплекта без кабелей 10 кг.

Радиовысотомер включается за 5 мин до взлета. Через 3 мин после его включения стрелка указателя высоты должна устанавливаться на нулевой риске шкалы с точностью ±0,5 м, в течение 4—8 с работает звуковая сигнализация и горит сигнальная лампочка на указателе высоты при положении индекса опасной высоты выше 2 м.

При достижении опасной высоты снижения в шлемофоне летчика появляется звуковой сигнал и загорается сигнальная лампочка с красным светофильтром, непрерывно горящая на высоте меньше опасной. Сигнал «Опасная высота» прослушивается с полной громкостью при ведении внутренней и внешней связи независимо от положения переключателей на абонентских аппаратах самолетного переговорного устройства СПУ.

Глава V.
ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОЛЕТ САМОЛЕТА

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Воздушной скоростью полета называется скорость перемещения самолета относительно воздушной среды. При этом различают истинную воздушную скорость и приборную скорость. Истинная воздушная скорость используется экипажем в целях самолетовождения, а приборная скорость используется летчиком для пилотирования самолета. Показания указателя воздушной скорости принято называть приборной скоростью.

В самолетовождении считают, что вектор воздушной скорости совпадает с продольной осью самолета и лежит в горизонтальной плоскости. Такое допущение существенно не влияет на точность решения навигационных задач. Приборы, предназначенные для измерения воздушной скорости полета, называются указателями скорости.

Наиболее распространенным методом измерения воздушной скорости полета является аэродинамический, основанный на замере давления встречного потока воздуха — скоростного напора.

Величина скоростного напора определяется скоростью движения тела и плотностью воздуха:

$$q = \rho_н \frac{V^2}{2},$$

где q — скоростной напор;
$\rho_н$ — массовая плотность воздуха;
V — воздушная скорость.

Отсюда воздушная скорость

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho_н}}.$$

Выразим массовую плотность $\rho_н$ через значения статического давления воздуха $P_H = P_{ст}$, абсолютной температуры воздуха на высоте полета T_H, газовой постоянной R и ускорения силы тяжести g:

$$\rho_H = \frac{P_H}{gRT_H}.$$

Тогда

$$V \approx \sqrt{\frac{2q}{P_{ст}} gRT_H}.$$

Таким образом, при малых скоростях полета для определения истинной воздушной скорости необходимо измерять динамическое давление, статическое давление и температуру воздуха на высоте полета. При переходе к истинным скоростям, превышающим 400 км/ч, необходимо учитывать сжимаемость воздуха. Поэтому тарировка современных указателей скорости производится по более сложным формулам.

Приемники воздушных давлений

Указатели скорости посредством трубопроводов соединяются с приемниками воздушного давления ПВД. В настоящее время применяются два типа ПВД: совмещенный и с раздельными системами замера давлений.

Совмещенный приемник воздушных давлений (рис. 39) состоит из двух камер: динамической и статической. Динамическая камера состоит из собственно камеры *1* и латунной динамической трубки *2*, имеющей в своей приемной части впаянное донышко *3* с боковым пазом для поступления воздуха. Донышко динамической трубки предохраняет ее от засорения. Динамическая трубка проходит вдоль всего приемника и заканчивается штуцером *4*.

Статическая камера *5* отделена от динамической камеры перегородкой и имеет восемь расположенных по

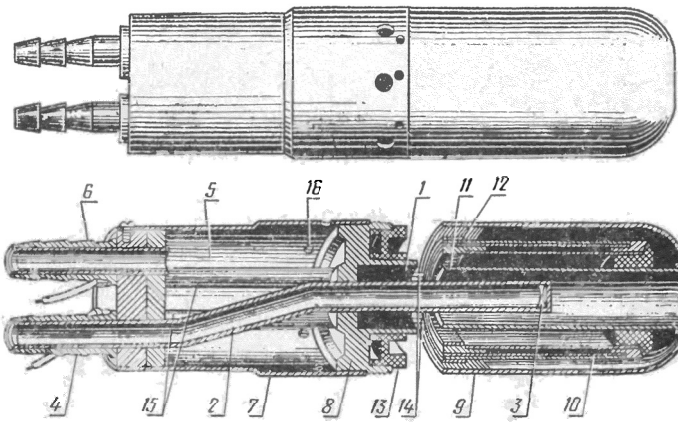


Рис. 39. Приемник воздушных давлений:

1 — динамическая камера; *2* — динамическая трубка; *3* — донышко; *4* — штуцер динамический; *5* — статическая камера; *6* — штуцер статический; *7* — кожух; *8* — втулка; *9* — наконечник; *10* — элемент обогрева; *11, 12* — контактные кольца; *13* — изоляционная втулка; *14* — электропровода; *15* — латунные трубки; *16* — отверстия



Рис. 40. Общий вид указателя воздушной скорости УС-350

окружности отверстий *16*, посредством которых она сообщается с атмосферой. Штуцер *6* служит для соединения статической камеры со статическим штуцером корпуса указателя скорости.

В кожухе *7* и во втулке *8* имеются три отверстия для отвода влаги из динамической камеры *1*. Кожух и его наконечник *9*, навинчивающийся на втулку *8*, снаружи покрыты никелем.

Приемник снабжен электрообогревателем, предохраняющим его от обледенения. Электрообогреватель состоит из элемента обогрева *10*, двух контактных колец

11, и *12*, вставленных в изоляционную втулку *13*, и двух электропроводов *14*, расположенных в латунных трубках *15*.

Второй тип приемника имеет раздельные системы замера полного и статического давления. Статическое давление подается через отверстие в борту фюзеляжа.

Устройство указателей воздушной скорости

В настоящее время применяются указатели скорости двух типов: указатели приборной скорости УС и комбинированные указатели скорости КУС. Первые устанавливаются на самолетах, вертолетах и планерах с небольшой скоростью полета, вторые — на скоростных самолетах.

Общий вид **указателя приборной скорости УС-350** изображен на рис. 40, *а* схема его механизма — на рис. 41. Чувствительным элементом указателя является манометрическая коробка *1*. Она представляет собой две гофрированные мембраны, изготовленные из фосфористой бронзы и спаянные между собой по краям. К нижней стороне манометрической коробки припаян жесткий центр *2*. Жесткий центр служит для крепления коробки к основанию механизма и для присоединения трубопровода *3*, по которому поступает полное давление воздуха во внутреннюю полость чувствительного элемента. Второй конец трубопровода *3* припаян к штуцеру *4*, укрепленному на задней стенке корпуса прибора. Штуцер *4* называется динамическим и обозначается буквами «Дн». К нему присоединяется трубопровод, идущий от штуцера динамической трубки приемника воздушных давлений.

К верхнему жесткому центру коробки припаяна стойка *5*, к которой шарнирно прикреплена тяга *6* передаточного механизма. Второй конец тяги шарнирно соединен с рычагом *7* валика сектора. С противоположной стороны валика укреплен противовес *9*, предназначенный для статической балансировки механизма. На оси валика *8* укреплен сектор *10*, сцепленный с трибкой *11*. Ось трибки находится в центре прибора, и на нее насажена стрелка. На оси трибки укреплена спиральная пружина *12*, служащая для устранения люфтов и затираний в механизме. Механизм прибора не имеет температурной

компенсации, так как температурная погрешность прибора практического значения не имеет.

Шкала прибора оттарирована в диапазоне скоростей от 50 до 350 км/ч. Цена деления 10 км/ч; деления оцифрованы через каждые 50 км/ч.

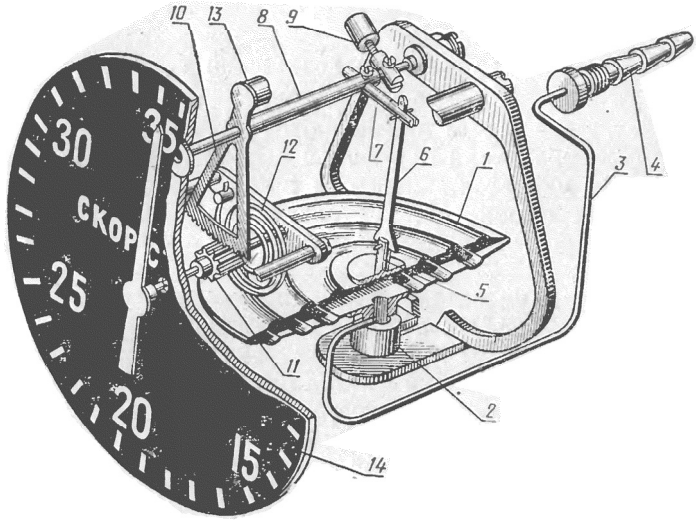


Рис. 41 Схема механизма указателя воздушной скорости типа УС-350:

1 — манометрическая коробка; *2* — жесткий центр; *3* — трубопровод; *4*—штуцер; *5*—стойка; *6*—тяга; *7*—рычаг; *8*—валик сектора; *9*—противовес; *10* — сектор; *11* — трибка; *12* — спиральная пружина; *13* — противовес сектора; *14* — шкала

Корпус прибора герметичный, изготовлен из алюминиевого сплава или пластмассы. С лицевой стороны корпус закрыт стеклом. На задней стенке имеется статический штуцер, обозначенный буквами «Ст». К нему присоединяется трубопровод, идущий от штуцера статической камеры приемника воздушного давления.

Комбинированный указатель скорости КУС-1200 предназначен для одновременного измерения приборной и истинной воздушной скорости. В нем совмещены два прибора: указатель приборной скорости и указатель истинной воздушной скорости. Прибор имеет две стрелки — широкую и узкую. Широкая стрелка показывает

приборную скорость от 150 до 1200 км/ч, узкая — истинную скорость от 400 до 1200 км/ч.

На рис. 42 показана кинематическая схема КУС-1200. Манометрическая коробка является общим чувствительным элементом указателя приборной и истинной скорости. Внутрь коробки подается полное давление, а в корпус прибора — статическое давление. Манометрическая коробка расширяется пропорционально динамическому давлению.

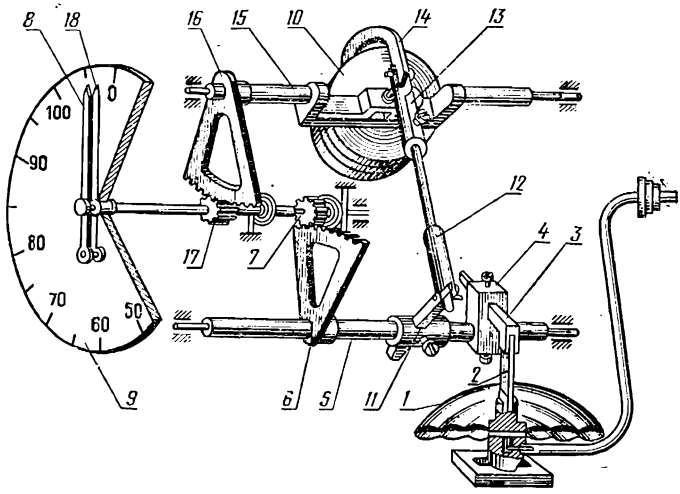


Рис. 42. Кинематическая схема КУС-1200:

1 — манометрическая коробка; *2* — тяга; *3* — поводок; *4* — колодка; *5* — валик; *6* — зубчатый сектор; *7* — трибка; *8* — широкая стрелка; *9* — шкала; *10* — анероидная коробка; *11* — поводок; *12* — тяга; *13* — шарнирное соединение; *14* — изогнутый поводок; *15* — компенсационный валик; *16* — зубчатый сектор; *17* — трибка; *18* — узкая стрелка

Движение верхней части манометрической коробки *1* через тягу *2*, поводок *3* и колодку *4* передается на валик *5*, который поворачивается вместе с укрепленными на нем сектором *6* и поводком *11*. Сектор *6* через трибку *7* поворачивает ось, на которой сидит широкая стрелка *8*, показывающая приборную скорость по шкале *9*. Эта часть кинематической схемы прибора КУС-1200 работает аналогично указателю приборной воздушной скорости.

Анероидная коробка *10* измеряет статическое давление на высоте полета. Она включена в механизм указа-

теля истинной воздушной скорости. Одновременно вращение валика *5* через поводок *11*, тягу *12*, шарнирное соединение *13*, изогнутый поводок *14* и анероидную коробку *10* передается на компенсирующий валик *15* механизма истинной воздушной скорости. На валике *15* закреплен сектор *16*, находящийся в зацеплении с трибкой *17*, на полой оси которой закреплена стрелка *18*, показывающая истинную скорость.

Анероидная коробка *10* укреплена на неподвижном центре компенсационного валика *15*. К подвижному центру анероидной коробки прикреплен изогнутый поводок *14*. С поднятием на высоту атмосферное давление уменьшается. Анероидная коробка, расширяясь, увлекает за собой изогнутый поводок *14*. В результате шарнирное соединение *13* приближается к оси вращения валика *15*. Это приводит к уменьшению ведомого плеча, вследствие чего передаточное отношение увеличивается и узкая стрелка поворачивается на бо́льший угол, чем широкая. Разница в показаниях широкой и узкой стрелки возрастает с увеличением высоты и скорости полета.

РАСЧЕТ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Ошибки указателей воздушной скорости

Инструментальные ошибки $\Delta V_{\text{инстр}}$ объясняются несовершенством изготовления механизма указателя скорости, износом деталей и изменением упругих свойств чувствительных элементов. Они определяются в лабораторных условиях. По результатам такой проверки составляются графики и таблицы инструментальных поправок, которыми пользуется экипаж в полете.

Аэродинамические ошибки $\Delta V_{\text{а}}$ указателей воздушной скорости обусловлены погрешностью измерения статического давления воздуха на высоте полета. Характер и величина этих ошибок зависят от типа самолета, места установки приемника воздушного давления и скорости полета. Ошибки $\Delta V_{\text{а}}$ определяются на заводе при выпуске самолета и заносятся в специальный график или таблицу поправок. На некоторых самолетах составляется таблица суммарных поправок, учитывающая инструментальные и аэродинамические ошибки.

Методические ошибки возникают в результате несоответствия условий, принятых в расчете приборов, фактическому состоянию атмосферы. Скоростной напор является функцией плотности воздуха ρ и воздушной скорости полета V. Следовательно, прибор будет давать точные показания только при одном значении массовой плотности воздуха, на которое он рассчитан. При тарировке шкалы указателя скорости массовая плотность воздуха берется равной 0,125 кг $с^2/м^4$. Такая плотность соответствует атмосферному давлению $P=$ $=760$ мм рт. ст. и температуре воздуха $t_0=+15°$ С. В действительности фактическая плотность воздуха очень редко совпадает с расчетной. При подъеме на высоту массовая плотность воздуха уменьшается, вследствие чего указатель скорости показывает скорость меньше истинной.

Ошибку указателя скорости $\Delta V_м$, возникающую от изменения плотности воздуха, определяют при помощи навигационной линейки по температуре наружного воздуха и высоте полета, от значения которых зависит плотность воздуха.

При скорости полета примерно 350 км/ч воздух впереди самолета сжимается, его плотность и, следовательно, скоростной напор увеличиваются. На малых высотах ошибка вследствие *сжимаемости* $\Delta V_{сж}$ незначительна, но с увеличением высоты и скорости полета она заметно возрастает. Поправка на изменение сжимаемости воздуха определяется с помощью графика (рис. 43) или по специальной шкале навигационного расчетчика. При расчете истинной скорости эта поправка всегда вычитается, а при расчете приборной скорости — прибавляется.

Методические ошибки приводят к значительному расхождению приборной и истинной скорости, особенно при полетах на больших высотах и скоростях. На скоростных и высотных самолетах применяются двухстрелочные комбинированные указатели скорости (КУС), так как они имеют два чувствительных элемента: манометрическую коробку для замера скоростного напора и блок анероидных коробок для замера статического давления воздуха на высоте полета. Однако КУС не имеет чувствительного элемента для замера фактической температуры воздуха на высоте полета. Температура в приборе

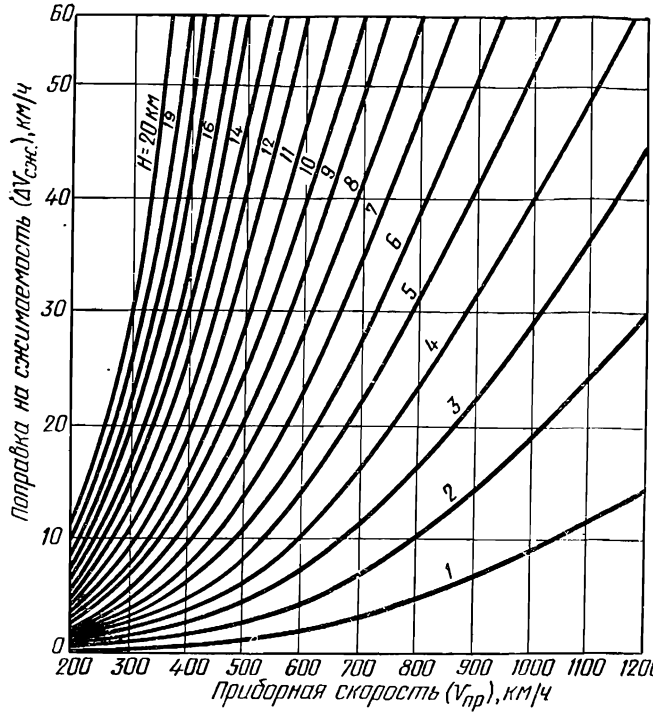


Рис. 43. График поправок на изменение сжимаемости воздуха

учитывается по стандартной атмосфере при тарировке шкалы. Величина методической погрешности КУС зависит от величины отклонения температуры наружного воздуха на высоте полета от стандартной.

Расчет истинной воздушной скорости по показанию однострелочного указателя скорости

Расчет производится по формуле:

$$V_{ист} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_{м},$$

где $V_{пр}$ — приборная воздушная скорость;

$\Delta V_{инстр}$ — инструментальная поправка указателя воздушной скорости;

$\Delta V_{м}$ — методическая поправка указателя воздушной скорости на изменение плотности воздуха.

Пример. Показание указателя воздушной скорости 220 км/ч; высота полета — 2700 м; температура воздуха на высоте полета $t_H = -10°$ С; инструментальная поправка $\Delta V_{инстр} = +6$ км/ч. Определить истинную воздушную скорость.

Решение: 1. В показание воздушной скорости по прибору вносим инструментальную поправку со своим знаком:

$$V_{пр} + \Delta V_{инстр} = 220 + 6 = 226 \text{ км/ч}.$$

2. Затем на шкале линейки НЛ-10М «Температура на высоте для скорости» находим деление, равное температуре воздуха на высоте полета $t_H = -10°$, и устанавливаем его против высоты полета 2700 м на шкале «Высота по прибору (км)». После этого на шкале линейки «Высота и скорость по прибору» находим деление, соответствующее воздушной скорости по прибору с учетом инструментальной поправки (226 км/ч), и против этого деления на шкале «Исправленные высота и скорость» определяем скорость $V_{ист} = 255$ км/ч.

Расчет приборной воздушной скорости для однострелочного указателя скорости

Приборная воздушная скорость рассчитывается по формуле:

$$V_{пр} = V_{ист} - \Delta V_{м} - \Delta V_{инстр}.$$

Пример. Заданная истинная воздушная скорость 200 км/ч; высота полета 3000 м; температура воздуха на высоте полета $t_H = -20°$ С; инструментальная поправка указателя скорости $\Delta V_{инстр} = +5$ км/ч. Определить показание указателя воздушной скорости для полета с заданной истинной воздушной скоростью.

Решение. 1. Учитываем по линейке НЛ-10М методическую поправку на изменение плотности воздуха. Для этого температуру воздуха на высоте полета, взятую по шкале *11* (см. рис. 48), необходимо подвести против высоты полета по шкале *12*. Затем против истинной воздушной скорости, взятой по шкале *14*, прочитать по шкале *15* исправленную скорость, которая равна в данном случае 178 км/ч.

2. Учитываем инструментальную поправку и определяем $V_{пр}$:

$$V_{пр} = V_{пр.\ испр} - \Delta V_{инстр} = 178 - (+5) = 173 \text{ км/ч}.$$

Расчет истинной воздушной скорости по показанию широкой стрелки КУС

Расчет производится по формуле:

$$V_{ист} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_{а} - \Delta V_{сж} + \Delta V_{м},$$

где $V_{пр}$ — показание широкой стрелки;

$\Delta V_{а}$ — аэродинамическая поправка указателя скорости;

$\Delta V_{сж}$ — поправка на изменение сжимаемости воздуха с высотой.

Пример. Приборная скорость полета на высоте 7800 м равна $V_{пр} = 450$ км/ч; фактическая температура наружного воздуха $t_{H} = -40°$; инструментальная поправка $\Delta V_{инстр} = +5$ км/ч; аэродинамическая поправка $\Delta V_{а} = -8$ км/ч. Определить истинную скорость.

Решение. 1. Учитываем инструментальную и аэродинамическую поправки:

$$V_{пр.\ испр} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_{а} = 450 + 5 + (-8) = 447 \text{ км/ч}.$$

2. Из графика (см. рис. 43) находим поправку на изменение сжимаемости $\Delta V_{сж} = 13$ км/ч и учитываем ее:

$$V_{пр.\ испр} - \Delta V_{сж} = 447 - 13 = 434 \text{ км/ч}.$$

3. Учитываем с помощью НЛ-10М методическую поправку на изменение плотности воздуха и определяем истинную скорость: $V_{ист} = 650$ км/ч.

Расчет истинной воздушной скорости по показаниям узкой стрелки КУС

Расчет производится по формуле:

$$V_{ист} = V_{кус} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_{а} + \Delta V_{темп},$$

где $V_{кус}$ — показания узкой стрелки КУС;

$\Delta V_{темп}$ — температурная поправка.

Пример. Показание узкой стрелки $V_{кус} = 820$ км/ч; высота полета 9000 м; температура наружного воздуха, определенная по прибору типа ТНВ, $t_{пр} = -35°$; инструментальная поправка $\Delta V_{инстр} = -8$ км/ч, $\Delta V_а = +10$ км/ч. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Учитываем инструментальную и аэродинамическую поправки:

$$V_{кус} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_а = 820 + (-8) + (+10) = 822 \text{ км/ч}.$$

2. По шкале поправок навигационного расчетчика НРК-2 находим $\Delta t = 20°$.

Тогда фактическая температура наружного воздуха будет равна

$$t_H = t_{пр} - \Delta t = -35° - 20° = -55°.$$

3. Учитываем с помощью НЛ-10М методическую температурную поправку и определяем истинную скорость $V_{ист} = 800$ км/ч.

Измерение температуры на высоте полета

В настоящее время для измерения температуры наружного воздуха применяют *электрические термометры сопротивления.*

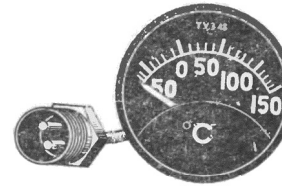


Рис. 44. Внешний вид термометра

Принцип действия такого термометра основан на измерении сопротивления проводника, зависящего от окружающей температуры.

На самолетах (вертолетах) устанавливаются термометры наружного воздуха ТУЭ-48 и ТНВ-15. В комплект каждого термометра входят приемник температуры, указатель температуры и соединительные провода. Основное отличие — в конструкции приемников температуры. Внешний вид указателя температуры показан на рис. 44.

Шкала поправок для ТУЭ-48 нанесена на навигационной линейке НЛ-10М и навигационном расчетчике НРК-2. Шкала поправок для ТНВ-15 нанесена на навигационном расчетчике. При сравнении шкал поправок термометров ТУЭ-48 и ТНВ-15 видно, что для истинных скоростей полета до 800—900 км/ч шкалы имеют малое различие. При полете на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях разница в поправках к термометрам ТУЭ-48 и ТНВ-15 значительна, поэтому необходимо пользоваться только соответствующими шкалами поправок. При расчете фактической температуры поправку надо всегда вычитать.

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОЛЕТ САМОЛЕТА

Навигационный треугольник скоростей и его элементы

Треугольник, образованный вектором воздушной скорости, вектором ветра и вектором путевой скорости, называется *навигационным треугольником скоростей* (рис. 45).

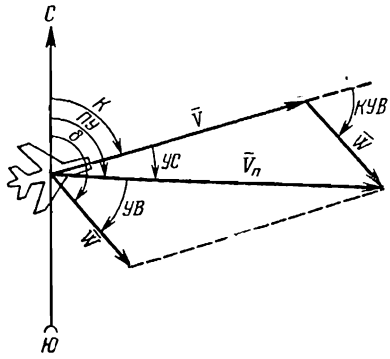


Рис. 45. Навигационный треугольник скоростей

Элементами навигационного треугольника скоростей являются: V — воздушная скорость; W — скорость ветра; $V_п$ — путевая скорость; δ — направление ветра; К — курс самолета; УС — угол сноса; ПУ — путевой угол; УВ — угол ветра; КУВ — курсовой угол ветра.

Движение воздуха относительно земной поверхности называется *ветром*. Скорость и направление ветра характеризуется вектором ветра. В самолетовождении направление ветра измеряется между меридианом и вектором ветра. Этот ветер называется навигационным (куда дует ветер). Направление метеорологического вет-

ра отличается от навигационного на 180° (откуда дует ветер).

Скорость перемещения самолета относительно поверхности Земли называется *путевой скоростью.*

Угол между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости называется *углом сноса.* Угол сноса отсчитывается от вектора воздушной скорости вправо (плюсовой) и влево (минусовой).

Путевым углом называется угол между северным направлением меридиана и вектором путевой скорости (линией пути). Он отсчитывается от северного направления меридиана до вектора путевой скорости по ходу часовой стрелки от 0 до 360°. Различают заданный путевой угол ЗПУ и фактический путевой угол ФПУ.

Путевой угол определяется по формуле: ПУ=К+УС.

Угол между вектором путевой скорости и вектором ветра называется *углом ветра.* Угол ветра отсчитывается от вектора путевой скорости до вектора ветра по ходу часовой стрелки от 0 до 360°.

Угол между вектором воздушной скорости и вектором ветра называется *курсовым* (бортовым) *углом ветра.* Курсовой угол ветра отсчитывается от вектора воздушной скорости до вектора ветра по ходу часовой стрелки от 0 до 360°.

Для расчета навигационных элементов полета используются следующие зависимости между элементами навигационного треугольника скоростей:

$$\vec{V}_{\text{п}} = \vec{V} + \vec{W};$$

$$\sin \text{УС} = \frac{W}{V} \sin \text{УВ};$$

$$\operatorname{tg} \text{УС} = \frac{W \sin \text{КУВ}}{V + W \cos \text{КУВ}};$$

$$V_{\text{п}} = V \cos \text{УС} + W \cos \text{УВ}$$

или приближенно

$$V_{\text{п}} \approx V + W \cos \text{УВ},$$

$$\text{УС} \approx 60 \frac{W}{V} \sin \text{УВ}$$

Навигационный треугольник скоростей решается с помощью автоматических счетно-решающих устройств, с помощью ветрочета, расчетчика, на навигационной линейке и приближенно в уме.

Зависимость навигационных элементов от изменения режима полета или ветра

Изменение воздушной скорости приводит к изменению путевой скорости на величину ΔV

$$V_{п_1} = V_п + (\pm \Delta V)$$

и к изменению угла сноса на величину ΔУС:

$$\Delta УС = \frac{\Delta V}{V} УС.$$

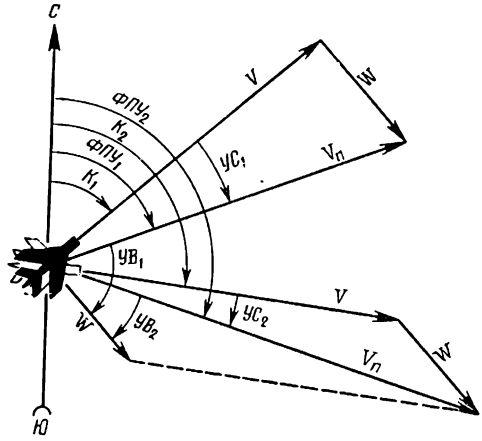


Рис. 46. Изменение элементов навигационного треугольника скоростей при изменении курса самолета

Изменение угла сноса при изменении воздушной скорости до 10% ее начального значения можно не учитывать, так как оно соизмеримо с точностью его определения. При более значительном изменении (15—20%) воздушной скорости следует внести поправку в курс следования, рассчитав новое значение угла сноса.

Изменение курса при постоянных значениях воздушной скорости, направления и скорости ветра приводит к изменению $V_п$, УС, УВ, ФПУ (рис. 46).

Практически установлено, что при изменении курса в пределах 15—20° на средних высотах и до 10—15° на больших высотах изменение путевой скорости и угла сноса незначительно, поэтому на новом курсе можно про-

должать полет некоторое время с прежними расчетными данными.

Если курс изменен более чем на 20°, то необходимо определить угол сноса и путевую скорость на новом курсе и учитывать их для следования по линии заданного пути.

От *угла ветра* путевая скорость и угол сноса зависят следующим образом:

при УВ=0° (ветер попутный) УС=0, $V_п = V + W$;

при увеличении угла ветра от 0 до 90° угол сноса увеличивается, а путевая скорость уменьшается;

при УВ=90° (ветер боковой) угол сноса максимальный, а путевая скорость примерно равна воздушной;

при увеличении угла ветра от 90° до 180° угол сноса и путевая скорость уменьшаются;

при УВ=180° (ветер встречный) УС=0, а $V_п = V - W$;

при увеличении угла ветра от 180° до 270° угол сноса и путевая скорость увеличиваются;

при УВ=270° (ветер боковой) угол сноса максимальный, а путевая скорость примерно равна воздушной;

при увеличении угла ветра от 270° до 360° угол сноса уменьшается, а путевая скорость увеличивается.

Таким образом, при углах ветра 0—180° углы сноса положительные, а при углах ветра 180°—360° — отрицательные; путевая скорость при углах ветра 270°—0—90° больше воздушной скорости, а при углах ветра 90°—180°—270° меньше воздушной скорости.

Глава VI.
ШТУРМАНСКИЕ СЧЕТНЫЕ ИНСТРУМЕНТЫ

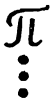
НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО НАВИГАЦИОННОЙ ЛИНЕЙКИ НЛ-10М

Навигационная линейка НЛ-10М является счетным инструментом летчика и штурмана и предназначена для выполнения необходимых расчетов при подготовке к полету и в полете.

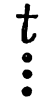
Она устроена по принципу обычной счетной логарифмической линейки и позволяет заменить умножение и деление чисел более простыми действиями — сложением и вычитанием отрезков шкал, выражающих в определенном масштабе логарифмы этих чисел.

Навигационная линейка состоит из корпуса, движка и визирки. На корпусе и движке нанесены шкалы, индексы, формулы и надписи (рис. 47).

Знаки и индексы, нанесенные на линейке



$= 3{,}14$ — отношение длины окружности к диаметру; нанесен на шкале *1* и может использоваться для решения задач, связанных с определением длины окружности;



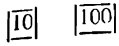
— нанесен на шкале *1*, служит для определения времени разворота самолета на 360°;



— нанесен красной краской на шкале *2*, служит для перевода скоростей, выраженных в км/ч, в м/с и обратно, соответствует делению 36;



— нанесен красной краской на шкале *2*, служит для решения задач, связанных с определением времени полета, пройденного расстояния и путевой скорости, соответствует делению 60 мин или 1 ч (60 с или 1 мин);



— нанесены на шкале *2* и могут использоваться как начальные или конечные штрихи шкалы;



— нанесен красной краской на шкале *4* и служит для решения задач по определению радиуса разворота самолета;



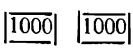
— нанесен на шкале *4*, соответствует делению 45° и используется для решения задач, в которые входят тригонометрические функции углов;



— нанесен на движке под шкалой *7* и служит для решения задач по определению показаний барометрических высотомеров в полете до высоты 12 000 м;



— нанесен на шкале *12* и служит для решения задач по определению показаний барометрических высотомеров в полете для высот более 12 000 м;



— нанесены на шкалах *14* и *15* и служат для обозначения десятичных интервалов шкал, используются для умножения и деления чисел;

10°

— деление шкалы *4*, используется при решении задач по определению времени разворота самолета на 360°.

Шкалы, нанесенные на линейке

1, *2* — для расчета путевого времени, путевой скорости, для решения задач на умножение и деление;

1, *а* — для расчета параметров разворота;

3, *4*, *б* — для определения тригонометрических функций углов, решения навигационного треугольника скоростей по теореме синусов и расчета радиуса разворота (угла крена);

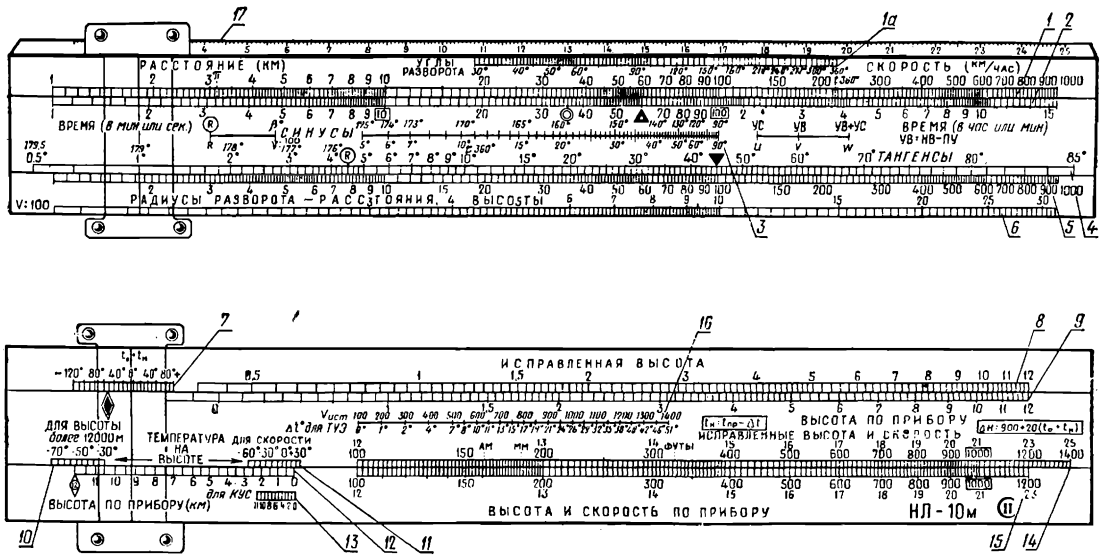


Рис. 47. Навигационная линейка НЛ-10М

6 — для возведения в квадрат и извлечения квадратного корня (совместно со шкалой *5* или *1* и *2*);

7, 8, 9 — для перерасчета высоты полета при $H < 12\,000$ м;

10, 12, 14, 15 — для перерасчета высоты полета при $H > 12\,000$ м;

11, 12, 13, 14, 15, 16 — для перерасчета воздушной скорости;

17 — для измерения расстояний на карте.

Ниже рассматриваются решения задач с помощью навигационной линейки НЛ-10М.

Перевод скоростей, выраженных в км/ч, в скорости, выраженные в м/с, и обратно

Порядок перевода скорости, выраженной в км/ч, в скорость, выраженную в м/с:

передвигая движок, установить круглый индекс на деление шкалы *1*, соответствующее заданной скорости в км/ч;

отсчитать по шкале *1* против индекса $\overline{|10|}$ искомую скорость в м/с.

Порядок перевода скорости, выраженной в м/с, в скорость, выраженную в км/ч:

передвигая движок, установить индекс $\overline{|10|}$ на деление шкалы *1*, соответствующее заданной скорости в м/с;

отсчитать по шкале *1* против круглого индекса искомую скорость в км/ч.

Расчет путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета

Порядок решения:

установить визирку по шкале *1* на деление, соответствующее пройденному расстоянию $S_{пр}$ (рис. 48);

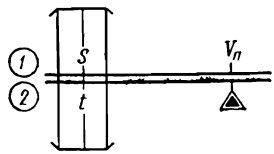


Рис. 48. Расчет путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета на НЛ-10М

передвигая движок, подвести под визирку деление шкалы *2*, соответствующее времени полета *t*;

отсчитать по шкале *1* против треугольного индекса искомую путевую скорость $V_п$ в км/ч.

Примеры. 1. Дано: $S=115$ км; $t=16$ мин 30 с. Находим: $V_п=420$ км/ч.

2. Дано: $S=74$ км; $t=27$ мин 30 с. Находим: $V_п=162$ км/ч.

Расчет пройденного расстояния по путевой скорости и времени полета

Порядок решения:

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы *1*, соответствующего путевой скорости в км/ч;

установить риску визирки по шкале *2* на деление, соответствующее времени полета;

отсчитать по визирке на шкале *1* искомое расстояние в км.

Примеры. 1. Дано: $V_п=510$ км/ч; $t=7$ мин 15 с. Находим: $S=62$ км.

2. Дано: $V_п=124$ км/ч; $t=8$ мин 35 с. Находим: $S=17{,}7$ км.

Примечание. Если время полета измерено в секундах, то против значения путевой скорости необходимо устанавливать круглый индекс; расстояние в этом случае будет выражено в метрах.

Расчет времени полета по пройденному расстоянию и путевой скорости

Порядок решения:

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы *1*, соответствующего путевой скорости;

установить визирку по шкале *1* на деление, соответствующее пройденному расстоянию в км;

на шкале *2* по визирке отсчитать искомое время полета.

Пример. Дано: $S = 146$ км; $V_п = 350$ км/ч. Находим $t = 25$ мин.

Примечание. Если пройденное расстояние замерено в метрах, то против значения путевой скорости необходимо установить круглый индекс; время полета в этом случае будет выражено в секундах.

Расчет поправки в курс по расстоянию и боковому уклонению

Порядок решения:

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы *5*, соответствующего пройденному расстоянию (рис. 49, *а*);

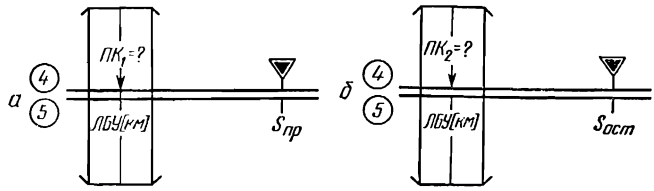


Рис. 49. Расчет поправки в курс по расстоянию и боковому уклонению на НЛ-10М

установить визирку по шкале *5* на деление, соответствующее боковому уклонению в км;

отсчитать по визирке на шкале *4* первую поправку в курс (для выхода параллельно линии заданного пути);

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы *5*, соответствующего оставшемуся расстоянию (см. рис. 49, *б*);

отсчитать по визирке на шкале *4* вторую поправку в курс;

сложить первую и вторую поправки; сумма будет полной поправкой в курс.

Пример. Дано: $S_{пр} = 65$ км; ЛБУ $= 8$ км; $S_{ост} = 90$ км. Находим: $ПК_1 = 7°$; $ПК_2 = 5°$; $ПК_{полн} = 12°$.

Примечание. Если известно боковое уклонение в градусах и неизвестно боковое уклонение в километрах, то задача определения дополнительной поправки в курс для выхода на цель или ППМ решается так же, как показано на рис. 49 с той лишь разницей, что вначале против визирки (см. рис. 49, *а*) читаем искомое

значение не БУ°, а ЛБУ в км и по нему уже рассчитываем дополнительную поправку в курс, как показано на рис. 49, *б*.

Пример. Дано: $S_{пр} = 73$ км; БУ° = ПК° = 10°; $S_{ост} = 125$ км. Находим: ЛБУ = 13 км; $ПК_{доп} = ПК_2 = 6°$; $ПК_{полн} = БУ° + ПК_{доп} = 16°$.

Знак поправки в курс определяют по правилу: если самолет отклонился влево, то знак поправки плюс (+), если вправо, то знак поправки минус (—).

Расчет угла сноса и путевой скорости по известному ветру

Порядок решения:

установить визирку по шкале *5* на деление, соответствующее воздушной скорости (рис. 50);

передвигая движок, подвести под визирку деление шкалы *3*, соответствующее углу ветра УВ, если УВ заключен в пределах 5—90° или 90—175° или деление шкалы *4*, если УВ заключен в пределах 0—5° или 175°—180°.

Примечание. Угол ветра определяется по формуле, помещенной справа шкалы *3*: **УВ** = δ — ПУ (направление ветра минус путевой угол). Его надо считать всегда меньше 180°; если он получится больше 180°, следует взять дополнение до 360°;

установить визирку на деление шкалы *5*, соответствующее скорости ветра *W*;

отсчитать по визирке на шкале *3* (если угол сноса меньше 5°, то по шкале *4*) искомый угол сноса УС;

сложить арифметически угол ветра и угол сноса (при углах ветра меньше 90°) или получить их разность (при углах ветра больше 90°);

установить визирку по шкале *3* на деление, соответствующее сумме УВ + УС или разности УВ — УС;

отсчитать по визирке на шкале *5* искомую путевую скорость $V_п$.

Примеры. 1. Дано: $V_{ист} = 620$ км/ч; $W = 120$ км/ч; δ = 152°; МПУ = 120°. Находим: УВ = 32°; УС = + 6° $V_п = 720$ км/ч.

2. Дано: $V_{ист} = 280$ км/ч; $W = 45$ км/ч; УВ = 155°. Находим: УС = + 4°; $V_п = 237$ км/ч.

Примечания: 1. Знак сноса будет минус (—), если УВ взят как дополнение до 360°; в остальных случаях знак сноса будет плюс (+).

2. В тех случаях, когда УС получится малым (меньше 0,5°), его нужно считать равным 0, а $V_п$ рассчитывать по формуле $V_п = V_{ист} \pm W$.

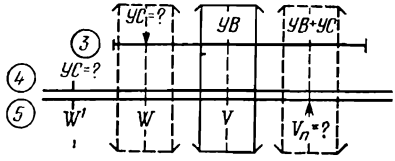


Рис. 50. Расчет угла сноса и путевой скорости на НЛ-10М

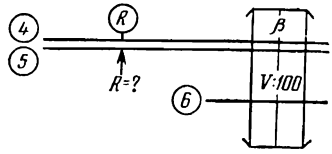


Рис. 51. Определение радиуса разворота по углу крена и скорости разворота на НЛ-10М

Определение радиуса разворота по углу крена и скорости разворота

Порядок решения:

установить визирку по шкале *6* на деление, соответствующее скорости полета самолета V в км/ч (рис. 51).

Примечание. Устанавливаемое значение может быть уменьшено в 10 или 100 раз;

передвигая движок, подвести под визирку деление шкалы *4*, соответствующее углу крена самолета β;

отсчитать по шкале *5* против индекса искомое значение радиуса разворота самолета R в км или м (ключ для решения этой задачи помещен на линейке, слева от шкалы *3*).

Примеры. 1. Дано: $V=650$ км/ч; $\beta=15°$. Находим: $R=12{,}4$ км.

2. Дано: $V=140$ км/ч; $\beta=20°$. Находим: $R=420$ м.

Определение времени разворота самолета с заданным радиусом и скоростью разворота

Порядок решения:

установить визирку по шкале *1* на деление, соответствующее скорости полета самолета V в км/ч (рис. 52);

передвигая движок, подвести под визирку деление шкалы *2*, соответствующее радиусу разворота *R*;

отсчитать по шкале *2* против индекса t_{360} искомое время разворота самолета на 360°.

Примеры. 1. Дано: $V = 700$ км/ч; $R = 8{,}5$ км. Находим: $t_{360} = 4$ мин 35 с.

2. Дано: $V = 240$ км/ч; $R = 1500$ м. Находим: $t_{360} = 2$ мин 22 с.

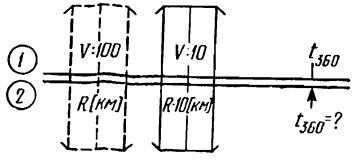


Рис. 52. Определение времени разворота с заданным радиусом и скоростью разворота на НЛ-10М

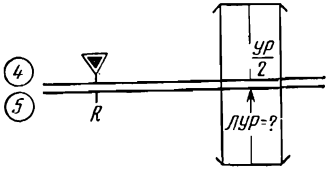


Рис. 53. Определение линейного упреждения разворота на НЛ-10М

Примечания. 1. При радиусе разворота до 10 км скорость уменьшать в 10 раз и устанавливать на втором интервале шкалы *1*; радиус разворота увеличивать в 10 раз и устанавливать на втором интервале шкалы *2*.

2. При радиусе разворота более 10 км скорость уменьшать в 100 раз и устанавливать на первом интервале шкалы *1*, а радиус разворота в км устанавливать на первом интервале шкалы *2*.

Определение линейного упреждения разворота

Порядок решения:

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы *5*, соответствующего величине радиуса разворота *R* (рис. 53);

поставить визирку по шкале *4* на деление, соответствующее половине угла разворота самолета $^1/_2$ УР;

отсчитать по визирке искомое значение линейного упреждения разворота ЛУР.

Пример. Дано: УР = 120°; $R = 9$ км. Находим: ЛУР = 15,6 км.

НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО ВЕТРОЧЕТА

Ветрочет предназначен для графического решения различных задач по определению элементов навигационного треугольника скоростей. Он состоит из сектора, азимутального круга и линейки скоростей (рис. 54).

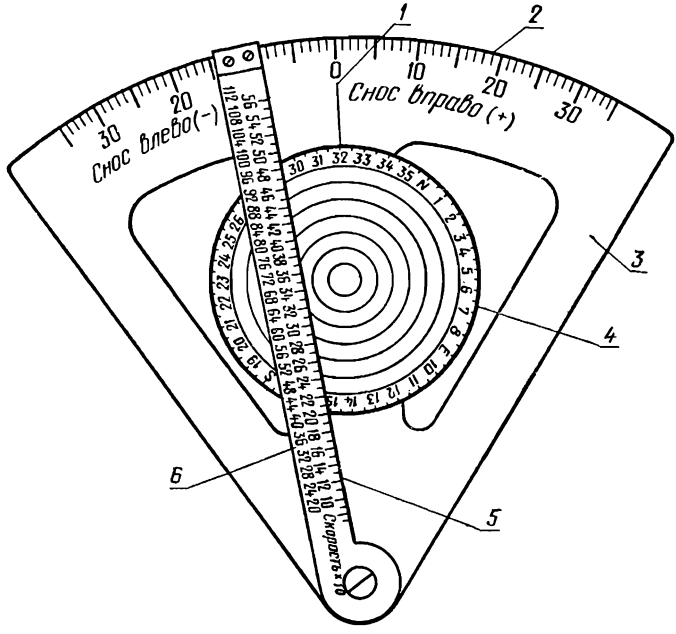


Рис. 54. Устройство ветрочета:
1 — курсовая черта; *2* — шкала углов сноса; *3* — сектор; *4* — азимутальный круг; *5* — рабочая часть линейки; *6* — линейка со шкалой скоростей

По дуге сектора в обе стороны от осевой линии, называемой курсовой чертой, нанесена шкала сноса с ценой деления 1°.

Вправо от курсовой черты расположена шкала правых сносов (+), влево — левых сносов (—). На осевой линии сектора сделана прорезь для закрепления азимутального круга. Азимутальный круг имеет шкалу, разделенную на 360°; цена деления — 1°, оцифровка — через 10°. На поверхности азимутального круга нанесен ряд

концентрических окружностей, обозначающих скорость ветра в десятках километров в час.

Азимутальный круг служит для нанесения отсчета векторов ветра, воздушной скорости, путевой скорости, установки курса, путевого угла.

Один конец линейки скоростей укреплен у вершины угла сектора, а другой перемещается по шкале сносов. Она служит для отсчета воздушной и путевой скоростей самолета, скорости ветра, углов сноса на дуге сектора, проведения путевых линий.

Правый обрез линейки является рабочей стороной, по которой производятся все отсчеты и наносятся линии на азимутальный круг.

Определение ветра по углу сноса и путевой скорости, измеренным на одном курсе

Для решения этой задачи необходимо знать следующие навигационные элементы:

истинную воздушную скорость $V_{ист}$;

магнитный курс средний $МК_{ср}$;

угол сноса УС;

путевую скорость самолета $V_п$.

Пример. Самолет следует на высоте $H = 3000$ м с постоянной истинной воздушной скоростью $V_{ист} = 390$ км/ч и с неизменным магнитным курсом $МК = 269°$ Угол сноса на этом курсе $УС = -13°$. Путевая скорость $V_п = 430$ км/ч. Определить направление и скорость ветра на ветрочете.

Решение. 1. Линейку скоростей устанавливаем на ноль шкалы сносов (рис. 55), а центр азимутального круга подводим к значению $V_{ист} = 390$ км/ч.

2. Затем вращением лимба устанавливаем против курсовой черты $МК_{ср} = 269°$ и рабочий обрез линейки скоростей отводим по шкале сносов на $УС = -13°$.

3. На линейке скоростей против величины $V_п = 430$ км/ч наносим точку ветра на лимбе ветрочета.

4. Линейку скоростей устанавливаем на ноль шкалы сносов и подводим вверх под ее рабочий обрез точку ветра, где против курсовой черты определяем навигационное направление ветра $\delta_н = 195°$; по масштабным

окружностям на азимутальном круге отсчитываем скорость ветра $W = 100$ км/ч.

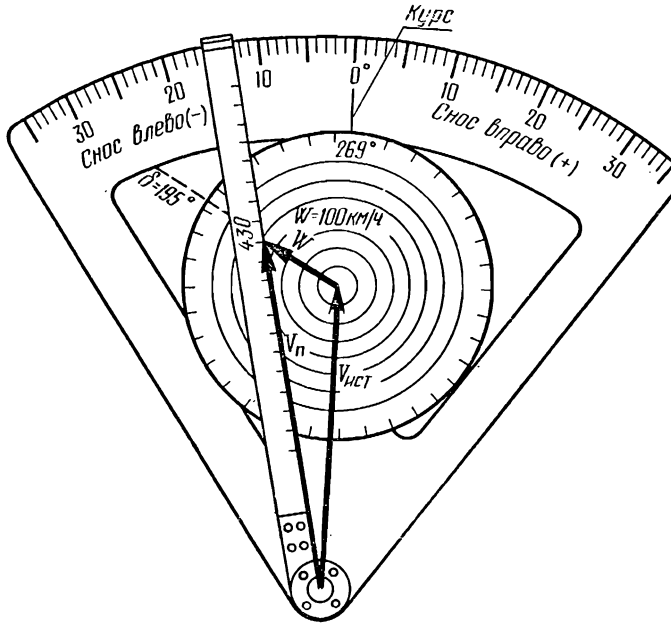


Рис. 55. Расчет на ветрочете ветра по углу сноса и путевой скорости на одном курсе

Определение ветра по двум углам сноса, измеренным на двух курсах

Данный способ применяется в том случае, когда имеется возможность измерить угол сноса на двух курсах. Необходимо знать следующие навигационные элементы:

истинную воздушную скорость $V_{ист}$;
магнитный курс первый $МК_1$;
угол сноса на первом курсе $УС_1$;
магнитный курс второй $МК_2$;
угол сноса на втором курсе $УС_2$.

Пример. Истинная воздушная скорость $V_{ист} =$ $=$ 780 км/ч, первый магнитный курс $МК_1 = 30°$, измерен-

ный угол сноса $УС_1 = -3°$, второй магнитный курс $МК_2 = 142°$, измеренный угол сноса $УС_2 = +4°$. Определить направление и скорость ветра.

Решение. 1. Устанавливаем центр азимутального круга на истинную воздушную скорость $V_{ист} = 780$ км/ч.

2. Устанавливаем против курсовой черты величину первого магнитного курса $МК_1 = 30°$.

3. Отводим линейку скоростей на первый угол сноса $УС_1 = -3°$ и по ее правой стороне проводим черту на азимутальном круге (рис. 56, *а*).

4. Устанавливаем против курсовой черты величину второго магнитного курса $МК_2 = 142°$, а линейку скоростей — на второй угол сноса $УС_2 = +4°$ и вновь проводим черту на азимутальном круге (рис. 56, *б*).

Точка пересечения линий на азимутальном круге и будет являться концом вектора ветра. Для нашего примера получим: направление ветра $\delta_н = 249°$, скорость ветра $W = 58$ км/ч.

Определение ветра по двум путевым скоростям, измеренным на двух курсах

Для определения направления и скорости ветра на ветрочете по двум путевым скоростям, измеренным на двух курсах, необходимо знать следующие навигационные элементы:

истинную воздушную скорость $V_{ист}$;
магнитный курс первый $МК_1$;
путевую скорость первую на этом курсе $V_{п_1}$;
магнитный курс второй $МК_2$;
путевую скорость вторую на этом курсе $V_{п_2}$.

Пример. Истинная воздушная скорость $V_{ист} = 184$ км/ч; на магнитном курсе $МК_1 = 70°$ измерена путевая скорость $V_{п_1} = 206$ км/ч. На втором магнитном курсе $МК_2 = 336°$ измерена путевая скорость $V_{п_2} = 153$ км/ч. Определить на ветрочете направление и скорость ветра.

Решение. 1. Устанавливаем центр азимутального круга на истинную воздушную скорость $V_{ист} = 184$ км/ч (рис. 57).

2. Устанавливаем против курсовой черты величину первого магнитного курса $МК_1 = 70°$; отводим линейку скоростей в какое-либо крайнее положение; устанавли-

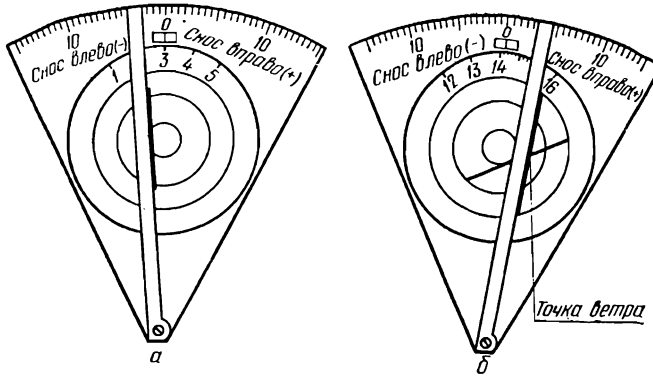


Рис. 56. Расчет на ветрочете ветра по двум углам сноса

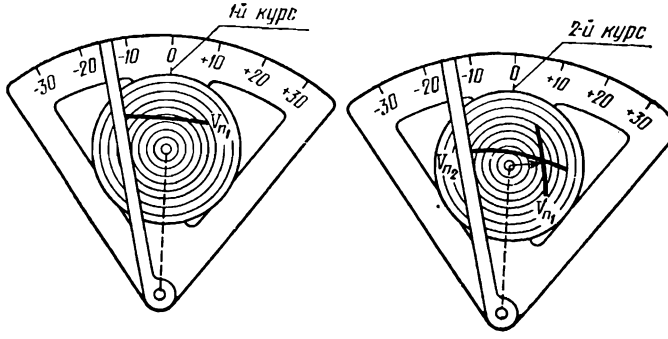


Рис. 57. Расчет на ветрочете ветра по двум путевым скоростям на двух курсах

ваем карандаш против величины первой путевой скорости $V_{п1}$ =206 км/ч по линейке у рабочего края. Затем, перемещая линейку и удерживая карандаш против значения путевой скорости, проводим первую дугу на азимутальном круге.

3. Устанавливаем против курсовой черты величину второго магнитного курса $МК_2$=336° и так же, как и в первом случае, удерживая карандаш против величины второй путевой скорости $V_{п2}$=153 км/ч, проводим на азимутальном круге вторую дугу. Пересечение двух дуг дает искомую точку ветра.

4. Отсчитываем направление и скорость ветра, получаем: $\delta_н$=127°, W=36 км/ч.

Определение курса следования, угла сноса и путевой скорости по известному ветру

Для расчета курса следования, угла сноса и путевой скорости на ветрочете необходимо иметь следующие данные: $V_{ист}$, ЗМПУ, δ, W.

Пример. Заданный магнитный путевой угол ЗМПУ= =220°; истинная воздушная скорость $V_{ист}$=180 км/ч; ветер на высоте полета: направление навигационное $\delta_н$=150°, скорость W=43 км/ч. Определить магнитный курс следования, угол сноса и путевую скорость на ветрочете (рис. 58).

Решение. 1. Подвижную линейку скоростей устанавливаем на ноль шкалы углов сноса. Затем центр азимутального круга устанавливаем против соответствующей заданной $V_{ист}$=180 км/ч.

2. Вращая лимб ветрочета, устанавливаем против курсовой черты ЗМПУ=220°, проводим карандашом диаметральную линию и обозначаем стрелкой направление полета.

3. Наносим на азимутальный круг точку ветра. Для этого против курсовой черты, вращая лимб ветрочета, устанавливаем $\delta_н$=150°, от центра вверх откладываем W=43 км/ч и отмечаем карандашом точку.

4. Определяем магнитный курс следования, угол сноса и путевую скорость. Для этого рабочий обрез подвижной линейки устанавливаем на точку ветра и, вращая азимутальный круг, добиваемся параллельности

с диаметрально проведенной линией. После этого против курсовой черты отсчитываем МК=233°. По шкале сноса у рабочего обреза линейки отсчитываем УС= =— 13°, а против точки ветра на масштабной линейке скоростей отсчитываем $V_п$=190 км/ч.

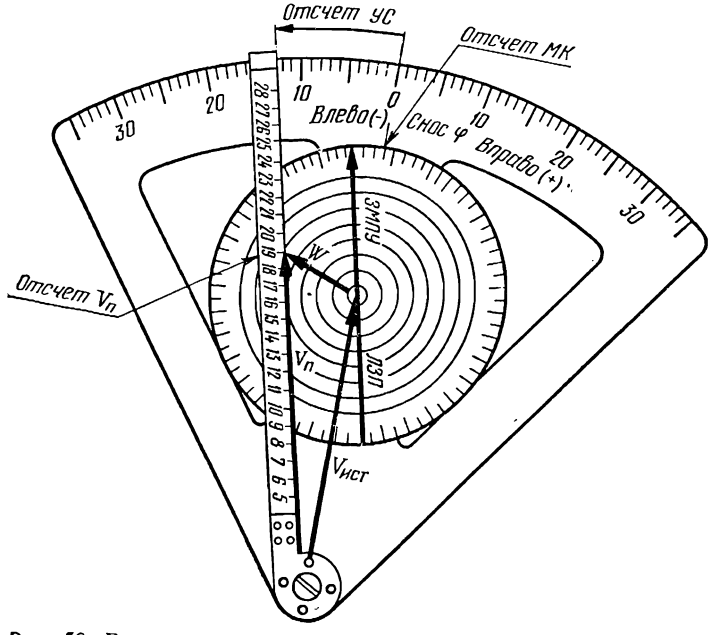


Рис. 58. Расчет магнитного курса следования, угла сноса и путевой скорости на ветрочете

НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО НАВИГАЦИОННОГО РАСЧЕТЧИКА НРК-2

Навигационный расчетчик НРК-2, разработанный М. В. Калашниковым, является счетным инструментом, предназначенным для выполнения навигационных расчетов при подготовке к полету и в полете.

При помощи навигационного расчетчика решаются следующие задачи:

расчет угла сноса, путевой скорости, курсового угла ветра, курса полета или фактического путевого угла по известному вектору ветра;

определение ветра по известному углу сноса и путевой скорости, по двум углам сноса и по двум путевым скоростям;

определение пройденного пути, скорости и времени полета;

нахождение радиуса и времени разворота на заданный угол по известным скорости и углу крена;

пересчет истинной скорости в приборную и приборной в истинную в диапазоне 100—2500 км/ч;

определение числа М, соответствующего заданной скорости полета, и наоборот;

определение поправки на сжимаемость воздуха в показания широкой стрелки комбинированных указателей скорости;

пересчет истинной высоты в приборную и приборной в истинную в диапазоне 100—25 000 м;

нахождение значений тригонометрических функций, умножение и деление чисел на тригонометрические функции углов.

Кроме того, навигационный расчетчик позволяет выполнять некоторые другие специальные и математические вычисления.

Таким образом, навигационный расчетчик обеспечивает решение всех задач, выполняемых с помощью двух вычислительных инструментов: навигационной линейки НЛ-10М и ветрочета.

Навигационный расчетчик состоит из четырех изготовленных из органического стекла и поворачивающихся вокруг общей оси дисков, на которые нанесены логарифмические и другие шкалы, номограмма, индексы. Прозрачные окна на дисках служат для отсчета на соответствующих шкалах заданных или искомых величин. Один диск является основанием навигационного расчетчика; три других диска (два с лицевой стороны и один с обратной) имеют меньший диаметр и могут перемещаться относительно основания и друг друга. Для удобства отсчета заданных или искомых величин с обеих сторон расчетчика приспособлены вращающиеся визирные линейки.

С лицевой стороны навигационного расчетчика (рис. 59) нанесенные на основании и на двух поворотных дисках шкалы номограмма и индексы образуют ветрочет, с помощью которого графически решается

навигационный треугольник скоростей в процентах. Модуль вектора истинной воздушной скорости $\overline{V}$ принимается за 100%, а модули векторов скорости ветра $\overline{W}$ и путевой скорости самолета $\overline{V}_{\text{п}}$ соответственно равны $\frac{W}{V}100\%$ и $\frac{V_{\text{п}}}{V}100\%$, они называются относительными скоростями.

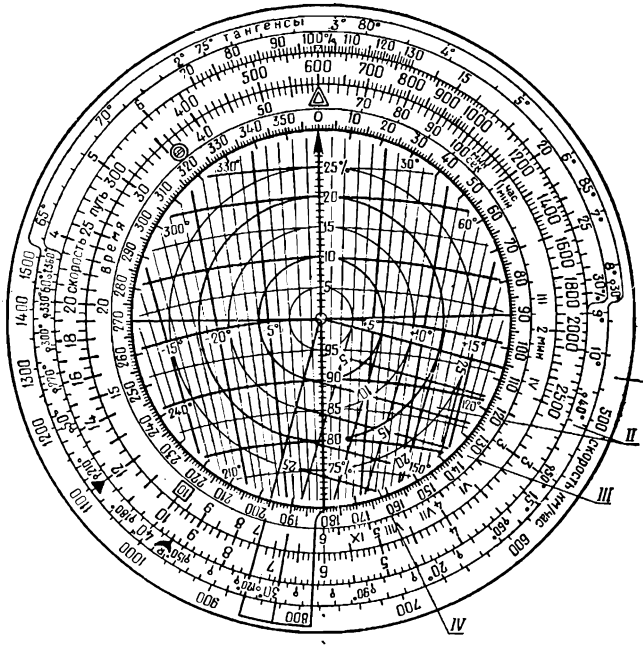


Рис. 59. Общий вид лицевой стороны навигационного расчетчика (ветрочет):
I — основание; *II* — поворотный диск с номограммой; *III* — курсовой лимб ветрочета; *IV* — визирная линейка с сектором

На лицевой стороне основания навигационного расчетчика (рис. 60) по окружности нанесены логарифмические шкалы «Скорость — Путь» *1* и «Скорость км/ч» *2*. Шкала *1* используется при решении задач по определению элементов навигационного треугольника скоростей,

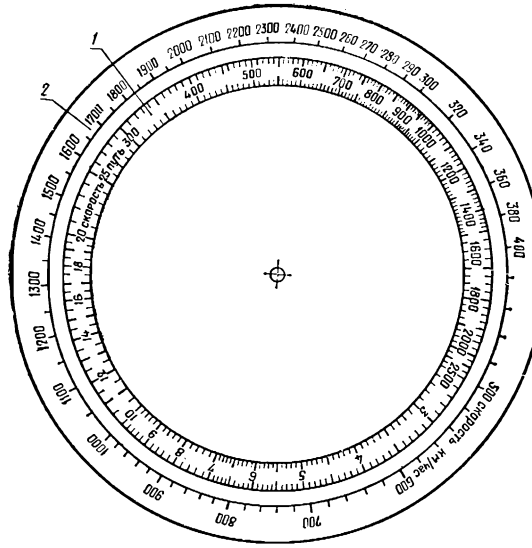


Рис. 60. Лицевая сторона основания навигационного расчетчика:
1 — шкала расстояний и скоростей; *2* — шкала скоростей

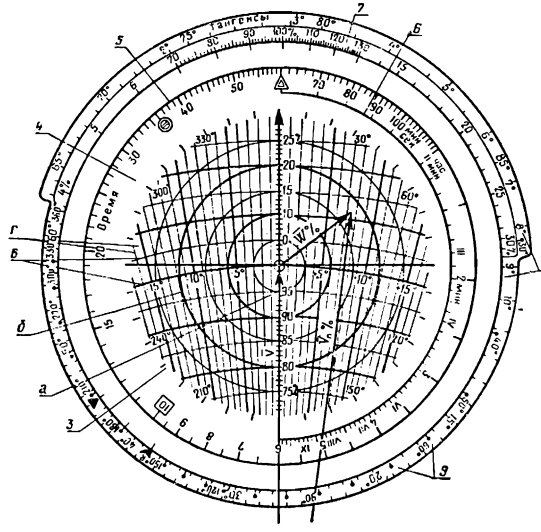


Рис. 61. Поворотный диск ветрочета с номограммой:
1 — номограмма (*а* — курсовая черта, *б* — окружности $W\%$, *в* — дуги $V_{п}\%$, *г* — линии углов сноса); *4* — шкала курсовых углов ветра; *5* и *6* — шкалы времени; *7* — шкала процентов; *8* — шкала тангенсов; *9* — индексы углов разворота

пройденного (оставшегося) расстояния, путевой скорости и времени полета, а шкала *2* — при решении задач по определению радиуса разворота самолета.

На первом поворотном диске ветрочета (рис. 61) нанесены: номограмма *3*, шкала курсовых углов *4*, две шкалы времени *5* и *6*, шкала процентов *7*, шкала тангенсов углов *8*.

Номограмма *3* служит для определения модулей векторов относительной скорости ветра $W\%$ и относительной путевой скорости $V_п\%$, а также величины угла сноса.

Для отсчета величины $W\%$ на номограмме нанесены концентрические окружности «б», а для отсчета $V_п\%$ — дуги «в». Значения этих величин отсчитываются с помощью делений на курсовой черте, нанесенных через 1% и оцифрованных через 5%. При этом оцифровка 5%, 10% и т. д. используется при отсчете $W\%$ и соответствует оцифровке 105%, 110% и т. д. при отсчете $V_п\%$.

С помощью наклонных линий углов сноса «г» определяется знак угла и величина в градусах.

Шкалы *5* и *6* служат для отсчета времени, выраженного соответственно в минутах и секундах. Для удобства вычислений на шкале *5* нанесены треугольный, круглый и прямоугольный индексы.

С помощью шкалы процентов *7* и смежной с ней шкалы *1*, помещенной на основании (см. рис. 60), абсолютные значения скорости ветра и путевой скорости переводятся в относительные, и наоборот. Для этого достаточно установить треугольный индекс шкалы времени *5* (см. рис. 61) против заданного значения воздушной скорости на шкале *1* (см. рис. 60).

Шкала процентов имеет деления от 4 до 30%. Однако деления, соответствующие 7, 8, ..., 13, оцифрованы соответственно 70, 80, ..., 130, а промежутки между ними разделены на десять частей.

С помощью шкалы тангенсов *8* (см. рис. 61) решаются различные тригонометрические задачи и задачи по определению элементов разворота. На шкале имеются треугольный индекс (черный), соответствующий 45°, индекс R, против которого отсчитывается величина радиуса разворота, а также индексы *9* углов разворота, против которых производится отсчет значений времени разворота на заданные углы.

Второй поворотный прозрачный диск (рис. 62) является курсовым лимбом и имеет по краю курсовую шкалу *10* для установки и отсчета значений курсов, путевых углов и направлений ветра. Установка и отсчет

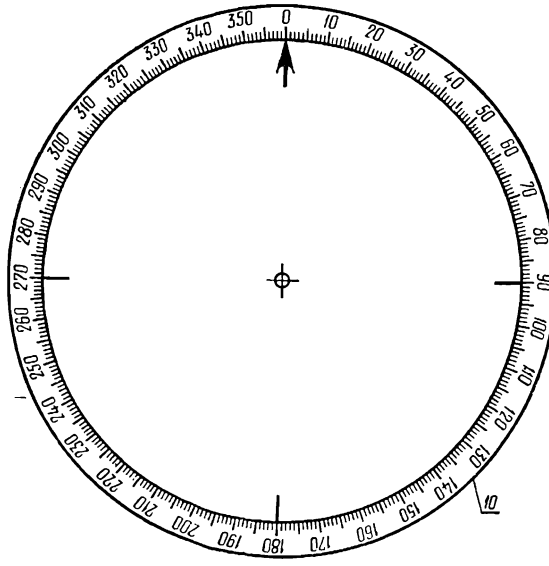


Рис. 62. Курсовой лимб ветрочета:
10 — курсовая шкала

значений курсов и путевых углов производится против стрелки курсовой черты номограммы. Курсовой лимб сверху матовый, что позволяет наносить на нем карандашом векторы ветра и различные вспомогательные линии.

Визирная линейка *IV*, помещенная сверху ветрочета (см. рис. 59), имеет сектор с прямоугольной сеткой, которая позволяет разложить вектор относительной скорости ветра на относительные продольную и поперечную составляющие. Сектор сверху также матовый.

С обратной стороны навигационного расчетчика (рис. 63) на основании и поворотном диске нанесены логарифмические шкалы, с помощью которых определяются истинные значения высоты и скорости полета по показаниям приборов, и наоборот.

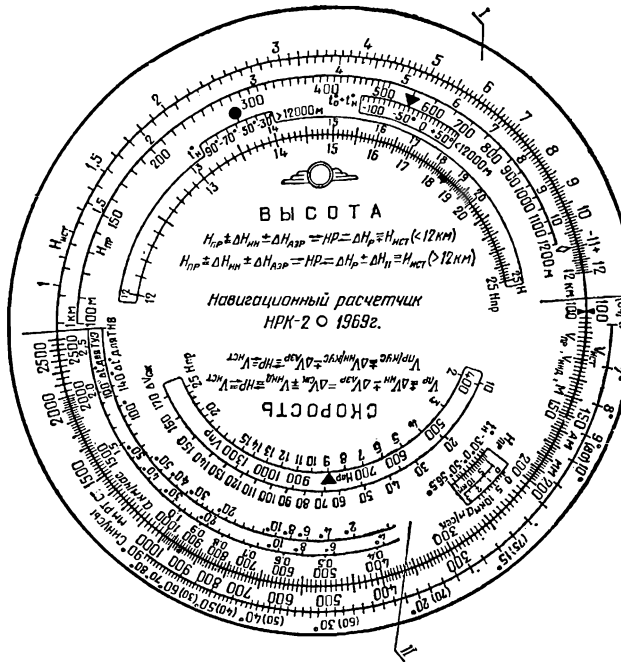


Рис. 63. Общий вид обратной стороны навигационного расчетчика:
I — основание; *II* — поворотный диск

Для пересчета высоты полета

На основании расчетчика (рис. 64) нанесены:

шкала *11* истинной или исправленной барометрической высоты в диапазоне 100—1200 м и 1000—12 000 м;

шкала *12* суммы температур наружного воздуха у земли и на высоте полета (t_0+t_H) в диапазоне от $+80$ до $-120°$.

На поворотном диске (рис. 65) нанесены:

шкала *15* приборной высоты от 1000 до 12 000 м, сопряженная со шкалой *11*;

шкала *16* приборной высоты от 100 до 1200 м;

индексы *18* и *19* для установки значений суммы температур t_0+t_H на шкале *12* и температур t_H на шкале *14*.

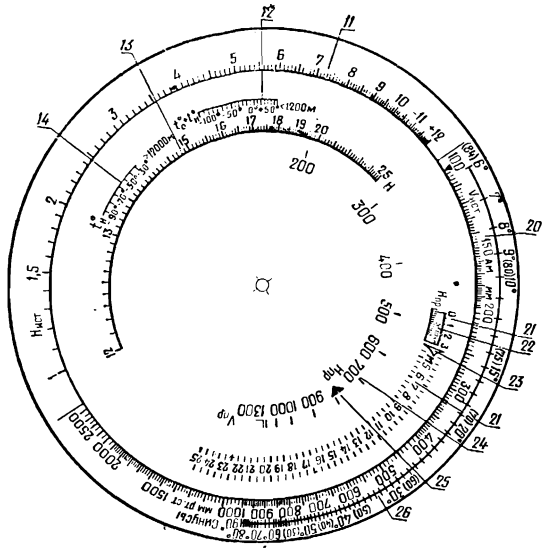


Рис. 64. Обратная сторона основания навигационного расчетчика: *11* — шкала истинных высот до 12 км; *12* — шкала суммы температур $t_0+t_н$; *13* — шкала истинных высот в диапазоне 12—25 км; *14* — шкала температуры t_H; *20* — шкала истинных скоростей; *21* — шкала приборных высот; *22* — шкала приборных высот; *23* — индекс М; *24* — шкала приборных скоростей; *25* — индекс $H_{пр}$; *26* — шкала синусов углов

Для пересчета скорости полета

На основании расчетчика (см. рис. 64) нанесены:

шкала *20* истинной воздушной скорости в диапазоне от 100 до 2500 км/ч;

шкала *21* приборной высоты в диапазоне от 0 до 25 км для пересчета истинной воздушной скорости в индикаторную, и наоборот;

шкала *22* приборной высоты в диапазоне от 0 до 11 км для пересчета показаний узкой стрелки комбинированных указателей воздушной скорости КУС;

индекс *23*, используемый при определении числа М по заданной истинной воздушной скорости;

шкала *24* приборной скорости в диапазоне от 200 до

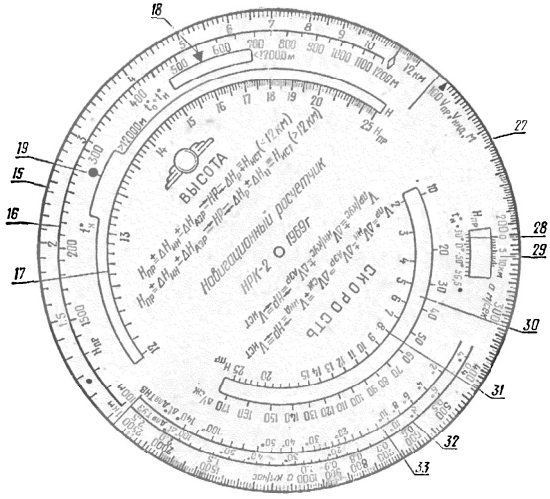


Рис. 65. Поворотный диск обратной стороны навигационного расчетчика:

15 16, 17 — шкала приборных высот; *18* — индекс $t_0+t_н$; *19* — индекс $t_н$; *27* — шкала индикаторных скоростей и чисел М; *28* — шкала температуры $t_н$; *29* — шкала приборных высот; *30* — шкала поправок $\Delta V_{сж}$; *31* — шкала приборных высот; *32, 33* — шкала поправок Δt к показаниям термометров

1300 км/ч для определения поправки в скорость на сжимаемость воздуха; индекс *25*, используемый при определении поправки на сжимаемость;

— шкала *26* синусов углов от 6 до 90°.

На поворотном диске (см. рис. 65) нанесены:

— шкала *27* индикаторной скорости и чисел М, сопряженная со шкалой *20* (см. рис. 64);

— шкала *28* температуры наружного воздуха на высоте полета в диапазоне от +30 до — 80° сопряжена со шкалами *21* и *22*;

— шкала *29* приборной высоты в диапазоне от 0 до 11 км используется при пересчете показаний широкой стрелки комбинированного указателя воздушной скорости;

— шкала *30* поправок в скорость на сжимаемость воздуха;

— шкала *31* приборной высоты в диапазоне от 2 до 25 км, используемая для определения поправки в скорость на сжимаемость воздуха;

— шкалы *32* и *33* поправок в показания электрических указателей температуры наружного воздуха типа ТУЭ и ТНВ.

Шкалы *20* и *27* могут быть использованы для решения задач на умножение и деление чисел, а также для перевода английских и морских миль в километры, футов в метры, давления, выраженного в миллиметрах ртутного столба, в миллибары, угловых градусов в радианы, и наоборот.

Перевод скоростей, выраженных в км/ч, в скорости, выраженные в м/с, и обратно

Порядок решения (рис. 66):

установить круглый индекс шкалы *5* против деления шкалы *1*, соответствующего заданной скорости в км/ч;

против прямоугольного индекса отсчитать скорость в м/с.

Расчет путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета

Порядок решения (рис. 67):

установить на шкале *1* против деления, соответствующего пройденному расстоянию S (км), деление шкалы *5*, соответствующее времени полета t (мин);

против треугольного индекса шкалы *5* на шкале *1* отсчитать искомую путевую скорость $V_п$ (км/ч).

Если время полета выражено в секундах, а расстояние в метрах, то путевая скорость в км/ч отсчитывается против круглого индекса.

Пример. Дано: $S=82$ км, $t=15$ мин 50 с. Находим: $V_п=310$ км/ч.

Расчет пройденного расстояния по путевой скорости и времени полета

Порядок решения:

установить треугольный индекс шкалы *5* против де-

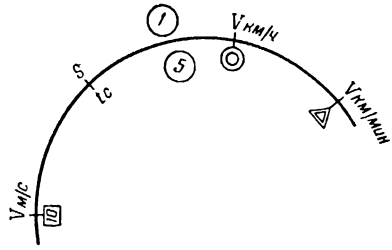


Рис. 66. Перевод скорости, выраженной в км/ч, в скорость, выраженную в м/с

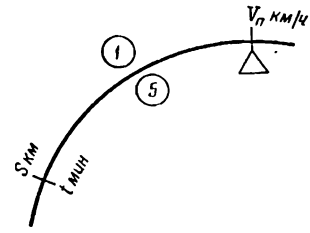


Рис. 67. Расчет путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета на НРК-2

ления на шкале *1*, соответствующего значению путевой скорости $V_п$ км/ч;

против деления шкалы *5*, соответствующего времени полета t (мин), на шкале *1* отсчитать искомое расстояние S (км) (см. рис. 67).

Пример. Дано: $V_п = 250$ км/ч, $t = 12{,}5$ мин. Находим: $S = 52{,}5$ км.

Расчет времени полета по пройденному расстоянию и путевой скорости

Порядок решения:

установить треугольный индекс шкалы *5* против деления на шкале *1*, соответствующего значению путевой скорости $V_п$ км/ч;

против деления шкалы *1*, соответствующего пройденному расстоянию S (км), на шкале *5* отсчитать искомое время полета t (мин).

Пример. Дано: $S = 22$ км; $V_п = 290$ км/ч. Находим: $t =$ $= 4$ мин 33 с.

Расчет курса следования и путевой скорости по известному вектору ветра

Для расчета курса следования и путевой скорости необходимо знать воздушную скорость полета V, направление δ и скорость ветра W на высоте и заданный магнитный путевой угол ЗМПУ данного отрезка маршрута.

Пример. Дано: $V = 750$ км/ч; $\delta = 105°$; $W = 130$ км/ч; ЗМПУ $= 60°$. Рассчитать магнитный курс следования $МК_{сл}$ и путевую скорость $V_п$.

Порядок решения:

на ветрочете навигационного расчетчика установить треугольный индекс шкалы *5* против деления шкалы *1*, соответствующего заданной воздушной скорости $V =$ $= 750$ км/ч;

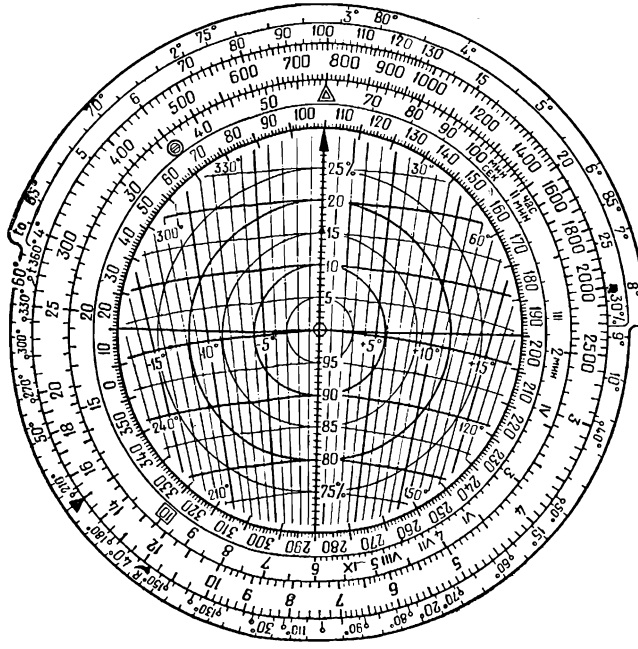


Рис. 68. Нанесение на курсовом лимбе вектора относительной скорости ветра

с помощью шкалы *7* по известной величине скорости ветра определить значение относительной скорости ветра: $W = 130$ км/ч, $\dot{W}\% = 17\%$;

развернуть курсовой лимб так, чтобы против стрелки курсовой черты и номограммы установилось деление курсовой шкалы, соответствующее значению направления ветра $\delta = 105°$, и, пользуясь делениями на курсовой черте, нанести на лимбе карандашом отметку, определя-

ющую конец вектора относительной скорости ветра (рис. 68);

установить против стрелки курсовой черты значение заданного магнитного путевого угла ЗМПУ=60° (рис. 69); на номограмме против конца вектора относительной скорости ветра (против нанесенной отметки) отсчитать значение угла сноса УС=+6°;

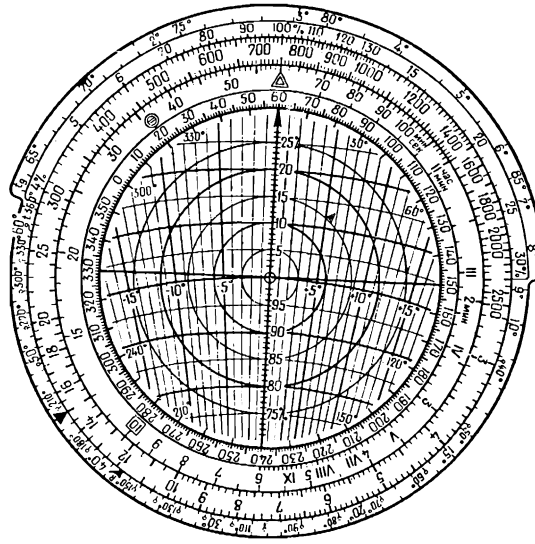


Рис. 69. Определение угла сноса для МК-ЗМПУ

рассчитать магнитный курс следования по формуле:

$$МК_{сл} = ЗМПУ - УС = 60° - (+6°) = 54°$$

и, разворачивая курсовой лимб, установить значение $МК_{сл}$ против стрелки курсовой черты;

против конца вектора относительной скорости ветра отсчитать уточненные величины угла сноса и относительной путевой скорости: УС=+7°, $V_п\%$=111% (рис. 70);

по полученному значению $V_п\%$ с помощью шкалы *7*, проверив, что против треугольного индекса шкалы *5* установлено заданное значение воздушной скорости, определить по шкале *1* путевую скорость $V_п$=830 км/ч.

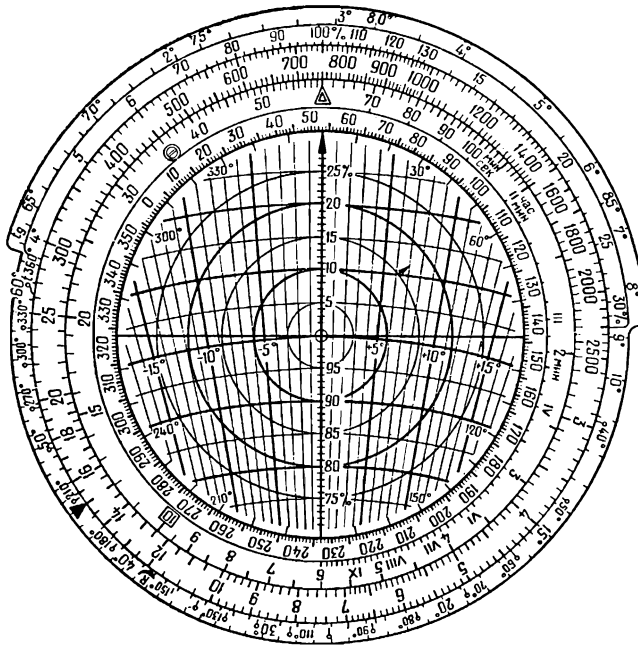


Рис. 70. Определение курса следования и путевой скорости для полета по линии заданного пути

Расчет ветра по путевой скорости и углу сноса

Для определения ветра необходимо знать путевую скорость $V_п$, угол сноса УС, истинную воздушную скорость полета V и средний магнитный курс $МК_{ср}$.

Пример. Дано: $V=190$ км/ч; $МК_{ср}=290°$, $V_п=208$ км/ч, $УС=-4°$. Рассчитать направление δ и скорость ветра W.

Порядок решения:

установить треугольный индекс шкалы *5* против деления шкалы *1*, соответствующего значению воздушной скорости $V=190$ км/ч, а деление шкалы *10*, соответствующее среднему магнитному курсу полета $МК_{ср}=290°$,— против стрелки курсовой черты (рис. 71);

с помощью шкалы *7* определить значение относительной путевой скорости $V_п=208$ км/ч, $V_п\%=109\%$;

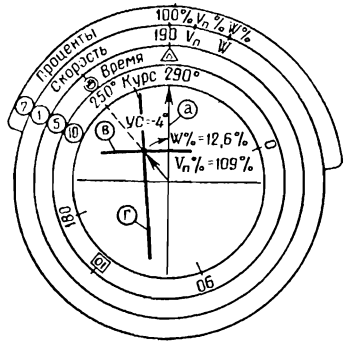


Рис. 71. Расчет ветра по путевой скорости и углу сноса

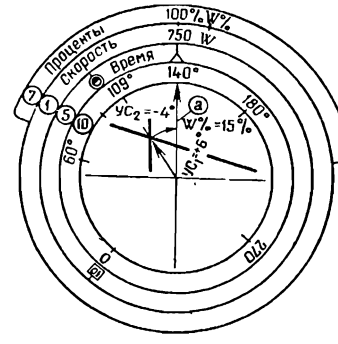


Рис. 72. Расчет ветра по двум углам сноса на НРК-2

на курсовом лимбе с помощью линий на номограмме, соответствующих $V_п\% = 109\%$ и $УС = -4°$, нанести точку, обозначающую конец вектора относительной скорости ветра;

развернуть курсовой лимб до совпадения отмеченной точки с курсовой чертой; против стрелки курсовой черты отсчитать направление ветра $\delta = 250°$, а по шкале на курсовой черте — величину относительной скорости ветра $W\% = 12{,}6\%$;

с помощью шкалы *7* по шкале *1* определить величину скорости ветра: $W\% = 12{,}6\%$, $W = 24$ км/ч.

Расчет ветра по двум углам сноса, измеренным на двух курсах

Для определения ветра этим способом необходимо измерить на двух курсах углы сноса и знать выдерживаемую при этом воздушную скорость полета V.

Пример. Дано: $V = 750$ км/ч, $МК_1 = 60°$, $УС_1 = +6°$, $МК_2 = 140°$, $УС_2 = -4°$. Рассчитать направление δ и скорость ветра W.

Порядок решения:

установить треугольный индекс шкалы *5* против деления шкалы *1*, соответствующего значению воздушной скорости самолета $V = 750$ км/ч (рис. 72);

против стрелки курсовой черты «а» установить деление шкалы *10*, соответствующее среднему значению пер-

вого магнитного курса $МК_1=60°$, и провести карандашом линию, соответствующую величине первого измеренного угла сноса $УС_1=+6°$;

против стрелки курсовой черты «а» установить деление шкалы *10*, соответствующее среднему значению второго магнитного курса $МК_2=140°$, и провести линию, соответствующую величине второго угла сноса $УС_2=-4°$; точка пересечения линий будет концом вектора относительной скорости ветра;

развернуть курсовой лимб до совпадения точки пересечения линий с курсовой чертой; против стрелки курсовой черты отсчитать направление ветра $\delta=109°$, а по шкале, нанесенной на курсовой черте,— значение относительной скорости ветра $W\%=15\%$;

с помощью шкалы *7* по шкале *1* определить величину скорости ветра: $W=112$ км/ч.

Расчет ветра по двум путевым скоростям, определенным на двух курсах

Для определения ветра этим способом необходимо определить путевые скорости $V_{п_1}$ и $V_{п_2}$ на двух курсах и знать выдерживаемую при этом воздушную скорость полета V.

Пример. Дано: $V=190$ км/ч; $МК_1=290°$, $V_{п_1}=210$ км/ч; $МК_2=345°$, $V_{п_2}=199$ км/ч. Рассчитать направление и скорость ветра.

Порядок решения:

установить треугольный индекс шкалы *5* против деления шкалы *1*, соответствующего значению выдерживаемой воздушной скорости $V=190$ км/ч (рис. 73);

с помощью шкалы *7* по известным значениям $V_{п_1}=210$ км/ч и $V_{п_2}=199$ км/ч на шкале *1* определить значения относительных путевых скоростей: $V_{п_1}\%=111\%$ и $V_{п_2}\%=105\%$;

установить против стрелки курсовой черты «а» деление шкалы *10*, равное среднему значению первого магнитного курса $МК_1=290°$; на курсовом лимбе карандашом отметить дугу номограммы, соответствующую значению $V_{п_1}\%=111\%$;

установив против стрелки курсовой черты «а» деле-

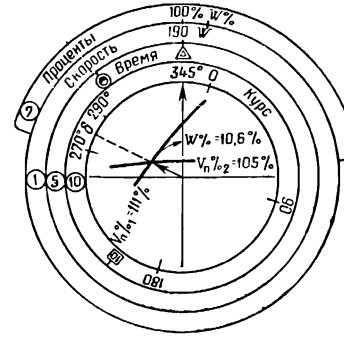


Рис. 73. Расчет ветра по двум путевым скоростям на НРК-2

ние шкалы *10*, равное среднему значению второго магнитного курса $МК_2 = 345°$, на курсовом лимбе отметить дугу, соответствующую значению $V_{п_2}\% = 105\%$; точка пересечения дуг будет концом вектора относительной скорости ветра $W\%$;

развернуть курсовой лимб до совпадения точки пересечения дуг с курсовой чертой; против стрелки курсовой черты «а» на шкале *10* отсчитать направление ветра $\delta = 279°$, а по шкале, нанесенной на курсовой черте,— величину относительной скорости ветра $W\% = 10{,}6\%$;

с помощью шкалы *7* по шкале *1* определить величину скорости ветра $W = 20$ км/ч.

Расчет истинной высоты полета по показаниям барометрического высотомера

Пример. Дано: $H_{пр} = 8400$ м; $\Delta H_{инстр} = -70$ м; $\Delta H_а = +120$ м; $\Delta H_{рел} = +140$ м; $t_0 = -18°$; $t_H = -30°$.

Определить истинную высоту $H_{ист}$.

Порядок решения:

вычислить показание «точного» прибора

$$H_{пр} + \Delta H_{инстр} + \Delta H_а = 8400 - 70 + 120 = 8450 \text{ м};$$

найти величину $t_0 + t_H = -18° + (-30°) = -48°$;

учесть температурную поправку, для чего необходимо установить индекс *18* против деления шкалы *12*, соответствующего значению температуры $-48°$; против деления шкалы *15*, соответствующего величине 8450 м,

отсчитать по шкале *11* значение исправленной высоты, которое равно 8100 м (рис. 74);

определить истинную высоту полета:

$$H_{ист} = H_{испр} - \Delta H_{рел} = 8100 - (+140) = 7960 \text{ м}.$$

Расчет приборной высоты полета

Пример. Дано: $H_{ист} = 9000$ м, $\Delta H_{рел} = -300$ м, $\Delta H_{инстр} = +100$ м; $\Delta H_а = +130$ м, $t_0 = +20°$, $t_H = -35°$.

Определить приборную высоту $H_{пр}$.

Порядок решения:

вычислить относительную высоту полета:

$$H_{отн} = H_{ист} + \Delta H_{рел} = 9000 + (-300) = 8700 \text{ м};$$

найти величину $t_0 + t_H = +20° + (-35°) = -15°$;

установив индекс *18* против деления шкалы *12*, соответствующего значению температуры $-15°$, против деления шкалы *11*, соответствующего 8700 м, отсчитать на шкале *15* величину $H'_{пр} = 8550$ м (рис. 75);

учитывая поправки высотомера, определить приборную высоту полета:

$$H_{пр} = H'_{пр} - \Delta H_{инстр} - \Delta H_а = 8550 - (+100) - (+130) = 8320 \text{ м}$$

Расчет истинной скорости полета по показаниям широкой стрелки КУС

Пример. Дано: $V_{пр} = 500$ км/ч, $H_{пр} = 6000$ м, $t_H = -25°$, $\Delta V_{инстр} = -10$ км/ч, $\Delta V_а = +50$ км/ч.

Рассчитать истинную скорость $V_{ист}$.

Порядок решения:

определить $\Delta V_{сж}$, для чего установить деление шкалы *31*, равное значению $H_{пр} = 6000$ м, против индекса *25*, а против деления шкалы *24*, равного $V_{пр} = 500$ км/ч, отсчитать на шкале *30* поправку $\Delta V_{сж} = 10$ км/ч;

вычислить приборную исправленную скорость:

$$V_{пр.\,испр} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_а - \Delta V_{сж} = 500 - 10 + 50 - 10 = 530 \text{ км/ч};$$

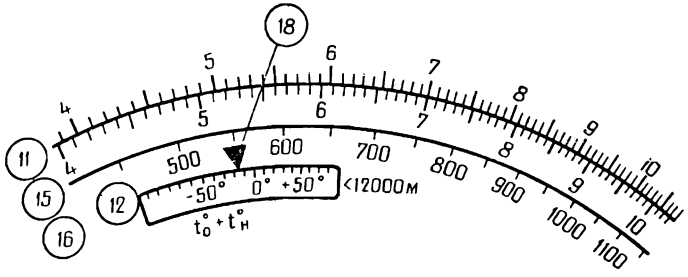


Рис. 74. Расчет истинной высоты полета

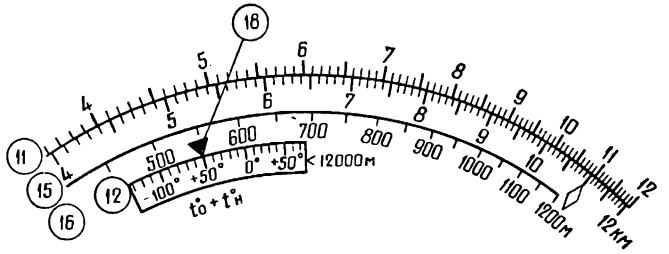


Рис. 75. Расчет приборной высоты полета

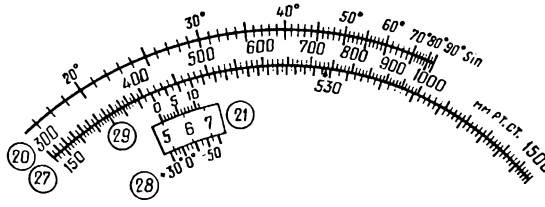


Рис. 76. Пересчет индикаторной скорости в истинную

установить против деления шкалы *21*, равного величине $H_{пр}=6000$ м, деление шкалы *28*, равное фактической температуре наружного воздуха $t_H=-25°$, и против деления шкалы *27*, соответствующего исправленной скорости 530 км/ч, на шкале *20* отсчитать величину истинной скорости $V_{ист}=720$ км/ч (рис. 76).

Примечание. Если температура воздуха на высоте полета неизвестна, устанавливают стандартное ее значение. В этом случае деления шкал *29* и *21*, соответствующие приборной высоте полета, совмещают.

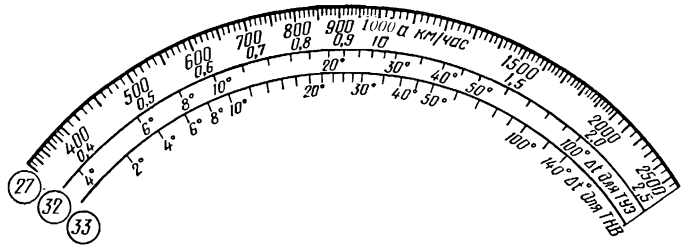


Рис. 77. Определение поправки Δt к показаниям термометров

Определение температуры наружного воздуха

На навигационном расчетчике нанесены шкалы поправок в показания термометров (шкалы *32* и *33*, рис. *77*). Эти поправки отсчитывают против значений истинной воздушной скорости на шкале скоростей *27*.

Определение радиуса разворота с заданным углом крена и скоростью на развороте

Порядок решения:

установить деление шкалы *8*, соответствующее углу крена, против деления шкалы *2*, соответствующего истинной скорости (рис. 78);

против индекса *R* на шкале *1* отсчитать величину радиуса разворота.

Пример. Дано: $V_{ист}=520$ км/ч, $\beta=20°$. Находим: $R=5{,}8$ км.

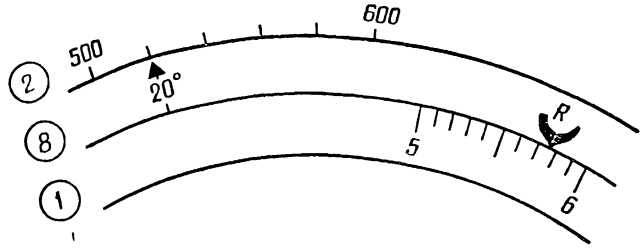


Рис. 78. Определение радиуса разворота с заданными углом крена и скоростью на развороте

Определение времени разворота на заданный угол

Порядок решения:

установить деление шкалы *8*, соответствующее углу крена, против деления шкалы *1*, соответствующего 0,01 *V* (рис. 79);

против индекса *9* (см. рис. 61), соответствующего углу разворота, отсчитать на шкале *1* время разворота в секундах.

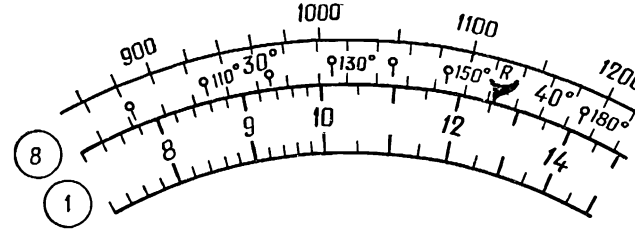


Рис. 79. Определение времени разворота на заданный угол

Примечания: 1. Время разворота на 360° в минутах и долях минуты может быть отсчитано непосредственно против индекса *9*, соответствующего углу разворота 60°.

2. Для определения времени разворота на заданный угол с заданным радиусом и скоростью вначале необходимо по этим исходным величинам определить угол крена при развороте. Затем по скорости и крену определить время разворота, как указано.

Пример. Дано: $V_{ист} = 920$ км/ч, $\beta = 30°$, $УР_1 = 150°$, $УР_2 = 360°$.

Находим: $t_{150°} = 118$ с $= 1$ мин 58 с,

$t_{360} = 282$ с $= 4$ мин 42 с.

Глава VII.
ВИЗУАЛЬНАЯ ОРИЕНТИРОВКА

ПРАВИЛА И ПОРЯДОК ВЕДЕНИЯ ВИЗУАЛЬНОЙ ОРИЕНТИРОВКИ

Визуальной ориентировкой называется определение местонахождения самолета по опознанным ориентирам. Под *ориентиром* понимается естественный или искусственный объект, выделяющийся на общем ландшафте местности (населенный пункт, река, дорога, мыс, гора, заводская труба и т. д.), с известными координатами или положением, который может быть использован для определения местонахождения самолета по визуальным наблюдениям. Местность считается опознанной, если экипаж (летчик) узнает наблюдаемые на ней ориентиры, вид которых совпадает с их изображением на карте.

При ведении визуальной ориентировки соблюдают следующие правила:

следят за курсом полета и ведут счисление пути, чтобы создать благоприятные условия для сличения карты с местностью в районе предполагаемого местонахождения самолета;

так как время на распознавание ограничено, необходимо ожидать появления ориентира в пределах видимости, заранее определяя, какой ориентир и с какого направления должен появиться;

опознают сначала крупные, наиболее характерные ориентиры, а затем более мелкие.

Определение места самолета можно производить только в том случае, если имеется твердая уверенность в правильном опознавании ориентиров.

Существует следующий порядок ведения визуальной ориентировки. Прежде чем сличать карту с пролетаемой местностью, ее ориентируют по компасу, т. е. располагают так, чтобы направление истинного меридиана на карте совпадало с направлением на север. Когда истинный курс, мысленно отложенный на карте, будет направлен параллельно продольной оси самолета в сторону полета, тогда ориентиры, расположенные на ней, будут соответствовать расположению этих же ориентиров на местности, а линия заданного пути совпадет с направлением движения самолета.

Для сличения карты с местностью в ограниченном районе, визуальную ориентировку сочетают с прокладкой пути, при этом от последней отметки МС на карте глазомерно или инструментально откладывают по ЛЗП пройденное самолетом расстояние, рассчитанное по путевой скорости и времени полета. Затем, сличая карту с местностью в ограниченном районе, оценивают точность определения места самолета. Если ориентир на местности достоверно опознан, то на карте отмечают место самолета крестиком размером 8—10 мм с указанием времени.

При ведении визуальной ориентировки следует помнить, что на местности часто встречаются ориентиры, похожие друг на друга. В этом случае распознавать ориентиры нужно с учетом их главных и дополнительных признаков. К главным признакам ориентиров относятся размеры, окраска и конфигурация, а к дополнительным те, по которым отличается данный ориентир от ему подобного.

Отличить один населенный пункт от другого, на него похожего, можно по следующим дополнительным признакам: по расположению различных объектов, количеству, характеру и направлению линейных ориентиров, подходящих к населенному пункту, и их характерным изгибам, по наличию и взаимному расположению других ориентиров вблизи него — оврагов, озер, рощ и т. д.

При сличении карты с местностью используют в первую очередь характерные, легко опознаваемые ориентиры, по которым всегда легче перейти к мелким ориентирам, находящимся вблизи самолета, и по ним определяют МС.

Сличение карты с местностью можно выполнять переходом от карты к местности и от местности к карте. В первом случае выбирают на карте один или несколько характерных ориентиров, затем отыскивают их на местности. Это позволяет заранее изучить эти ориентиры по карте, а затем ожидать их появление на местности. Такой способ является основным.

Способ перехода от местности к карте применяют в том случае, если летчик неожиданно увидел появившийся характерный ориентир. Изучая его признаки, можно отыскать ориентир по карте.

Определение места самолета по земным ориентирам может выполняться следующими основными способами:

когда на линии заданного пути виден характерный ориентир, летчик устанавливает достоверность видимого на ЛЗП ориентира, сличая карту с местностью, и в момент нахождения самолета над ним отмечает на карте МС;

в тех случаях, когда на ЛЗП нет характерного ориентира, место самолета определяют по видимому положению нескольких опознанных ориентиров относительно самолета. Определяя глазомерно пеленг и дистанцию от самолета до опознанных ориентиров, летчик оценивает примерное положение самолета относительно их и находит место на карте. Для этого необходимо: одновременно измерить глазомерно курсовой и вертикальный углы ориентира, отметить показание компаса, время и найти истинную высоту полета; рассчитать истинный пеленг самолета и глазомерно отложить его от запеленгованного ориентира; по истинной высоте полета и вертикальному углу визирования расчетом в уме определить дистанцию до ориентира и отложить ее в масштабе карты по линии пеленга от запеленгованного ориентира. Полученная точка и есть место самолета в момент пеленгования.

При определении места самолета по пеленгам двух ориентиров измеряют курсовые углы видимых ориентиров, замечают показание компаса и время, затем рассчитывают истинные пеленги самолета и откладывают их от запеленгованных ориентиров. Точка пересечения линий пеленгов есть место самолета в момент пеленгования;

в случае, когда в зоне видимости с данной высоты полета нет ни одного легкоопознаваемого ориентира,

место самолета определяют прокладкой пройденного пути от последней отметки МС в направлении ЛЗП по путевой скорости и времени полета. После этого, сориентировав карту по компасу, нужно сличить ее с видимой местностью, используя различные мелкие ориентиры. В дальнейшем следует уточнить место самолета у характерного опознанного ориентира.

УСЛОВИЯ ВЕДЕНИЯ ВИЗУАЛЬНОЙ ОРИЕНТИРОВКИ

Условия ведения визуальной ориентировки определяются:

характером и видимостью ориентиров;
характером местности;
метеорологическими условиями полета;
временем года и суток;
высотой и скоростью полета;
условиями обзора с самолета;
масштабом карты.

От видимости и характера ориентиров зависит дальность, с которой они могут опознаваться. Средняя дальность видимости ориентиров от высоты полета приведена в следующей таблице:

Ориентиры	Дальность видимости, км		
	с малых высот	со средних высот	с больших высот
Крупные населенные пункты	30—40	70—80	90—120
Средние и мелкие населенные пункты	10—15	40—50	60—70
Большие реки	15—20	40—50	70—100
Средние и малые реки	7—10	30—35	40—50
Железные дороги	8—15	20—25	30—40
Шоссе	10—20	30—40	50—70
Грунтовые дороги	5—10	15—20	До 20
Озера	10—20	40—50	70—100
Леса	10—15	30—40	50—70

Условия визуальной ориентировки в значительной мере зависят от времени суток. Сумерки сокращают дальность видимости ориентиров и лишают их окраски,

вследствие чего появляется однотонность в окраске и скрадываются отдельные детали объектов.

В сумерки видимость ориентиров резко ухудшается. Кроме того, в это время суток иногда резко ухудшается прозрачность воздуха из-за образовавшейся дымки и радиационных туманов.

В ясную лунную ночь условия ориентировки почти не отличаются от дневных условий. Ориентиры хорошо различимы, но выглядят несколько иначе, чем днем. Когда Луна находится высоко над горизонтом, ориентиры видны и распознаются довольно легко, особенно если они находятся в той части горизонта, где расположена Луна. При низком положении Луны над горизонтом лучше заметны ориентиры в противоположном от Луны направлении.

В темную безлунную ночь условия визуальной ориентировки затруднены. Неосвещенные пункты заметны в виде серого пятна с расплывчатыми очертаниями, а при горизонтальной видимости, меньшей 4—5 км, совсем не видны. Движение на электрифицированных железных дорогах видно благодаря вспышкам при неплотном касании токоприемников.

Шоссейные дороги различаются слабо, и только при полете над ними они видны как серые полосы. Хорошо вырисовываются направления дорог во время большого движения по ним автотранспорта при включенных фарах.

Мелкие и средние реки, железные и шоссейные дороги, лес и озера в темную ночь на больших высотах не просматриваются. Заметны только крупные судоходные реки и крупные озера.

При полетах на малых высотах (менее 600 м) и больших скоростях резко уменьшается время на отыскание и опознавание ориентиров вследствие малых дальностей их обнаружения и больших угловых скоростей перемещения. Ориентиры, даже недалеко расположенные, видны не в плане, а в перспективе. Поэтому при выполнении полета на малых высотах особое значение приобретают точный полет по маршруту и тщательное счисление пути, позволяющие существенно уменьшить размеры зоны поиска ожидаемого ориентира. Отличительные признаки наиболее характерных ориентиров по маршруту полета должны быть изучены в такой степени, чтобы их можно было распознавать в полете без карты.

Глава VIII.
ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Основные радионавигационные элементы

Курсовым углом радиостанции КУР называется угол, заключенный между продольной осью самолета и действительным направлением на радиостанцию. КУР отсчитывается от продольной оси самолета по ходу часовой стрелки до направления на радиостанцию от 0 до 360° (рис. 80).

Отсчетом радиокомпаса ОРК называется угол, заключенный между продольной осью самолета и измеренным направлением на радиостанцию. ОРК отсчитывается от продольной оси самолета до измеренного направления на радиостанцию от 0 до 360°.

Радиодевиация $\Delta_р$ — это угол, заключенный между измеренным и действительным направлениями на радиостанцию. Радиодевиация отсчитывается от измеренного к действительному направлению на радиостанцию вправо со знаком плюс (+), а влево со знаком минус (—). В современных радиокомпасах обеспечивается компенсация радиодевиации, и поэтому исправлений измеренной величины отсчета радиокомпаса производить не требуется.

Пеленгом радиостанции ПР называется угол между меридианом начала отсчета курса и направлением от самолета на радиостанцию. ПР отсчитывается от северного направления меридиана по ходу часовой стрелки до направления на радиостанцию от 0 до 360°.

В зависимости от начала отсчета курса самолета пе-

ленги радиостанции могут быть истинными ИПР и магнитными МПР.

Пеленги радиостанции рассчитываются по формулам:

$$МПР = МК + КУР;$$

$$ИПР = ИК + КУР;$$

$$ИПР = КК + \Delta_к + \Delta_м + КУР.$$

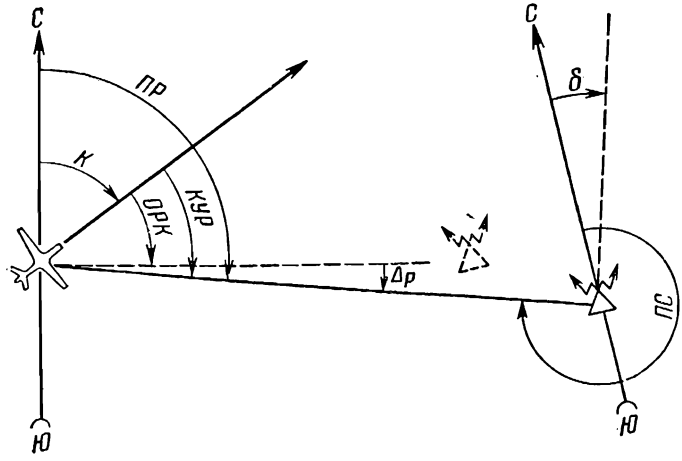


Рис. 80. Основные радионавигационные элементы

Пеленгом самолета ПС называется угол между меридианом радиостанции и направлением от радиостанции на самолет. ПС отсчитывается от северного направления меридиана по ходу часовой стрелки до направления на самолет от 0 до 360°. В зависимости от начала отсчета курса самолета пеленги самолета могут быть истинными ИПС и магнитными МПС.

Пеленги самолета рассчитываются по формулам:

$$МПС = МК + КУР \pm 180°;$$

$$ИПС = ИК + КУР \pm 180°;$$

$$ИПС = КК + \Delta_к + \Delta_м + КУР \pm 180°.$$

Указанные формулы для расчета ИПС простой обратной засечкой могут быть использованы лишь в том случае, если разность между долготой радиостанции и долготой самолета составляет не более 1,5°. При боль-

шей разности долгот ошибка существенно сказывается на точности определения линий положения. Поэтому при расчете ИПС необходимо учитывать поправку на угол схождения меридианов δ:

$$ИПС = ИК + КУР \pm 180° + (\pm \delta).$$

Для карт видоизмененной поликонической проекции поправка на угол схождения меридианов будет равна:

$$\delta = (\lambda_р - \lambda_с) \sin \varphi_{ср.\ л.\ к.},$$

где $\lambda_р$ — долгота радиостанции;
$\lambda_с$ — долгота самолета;
$\varphi_{ср.\ л.\ к}$ — средняя широта листа карты.

УГЛОМЕРНЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

К угломерным радионавигационным системам относятся такие системы, которые обеспечивают определение направлений от самолета на радионавигационную точку РНТ или от РНТ на самолет. В зависимости от устройств, используемых для пеленгации, они подразделяются на радиопеленгаторные, радиомаячные и радиокомпасные системы.

Радиопеленгаторные и радиомаячные системы обеспечивают определение пеленга П на самолет, отсчитанного от меридиана РНТ. Измерение пеленгов при использовании пеленгаторов производится на Земле, а при использовании радиомаяков — на борту самолета. При работе с радиопеленгаторами экипаж (летчик) должен обеспечить непрерывную работу передатчика в течение определенного времени.

Автоматические ультракоротковолновые радиопеленгаторы АРП работают в телефонном режиме. Запрос их производится кодовой фразой «Прибой», по которой АРП выдает пеленг самолета, измеренный от магнитного меридиана места установки пеленгатора и измененный на 180°, т. е. «Прибой» = МПС $\pm$ 180° (МПС — магнитный пеленг самолета).

«Прибой» практически равен магнитному курсу для полета на радиопеленгатор, что объясняется небольшой дальностью действия данной радиопеленгаторной систе-

мы, а следовательно, и малостью угла схождения магнитных меридианов пеленгатора и самолета.

Радиомаячные системы состоят из наземных радиомаяков и бортовых приемных устройств. Принимая эти сигналы на самолете, можно определить направление от маяка на самолет.

Радиомаяки бывают пеленговые и позиционные. Пеленговые маяки позволяют определять направление (пеленг), а позиционные — отклонение от заданного направления. Позиционными маяками являются курсовой и глиссадный радиомаяки посадочной системы. Пеленговым маяком является радиомаяк типа ВРМ-5, дальность действия которого составляет в среднем 900—1500 км. Минимальное расстояние от радиомаяка, на котором экипаж самолета может определять линию положения и место самолета, составляет 40—50 км. На меньших удалениях радиомаяк можно использовать как обычную приводную радиостанцию.

Автоматические радиокомпасы АРК являются приемными устройствами направленного действия, которые позволяют определять направление от продольной оси самолета на приводную или радиовещательную станцию с точностью 2—3°.

Выдача результатов пеленгации с помощью АРК может производиться на следующие указатели:

курсовых углов летчика СУП с неподвижной шкалой, обеспечивающей отсчет только курсового угла радиостанции;

курсовых углов штурмана СУШ со шкалой, которая может быть установлена любым делением против индекса нулевого значения курсового угла радиостанции; на таком указателе может быть отсчитан курсовой угол радиостанции КУР или пеленг радиостанции ПР;

гиромагнитного курса и радиопеленгов УГР, выдающие одновременно значение курса, курсового угла и пеленга.

В комплексе с геотехническими средствами угломерные радионавигационные системы позволяют решать следующие задачи самолетовождения:

выполнять полет от радионавигационной точки РНТ или на нее в заданном направлении;

осуществлять контроль пути по направлению и дальности;

определять момент пролета РНТ и ее траверза;

находить место самолета и навигационные элементы полета;

выполнять пробивание облачности и заход на посадку в сложных метеоусловиях.

Автоматический радиокомпас АРК-5

Принцип действия автоматического радиокомпаса АРК-5 основан на использовании направленных свойств рамочной антенны.

При настройке радиокомпаса на волну радиостанции выходной сигнал радиоприемника приводит в действие электромоторный механизм рамки, заставляя его поворачивать рамку до тех пор, пока она не займет направление на радиостанцию. При установке плоскости рамки в направление на радиостанцию сигналы в приемнике исчезают и вращение рамки прекращается. Рамка связана с указателями радиокомпаса, стрелки которых будут изменять свое положение при вращении рамки и останавливаться вместе с ней, показывая курсовой угол радиостанции.

АРК-5 установлен на одноместных и многоместных самолетах. Радиокомпас работает в диапазоне частот 150—1300 кГц, позволяет определять радиопеленги с точностью 2—3°. Дальность действия зависит от расположения на самолете ненаправленной (открытой) антенны и рамки. Ориентировочная дальность действия по приводным радиостанциям составляет 160—350 км, а по радиовещательным станциям — 600—1000 км. Масса в двухщитковом варианте 37 кг, а однощитковом — 32 кг.

В комплект АРК-5 входят (рис. 81): рамка *1*, открытая антенна (на рисунке не показана), приемник *2*, щиток управления *3*, указатель курсовых углов штурмана *4*, указатель курсовых углов летчика *5*, преобразователь тока *6*, влагопоглотитель *7*, соединительные кабели и гибкие валы.

Рамочная антенна включает рамку, электромотор рамки и компенсатор радиодевиации. От механических повреждений рамка защищена крышкой. Надпись на крышке «Перед» указывает направление минимума приема рамки. Вертикальная ось рамки через шестеренча-

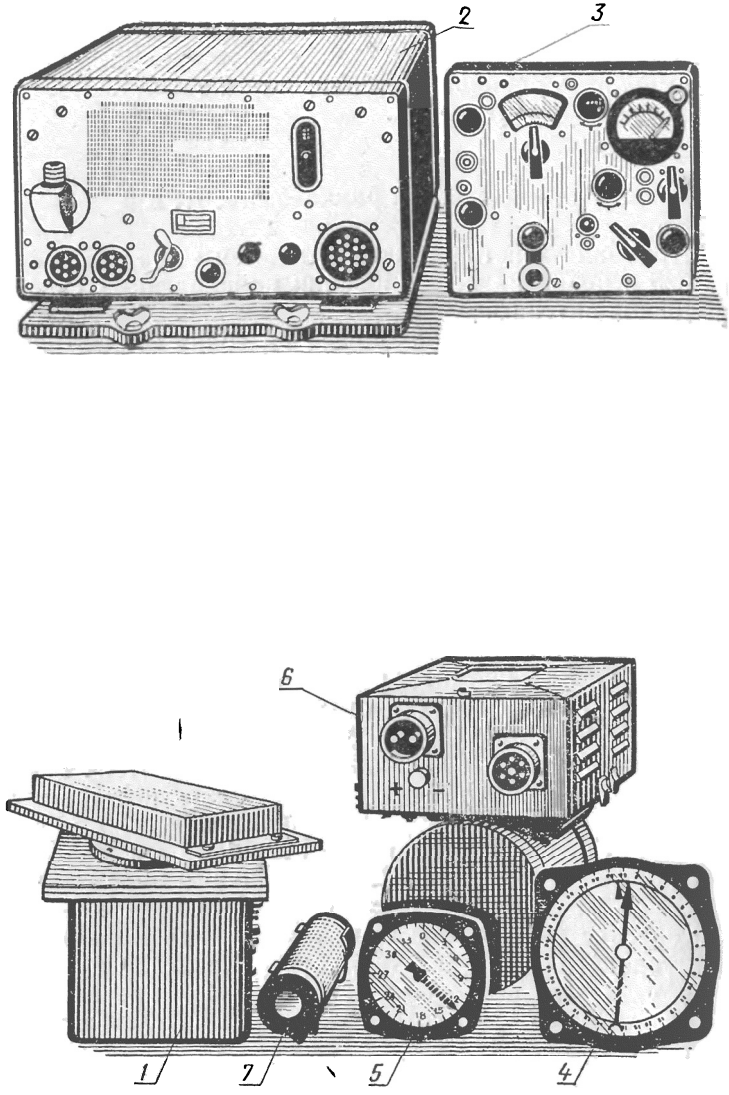


Рис. 81. Комплект АРК-5:

1 — рамка; *2* — приемник; *3* — щиток управления; *4* — указатель курсовых углов штурмана; *5* — указатель курсовых углов летчика; *6* — преобразователь тока; *7* — влагопоглотитель

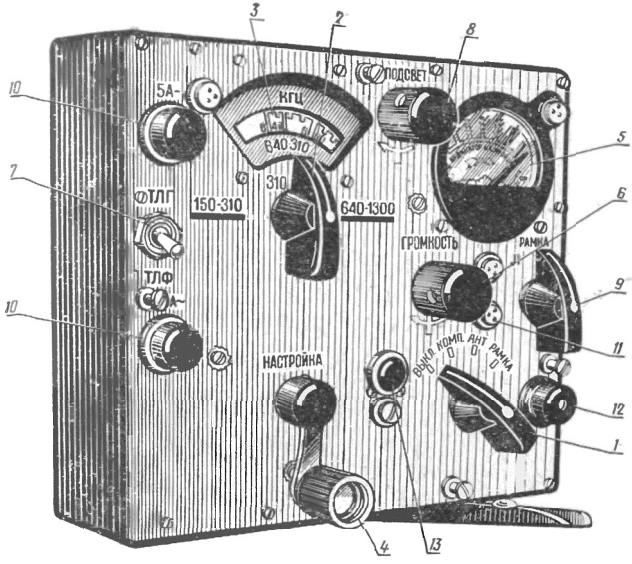


Рис. 82. Щиток управления АРК-5:

1 — переключатель рода работ; *2* — переключатель поддиапазонов; *3* — шкала настройки; *4* — рукоятка настройки; *5* — индикатор настройки; *6* — рукоятка громкости; *7* — переключатель «ТЛГ—ТЛФ»; *8* — рукоятка регулировки подсвета шкал; *9* — рукоятка ручного управления рамкой; *10* — предохранители; *11* — запасные лампочки; *12* — кнопка переключения управления; *13* — сигнальная лампочка

тую передачу соединена с электромотором. Компенсатор радиодевиации, связанный с осью рамки, дает возможность устранить ошибку в отсчете радиокомпаса ОРК, в результате чего указатель курсовых углов будет показывать курсовой угол радиостанции КУР.

Электромотор рамки и компенсатор радиодевиации с ведущим сельсином помещены в кожух.

Приемник супергетеродинного типа с тремя поддиапазонами частот: 1-й поддиапазон 150—310 кГц; 2-й поддиапазон 310—640 кГц; 3-й поддиапазон 640—1300 кГц. Цена деления шкалы настройки приемника: 1-й поддиапазон 5 кГц; 2 и 3-й поддиапазоны 10 кГц.

Щиток управления (рис. 82) служит для дистанционного управления радиокомпасом. АРК-5 выпускается с одним или двумя щитками управления. Щиток управления устанавливается в кабине самолета, на нем имеются следующие органы управления:

переключатель рода работ *1*, имеющий четыре положения («Выкл.» — выключаются цепи питания радиокомпаса; «Комп.» — к приемнику подключается антенна, рамка и устройство автоматического управления вращением рамки; «Ант.» — к приемнику подключается открытая антенна, одновременно отключается рамка и устройство автоматического управления вращением рамки; «Рамка» — ручное управление рамкой);

переключатель поддиапазонов *2*, имеющий три положения, соответствующие поддиапазонам приемника.

Рукоятка настройки приемника *4* предназначена для установки заданной частоты радиостанции, а индикатор настройки *5* служит для определения такой настройки. Максимальное отклонение стрелки индикатора вправо показывает, что приемник настроен точно.

Рукоятка громкости *6* с надписью «Громкость» служит для регулирования слышимости приема.

Переключатель «ТЛФ-ТЛГ» *7* имеет два положения: для приема модулированных сигналов («ТЛФ») и немодулированных сигналов («ТЛГ»).

С помощью рукоятки *9* с надписью «Рамка Л-П» осуществляется ручное управление вращением рамки.

Кнопка *12* с надписью «Управление» служит для переключения управления с одного щитка на другой.

Лампочка *13* зеленого цвета сигнализирует переключение управления с одного щитка на другой.

На нижней стороне щитка управления имеются: гнездо для подключения телефонов, колодка для присоединения гибкого валика дистанционной настройки и цоколь для присоединения кабеля.

Указатель курсовых углов штурмана (рис. 83) служит для отсчета курсовых углов радиостанции КУР, пеленга радиостанции ПР и пеленга самолета ПС. Угломерная шкала разделена на 360° с ценой деления 1°. При помощи ручки с надписью «Курс» шкалу можно повернуть на любое число градусов. Если угломерную шкалу установить нулем против треугольного индекса, то острие стрелки указателя покажет КУР. Если против треугольного индекса установить истинный или магнитный курс, то острие стрелки укажет соответственно ИПР или МПР, а хвост стрелки покажет ИПС или МПС. Индексы «В» (восток) и «З» (запад) на ручке «Курс» облегчают установку $\Delta_к$ и $\Delta_м$. Для внесения по-

правки на положительное значение $\Delta_к$ и $\Delta_м$ ручку «Курс» надо повернуть в направлении стрелки «В», а для внесения поправки на отрицательные значения $\Delta_к$ и $\Delta_м$ — в направлении стрелки «З». Вводом значения $\Delta_к$ и $\Delta_м$ компасный курс соответственно переводится в магнитный и истинный.

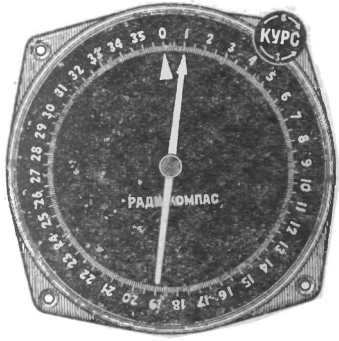


Рис. 83. Указатель курсовых углов штурмана

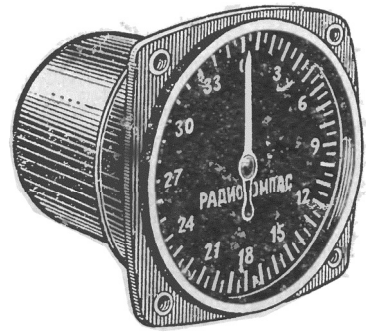


Рис. 84. Указатель курсовых углов летчика

Указатель курсовых углов летчика (рис. 84) устанавливается в кабине летчика и служит для отсчета курсовых углов радиостанции.

Шкала разбита на 360° с ценой деления 5°. Отсчет КУР производится против острого конца стрелки.

Порядок включения и настройки АРК-5:

включить питание;

подключить шлемофон;

переключатель рода работы *1* (см. рис. 82) поставить в положение «Ант.». Нажать кнопку переключения управления *12* в случае двухщиткового варианта радиокомпаса (при этом должна загореться зеленая лампочка на щитке);

рукояткой регулировки подсвета *8* отрегулировать освещение шкал приборов;

переключатель поддиапазонов *2* поставить на соответствующий поддиапазон;

рукояткой настройки *4* установить заданную частоту, поставив деление шкалы *3* в килогерцах против визирной линии;

переключатель «ТЛФ-ТЛГ» *7* поставить в положение, соответствующее принимаемым сигналам;

повернуть рукоятку громкости *6* по часовой стрелке до отказа;

выждав одну-две минуты, пока прогреются лампы приемника, и с появлением шума в телефоне произвести точную настройку;

отрегулировать громкость приемника, прослушать позывные и убедиться, что настройка произведена на требуемую радиостанцию;

включить компасную часть прибора, поставив переключатель рода работы в положение «Комп.». При этом стрелка указателя курсовых углов АРК-5 легко установится в направлении на радиостанцию, т. е. покажет КУР.

При отказе автоматической части АРК его можно настроить на слух по минимуму слышимости сигналов. Для этого необходимо:

переключатель рода работы установить в положение «Рамка»;

рукоятку ручного управления рамкой поочередно нажимать влево и вправо и определить момент минимальной слышимости. Для точного определения минимума необходимо регулировать громкость;

в момент минимальной слышимости стрелка указателя курсовых углов покажет направление на радиостанцию.

Автоматический радиокомпас АРК-9

Автоматический радиокомпас АРК-9 устанавливается на вертолетах и легких самолетах. Принцип действия и решаемые им задачи те же, что и у радиокомпаса АРК-5, но он имеет меньшую массу и габариты, а также лучшие возможности удобного размещения на самолете.

Дальность действия АРК-9 при работе с приводной радиостанцией ПАР-3Б и высоте полета 1000 м составляет 160—180 км. Весь частотный диапазон радиокомпаса 150—1300 кГц разбит на четыре поддиапазона

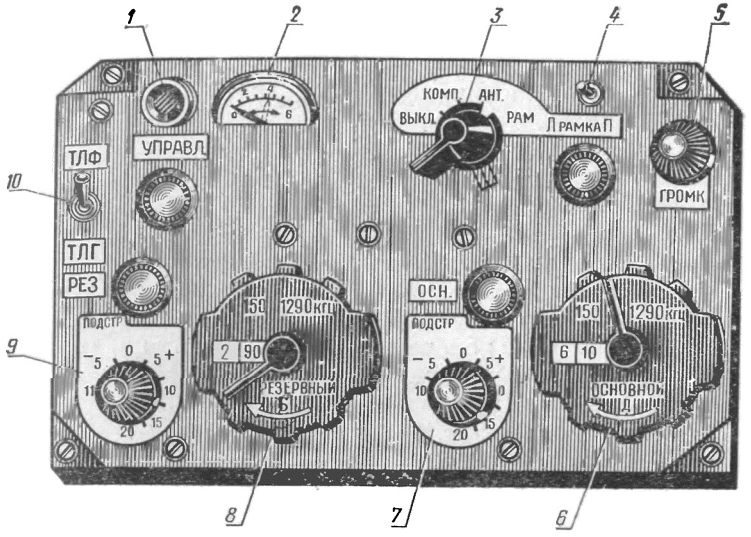


Рис. 85. Щиток управления радиокомпаса АРК-9:

1 — кнопка переключения пультов управления «Управл.»; *2* — индикатор настройки; *3* — переключатель рода работы; *4* — нажимный переключатель направления вращения рамки «Л рамка П»; *5* — регулятор громкости «Громк.»; *6, 8* — декады установки частоты приводных радиостанций; *7, 9* — ручки подстройки частоты; *10* — переключатель ТЛГ — ТЛФ

(150—300, 300—600, 600—900, 900—1300 кГц), причем время перестройки с дальней приводной радиостанции на ближнюю не более 5 с.

Питание радиокомпаса осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц.

АРК-9 рассчитан на следующие режимы работы:

«Комп.» — работает как автоматический радиокомпас, и на указателе курсовых углов стрелка устанавливается в положение, соответствующее курсовому углу радиостанции;

«Ант.» — радиокомпас используется как обычный средневолновый приемник с высокой чувствительностью;

«Рам.» — предназначен для слухового пеленгования. В этом положении к приемнику подключается рамочная антенна и отключается открытая антенна. При установке рамки в положение минимальной слышимости сигнала

указатель курсовых углов показывает КУР или угол, отличный от него на 180°.

Все основные органы управления радиокомпасом расположены на щитке управления (рис. 85).

Порядок включения и настройки АРК-9

На щитке управления АРК-9 (см. рис. 85):

включить радиокомпас, переведя переключатель рода работы из положения «Выкл.» в положение «Ант.», при этом должен включиться и подсвет шкал;

при отсутствии подсвета шкал нажать на кнопку «Управл.», тем самым взяв управление на себя;

проверить работу переключателя «ТЛГ-ТЛФ» и установить его в положение, соответствующее принимаемым сигналам;

установить максимальную громкость, повернув ручку регулятора громкости в крайнее правое положение;

ручкой декадной настройки «Основной» установить заданную частоту (частоту дальней приводной радиостанции ДПРС), ручкой подстройки добиться максимальной слышимости. Точность настройки контролировать по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки вправо;

переключатель рода работы установить в положение «Комп.»; указатель курсовых углов должен показывать курсовой угол радиостанции (ДПРС);

устанавливая переключатель «Л рамка П» поочередно в положение «Л» и «П», отвести указатель курсовых углов соответственно влево и вправо на 30—60°; при возвращении переключателя в нейтральное положение указатель должен показывать курсовой угол заданной радиостанции (ДПРС);

переключатель «Дальняя-Ближняя» в кабине летчика (пилота) установить в положение «Ближняя» и произвести настройку радиокомпаса на ближнюю приводную радиостанцию БПРС или другую радиостанцию ручкой настройки «Резервный» и проверить его работу в порядке, указанном для декады «Основной»;

установить переключатель в кабине летчика «Дальняя-Ближняя» в положение «Дальняя» и добиться желаемой громкости.

Автоматический радиокомпас АРК-11

Отличительными особенностями АРК-11 по сравнению с радиокомпасом АРК-5 являются:

полностью электродистанционные управление и настройка;

возможность быстрой перестройки в полете на любую из девяти предварительно зафиксированных частот рабочего диапазона (от 120 до 1340 кГц). Переход с одного, заранее установленного фиксированного канала связи, на другой (с одной частоты на другую) осуществляется автоматически при нажатии соответствующей кнопки на пульте управления. Радиокомпас АРК-11 обеспечивает возможность ручной плавной настройки на любую волну рабочего диапазона;

повышенная помехоустойчивость;

более удобная компоновка аппаратуры на самолете;

возможность работы радиокомпаса от ненаправленных антенн открытого типа с малым аэродинамическим сопротивлением (малой действующей высотой порядка 0,2 м);

широкое применение полупроводниковых триодов и диодов, обладающих значительно большим сроком службы и высокой механической прочностью по сравнению с электронными лампами.

В состав радиокомпаса входят: приемник, блок рамочных антенн, ненаправленная антенна, ненастроенный антенный усилитель, настроенный антенный усилитель, коммутационная коробка, щиток управления, блок питания, индикатор настройки, указатель курсовых углов летчика, указатель курсовых углов штурмана, распределительная коробка.

Управление работой радиокомпаса осуществляется через щиток управления. На передней панели щитка (рис. 86) расположены следующие органы управления:

ручка переключателя рода работы *3* служит для перевода радиокомпаса в различные режимы работы («Комп. I», «Ант.», «Рам.» и «Комп. II»), а также для выключения;

ручка переключателя поддиапазонов *12* с рычажком-фиксатором предназначена для переключения рабочих поддиапазонов при перестройке частот фиксированных каналов и при плавной настройке;

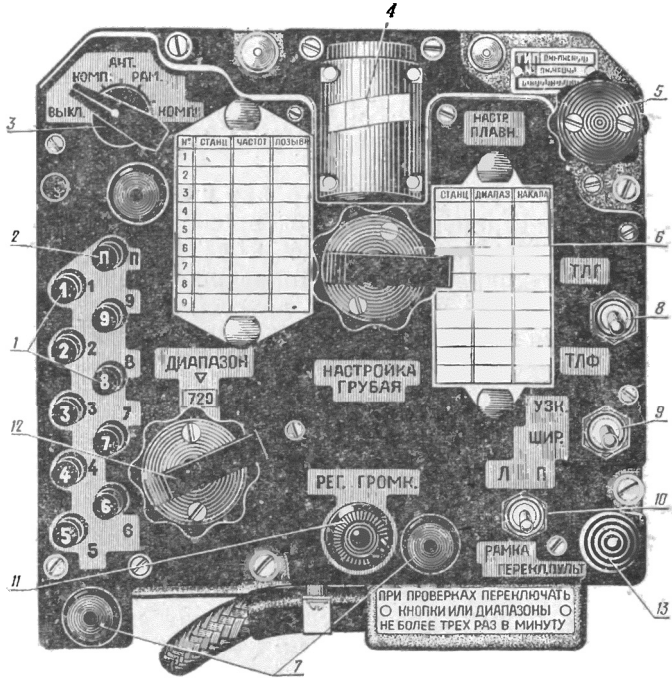


Рис. 86. Щиток управления АРК-11:

1 — кнопки фиксированной настройки; *2* — кнопка плавной настройки; *3* — переключатель рода работы; *4* — шкала настройки; *5* — ручка плавной настройки; *6* — ручка грубой настройки; *7* — лампочки подсвета шкалы; *8* — переключатель ТЛГ — ТЛФ; *9* — переключатель полосы пропускания приемника; *10* — нажимный переключатель направления вращения рамки; *11* — регулятор громкости; *12* — переключатель поддиапазонов; *13* — переключатель пульта

ручка грубой установки частоты (грубой настройки) *6* с рычажком-фиксатором используется для ориентировочной установки шкалы в нужное положение;

ручкой плавной настройки *5* осуществляют точную подстройку радиокомпаса на заданную частоту. Ручка срабатывает только при нажатии ее от себя до отказа. При настройке фиксированных каналов ручка плавной настройки действует только при открытом рычажке на ручке «Настройка грубая»;

девять кнопок *1* служат для фиксированной настройки, а кнопка «П» *2* включается для плавной настройки приемника;

регулятор громкости *11* регулирует усиление приемника во всех режимах работы;

переключатель полосы пропускания приемника «ШИР.-УЗК.» *9*;

переключатель «ТЛГ-ТЛФ» *8*;

переключатель «Рамка Л-П» *10* имеет нефиксированные положения: нажатие влево и вправо этого переключателя приводит к повороту в соответствующую сторону направленной рамочной антенны радиокомпаса.

Проверка и настройка АРК-11

Предупреждения:

нельзя включать кнопки автоматической настройки при открытых фиксаторах на ручках;

при плавной установке частоты ручкой «Настройка грубая» необходимо предварительно выдернуть ручку «Настр. плавн.» на себя до упора;

в случае безостановочного кругового вращения механизма автоматической настройки после нажатия на номерную кнопку (с 1 по 9) следует включить другую номерную кнопку для остановки механизма, а затем вернуться на нужную кнопку;

при работе радиокомпаса одна из 10 кнопок на пульте управления должна быть в нажатом состоянии;

если переход на кнопку «П» невозможен (из-за отказа пульта управления), то плавную настройку радиокомпаса можно производить при нажатии любой из фиксированных кнопок; при этом необходимо расфиксировать ручки «Диапазон» и «Настройка грубая».

Порядок проверки:

перед включением АРК-11 необходимо проверить напряжение бортсети, которое должно быть 27 ± 2 В;

включение радиокомпаса осуществляется переключателем рода работы (АЗС на щитке в кабине экипажа должен быть заранее включен);

переключатель рода работы установить в положение «Комп. I» или «Комп. II», при этом должна загореться лампочка подсвета шкалы настройки. Если лампочка не загорелась (в случае двух пультов управления), следует нажать на кнопку переключения пультов управления и

проверить, с какого пульта ведется работа, а также обратить внимание на АЗС радиокомпаса в кабине летчика (штурмана);

перевести тумблер «ТЛФ-ТЛГ» в положение «ТЛФ». Радиокомпас можно считать подготовленным к работе, если в телефонах появится характерный шум и стрелка указателя КУР начнет отклоняться;

убедиться в действии регулятора громкости, вращая ручку «Рег. громк.» (переключатель рода работы при этом должен быть в положении «Комп. I»), и регулятора усиления РРУ (переключатель рода работы при этом поочередно переключается в положение «Ант.» и «Рам.»);

убедиться в формировании широкой и узкой полосы при переключении тумблера «Шир.-Узк.». В положении тумблера «Шир.» шумы в телефоне возрастают, а в положении «Узк.» уменьшаются или исчезают;

убедиться в исправности ручного вращения рамки, нажимая на переключатель «Л-П» на пульте управления, при этом стрелка указателя КУР будет двигаться в соответствующем нажатию направлении (переключатель рода работы должен быть в положении «Рам.»).

Порядок настройки:

поставить переключатель рода работы в положение «Ант.»;

поставить переключатель «ТЛФ-ТЛГ» в положение «ТЛФ», если принимаемая станция работает модулированным сигналом, или «ТЛГ», если станция работает немодулированным сигналом;

нажать одну из 9 кнопок;

расфиксировать ручку переключателя поддиапазонов, установить поддиапазон, соответствующий первой заданной частоте, и закрыть фиксатор;

расфиксировать ручку грубой настройки и установить на шкале деление, соответствующее первой заданной частоте, затем закрыть фиксатор и вписать в табличку на щитке управления против номера кнопки наименование станции (по названию пункта), ее частоту и позывной.

Аналогично устанавливается следующая фиксированная частота при нажатой другой кнопке и т. д. (до настройки на всех девяти кнопках).

Путем нескольких повторных переключений (нажатий кнопок) убедиться в правильности установки фиксированных частот.

Точная настройка выполняется в воздухе поворотом ручки «Настр. плавн.», добиваясь максимального отклонения вправо стрелки индикатора настройки.

САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАДИОКОМПАСА И НАЗЕМНЫХ РАДИОПЕЛЕНГАТОРОВ

Полет на радионавигационную точку

Полет пассивным способом — это такой полет на радиостанцию, при котором летчик удерживает стрелку указателя курсовых углов АРК на нуле, непрерывно совмещая продольную ось самолета с направлением на радиостанцию. При этом необходимо осуществлять контроль общего направления полета по магнитному компасу и периодически проверять на слух работу радиостанции.

За счет влияния ветра траектория полета представляет собой кривую, называемую радиодромией (рис. 87). Максимально возможное боковое уклонение радиодромии от линии заданного пути зависит от соотношения скоростей самолета и ветра $n = \frac{V}{W}$ и расстояния S_0, с которого начинается полет пассивным способом:

$$\text{ЛБУ}_{\text{мак}} = \frac{0{,}37W}{V} S_0.$$

Увеличение времени полета незначительно и его можно не учитывать. Боковое уклонение необходимо учитывать в том случае, если полет на радиостанцию выполняется с малой воздушной скоростью или с большого расстояния и если по условиям наземной и воздушной обстановки самолет должен точно пройти по заданному маршруту.

Полет по радиодромии происходит с переменным курсом, причем угловая скорость разворота увеличивается при подлете к радиостанции.

Полет курсовым способом — это такой полет на радиостанцию, при котором направление полета, выдерживаемое по компасу (по курсовому прибору), периодически исправляют по указателю АРК разворотом самолета на курсовой угол, равный нулю. Путь самолета при полете курсовым способом при наличии бокового ветра представляет собой ломаную линию (рис. 88). При курсовом способе, как и при пассивном, увеличивается время полета и возникает боковое уклонение самолета от линии заданного пути. Курсовой способ полета для



Рис. 87. Полет на радиостанцию пассивным способом

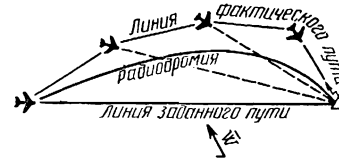


Рис. 88. Полет на радиостанцию курсовым способом

этапа маршрута до 200 км является наиболее простым и надежным, обеспечивающим выход на радиостанцию в разнообразных условиях полета во всех родах авиации.

Полет активным способом — это такой полет на радиостанцию, при котором ось самолета развернута на угол сноса по отношению к линии пути, а стрелка АРК указывает КУР=360° ± УС (рис. 89). При левом сносе стрелка АРК удерживается слева от нуля шкалы КУР, при правом сносе — справа от нуля на величину угла сноса.

Угол сноса при активном полете может измеряться с помощью технических средств, вычисляться по извест-

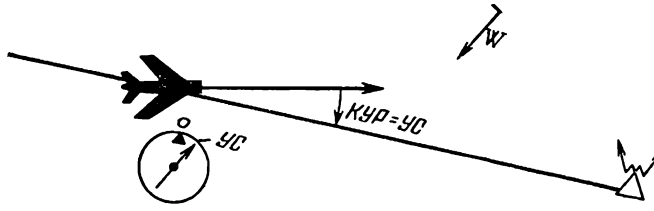


Рис. 89. Полет на радиостанцию активным способом

ному ветру или подбираться в процессе выполнения полета.

Полет на радиопеленгатор, как правило, применяют при выводе самолета на аэродром посадки, если отказали радиокомпас или приводная радиостанция аэродрома посадки.

Полет самолета на радиопеленгатор типа АРП выполняют по магнитному компасу путем периодического исправления курса по пеленгам, полученным летчиком от радиопеленгатора.

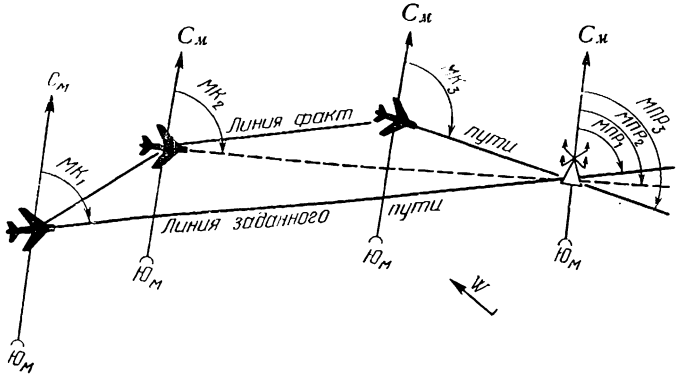


Рис. 90. Полет на радиопеленгатор курсовым способом

При курсовом способе полета на радиопеленгатор курс самолета уточняют периодически через 5 мин и при подходе к пеленгатору — через 1—2 мин. Из-за влияния ветра самолет будет отклоняться от линии заданного пути, а пеленг непрерывно изменяться. После ряда исправлений курса следования путь самолета представляет собой ломаную линию (рис. 90).

Полет от радиостанции

Полет самолета от радиостанции — это полет по линии заданного пути ЛЗП с учетом угла сноса УС. Следовательно, этот способ предусматривает подбор или расчет курса следования КС.

При полете от радиостанции путь следования самолета контролируют по направлению способом сравнения

пеленга самолета ПС, который равен фактическому путевому углу ФПУ, с заданным путевым углом ЗПУ. Так как способ применяется, как правило, при небольших удалениях от радиостанции, то поправка на схождение меридианов не учитывается.

Для определения фактического путевого угла необходимо провести самолет точно над радиостанцией с курсом, рассчитанным для полета по линии заданного пути. После пролета радиостанции тщательно выдерживать курс и определить его среднее значение.

Через 4—5 мин после пролета радиостанции при помощи радиокомпаса определить пеленг самолета.

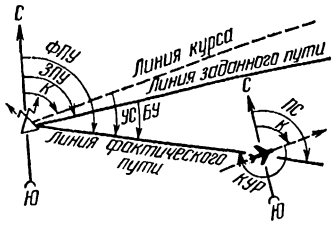


Рис. 91. Определение УС и ФПУ при помощи радиокомпаса

Зная заданный путевой угол и средний курс самолета (рис. 91), можно рассчитать боковое уклонение самолета от линии заданного пути БУ и угол сноса УС по формулам:

$$БУ = ПС - ЗПУ;$$

$$УС = ПС - К_{ср}.$$

Если выдерживается курс, равный заданному путевому углу, боковое уклонение самолета равно углу сноса и определяется по формуле:

$$БУ = УС = КУР - 180°.$$

Измеренные навигационные элементы используются в дальнейшем для исправления пути с целью выхода на следующий контрольный ориентир КО или на цель. ФПУ и УС с помощью АРК в полете от радиостанции можно определить с ошибкой, не превышающей 3°. Для достижения большей точности определения ФПУ и УС необходимо точно пройти над радиостанцией и выдерживать курс при пеленговании.

Выход самолета на линию предвычисленного радиопеленга

Для определения момента выхода самолета на заданный ориентир (в точку разворота) с помощью АРК необходимо заранее определить по карте магнитный пеленг от контрольного ориентира на радиостанцию МПР, находящуюся сбоку от линии заданного пути (рис. 92). При использовании совмещенных указателей стрелка курсозадатчика устанавливается на значение МПР. В этом случае момент выхода на линию предвычисленного радиопеленга будет определяться по совмещению стрелки АРК со стрелкой курсозадатчика.

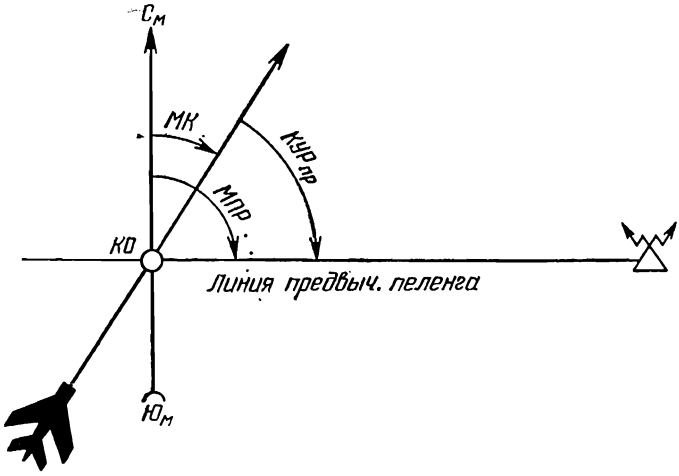


Рис. 92. Выход на линию предвычисленного радиопеленга

При использовании указателей типа СУП и СУШ момент выхода на линию предвычисленного радиопеленга определяется по предвычисленному курсовому углу:

$$КУР_{пр} = МПР - МК.$$

При определении момента выхода на линию предвычисленного радиопеленга по курсовому углу радиостанции необходимо точно выдерживать курс самолета, принятый для определения предвычисленного курсового угла.

Для выхода на линию «входных (выходных) ворот» необходимо проложить на карте линию пеленга от радиостанции через входные ворота (рис. 93) и в точке пересечения линии пеленга и линии пути измерить величину предвычисленного пеленга.

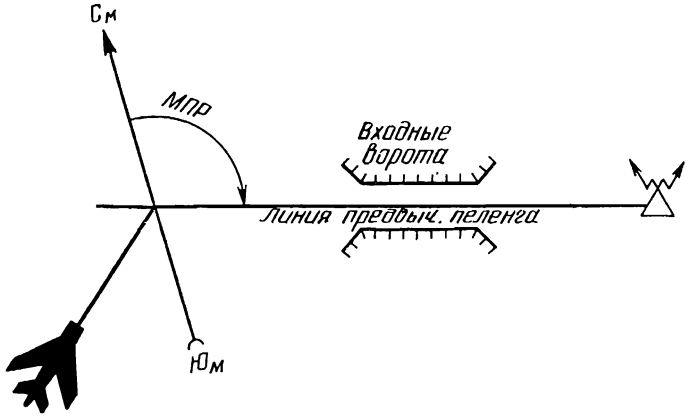


Рис. 93. Выход на линию входных ворот

Для обхода запретных зон или препятствий необходимо проложить на карте пеленг от радиостанции к месту разворота самолета, находящемуся на безопасном удалении от зоны (рис. 94). В точке пересечения линии пеленга и линии пути измерить величину предвычисленного пеленга.

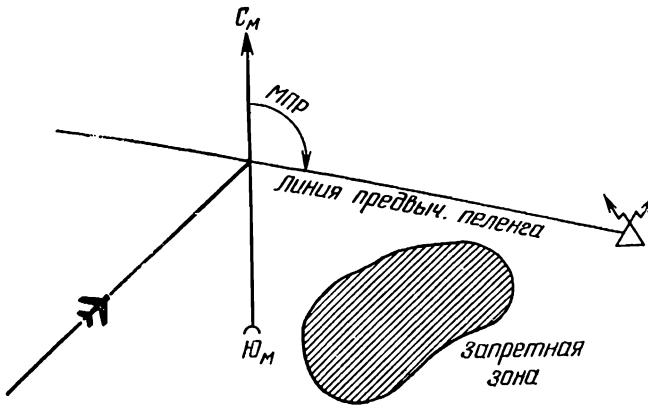


Рис. 94. Обход запретной зоны

Определение места самолета пеленгованием двух радиостанций

Для определения места самолета МС необходимо выбирать такие две радиостанции, пеленги самолета которых пересекались бы в районе вероятного местонахождения под углом, близким к 90° (рис. 95).

Порядок определения МС пеленгованием двух радиостанций следующий:

настроить АРК на радиостанцию, курсовой угол которой близок к 0 или 180°, прослушать ее работу и позывной, снять $КУР_1$, записать время и курс полета;

настроить АРК на радиостанцию, которая находится на траверзе, снять $КУР_2$, записать время и курс полета;

рассчитать значения ИПС (ИПС = ИК + КУР ± ± 180° ± δ);

полученные ИПС проложить на карте от запеленгованных радиостанций. Однако проложить линии положения в полете на одноместном самолете не представляется возможным. Поэтому их необходимо нанести на карту при подготовке к полету через заданный интервал (обычно через 10°), а в полете опреде-

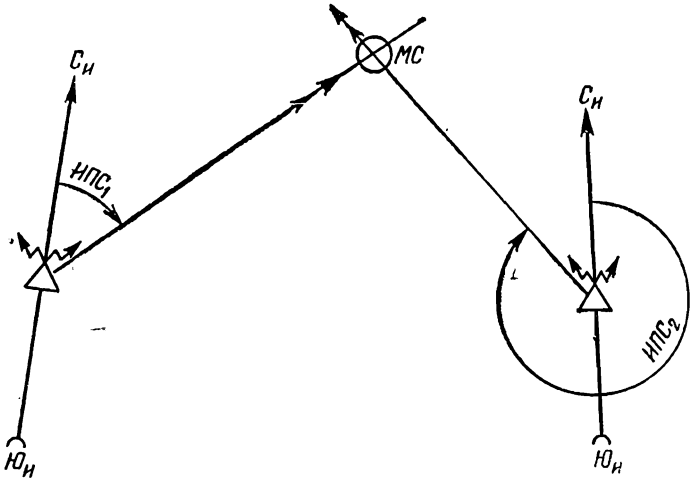


Рис. 95. Определение МС пеленгованием двух радиостанций

лять нужную линию положения глазомерной интерполяцией между ближайшими линиями. При наличии на борту самолета такой карты работа по определению МС сводится к отысканию точки пересечения двух линий, соответствующих измеренным ИПС.

Практически определить пеленги по двум радиостанциям одновременно невозможно. За время пеленгования самолет переместится вдоль линии пути на величину $V_п t$. Поэтому необходимо привести ИПС к одному моменту времени. Существуют два способа приведения пеленгов к одному моменту времени.

Первый способ. Проложенный на карте первый ИПС переносят параллельно самому себе в направлении фактического путевого угла на расстояние $S = V_п t$, пройденное самолетом за время пеленгования первой и второй радиостанций. Точка пересечения перенесенной линии пеленга первой радиостанции с линией пеленга второй радиостанции ($ИПС_2$) даст МС в момент пеленгования второй радиостанции.

Второй способ. Первую радиостанцию пеленгуют дважды с таким расчетом, чтобы промежутки вре-

мени между пеленгованием были одинаковыми. Затем рассчитывают среднее арифметическое значение двух пеленгов первой радиостанции и получают средний пеленг, который будет относиться к моменту времени пеленгования второй радиостанции.

ВЫПОЛНЕНИЕ РАДИОДЕВИАЦИОННЫХ РАБОТ

Радиодевиационные работы производят:

не реже одного раза в год в процессе эксплуатации АРК;

при замене или дополнительной установке радиооборудования на самолете (вертолете), влияющего на радиодевиацию;

после установки или снятия с самолета металлических выступающих частей;

в случае обнаружения ошибок или возникновения сомнений в правильности показаний радиокомпаса;

после замены указателей курсовых углов или рамочной антенны.

Радиодевиационные работы выполняются специалистами ИАС совместно с экипажем самолета под руководством штурмана авиационной организации.

Подготовка к проведению радиодевиационных работ

Подготовка к проведению радиодевиационных работ включает:

подготовку девиационного пеленгатора, бланков протоколов выполнения радиодевиационных работ и бланков графиков;

выбор площадки, удаленной не менее чем на 150—200 м от стоянок самолетов, строений и линий высоковольтных передач. Площадка должна быть горизонтальной, в направлении радиостанции не должно быть зданий и возвышенностей;

выбор радиостанции, по которой будет проводиться определение радиодевиации. Для большей точности определения радиодевиации радиостанцию необходимо выбирать на удалении 100—150 км от аэродрома. При использовании мощной РВС это расстояние может быть

увеличено до 200—300 км. Частота, на которой работает радиостанция, должна находиться в пределах среднего диапазона волн радиокомпаса (310—640 кГц). Должна быть предусмотрена запасная радиостанция, отвечающая всем вышеуказанным условиям. Если невозможно подобрать радиостанции, удовлетворяющие указанным требованиям, или аэродром расположен в горном районе, то для определения радиодевиации используют видимую радиостанцию, расположенную вблизи аэродрома (дальнюю приводную радиостанцию посадочной системы), причем мачта такой радиостанции должна быть хорошо видна с площадки для радиодевиационных работ, а ее удаление должно составлять величину, большую трех длин волн;

определение магнитных пеленгов выбранных радиостанций. При использовании невидимой радиостанции необходимо на карте масштаба 1 : 500 000 по координатам нанести точки расположения выбранных радиостанций и площадки, соединить их прямой линией и транспортиром, наложенным на центр площадки, измерить ИПР, затем, учитывая магнитное склонение аэродрома, определить МПР по формуле:

$$МПР = ИПР - (\pm \Delta_м).$$

При использовании видимой радиостанции МПР определяется с помощью девиационного пеленгатора из центра выбранной площадки. Измеренный магнитный пеленг ориентира МПО (мачты радиостанции) является магнитным пеленгом радиостанции;

подготовку радиокомпаса, заключающуюся в проверке исправности, прослушивании работы выбранных радиостанций и установке компенсатора радиодевиации в исходное положение.

Установка компенсатора в исходное положение производится, если на самолете были заменены отдельные блоки радиокомпаса или обнаружены ошибки в его показаниях.

Для установки компенсатора в исходное положение необходимо:

снять кожух с блока рамки;

отсоединить провода сельсинной системы от контактной панели компенсатора;

вывернуть три винта, крепящие компенсатор к стойкам, и вынуть его из блока;

поворотом диска компенсатора за поводок установить нулевое деление шкалы радиодевиации против нуля шкалы ОРК и, вращая специальной отверткой регулировочный винт, находящийся у нулевого деления, отвести указатель радиодевиации на 1—2° влево от нуля шкалы радиодевиации;

выполнить такую же работу на остальных 23 делениях шкалы ОРК в такой последовательности: 345, 15, 330, 30, 315, 45, 300, 60, 285, 75, 270, 90, 255, 105, 240, 120, 225, 135, 210, 150, 195, 165 и 180°. При этом для предотвращения разрыва ленты лекала необходимо ввинчивать или вывинчивать регулировочные винты за один прием не более чем на 5° отклонения указателя радиодевиации. Если на отдельных ОРК величина радиодевиации более 5°, то указатель радиодевиации приводят на деление 1—2° влево от нуля в несколько приемов, соблюдая каждый раз указанную выше последовательность;

проверить правильность установки компенсатора в исходное положение. При правильно выполненной установке указатель радиодевиации на всех 24 значениях ОРК должен находиться на 1—2° левее нуля шкалы радиодевиации. В результате такой установки лекало компенсатора приобретает форму окружности, несколько растянутой относительно среднего положения;

поставить скобу и привинтить ее так, чтобы загнутый конец удерживал указатель на нуле шкалы радиодевиации. В этом случае влияние механизма компенсатора на систему передачи углов поворота рамки будет исключено, так как ползун компенсатора отходит от лекала и не получает от него радиальных перемещений;

привинтить винтами компенсатор к опорным стойкам блока и присоединить провода в соответствии с расцветкой, обозначенной на контактной панели.

Устранение установочной ошибки рамки радиокомпаса

Устранение установочной ошибки рамки радиокомпаса производится:

при замене рамочной антенны или рамочного блока;

при замене указателя АРК:

при установке нового комплекта АРК на самолет;
при определении остаточной радиодевиации.

Установочная ошибка рамки радиокомпаса устраняется на курсовом угле радиостанции, равном 0°, поворотом корпуса рамки или указателя.

Для определения установочной ошибки рамки радиокомпаса следует:

вырулить или отбуксировать самолет на площадку для выполнения радиодевиационных работ и установить по магнитному компасу на курс, равный МПР;

по девиационному пеленгатору установить самолет так, чтобы курсовой угол радиостанции был равен 0°;

включить и настроить радиокомпас на радиостанцию, по которой будет определяться радиодевиация;

переключатель рода работ АРК поставить в положение «Комп.» и по отклонению стрелки указателя курсовых углов определить величину установочной ошибки рамки.

Для устранения установочной ошибки рамки радиокомпаса необходимо:

не выключая радиокомпаса, ослабить зажимные винты, крепящие основание рамки к фюзеляжу самолета, и поворотом основания добиться, чтобы стрелка указателя КУР установилась на нуль; после этого винты крепления рамки затянуть;

если после закрепления основания рамки окажется, что стрелка указателя КУР отошла от нуля шкалы, установить ее на нуль поворотом сельсин-приемника. Для этого следует отсоединить указатель от приборной доски, ослабить винты, которыми корпус сельсина крепится к указателю, и поворотом корпуса установить стрелку на нуль, после чего винты крепления затянуть и указатель поставить на свое место. Этот метод установки стрелки на нуль применяется также, если необходимо согласовать показания двух указателей радиокомпаса.

Определение радиодевиации

Радиодевиация определяется на 24 ОРК через 15°. На каждом ОРК с помощью девиационного пеленгатора измеряется КУР и вычисляется радиодевиация по формуле: $\Delta_р = КУР - ОРК$.

Определение радиодевиации по невидимой радиостанции производится в такой последовательности:

установить самолет на МК=МПР, устранить установочную ошибку рамки радиокомпаса и записать данные в протоколе выполнения радиодевиационных работ;

укрепить девиационный пеленгатор на самолете, отрегулировать его по уровню, визирную рамку предметным диоптром установить на 0° шкалы лимба и, вращая лимб вместе с визирной рамкой, совместить линию визирования с удаленным ориентиром, после чего закрепить лимб винтом в этом положении, а индекс «МК» подвести против нуля шкалы лимба и закрепить его винтом;

развернуть самолет по радиокомпасу на ОРК=15°, затем вращением визирной рамки совместить линию визирования с ориентиром и отсчитать КУР по лимбу против предметного диоптра. Определить радиодевиацию и записать в протокол. Когда невозможно закрепить девиационный пеленгатор на самолете или не видны удаленные ориентиры, то после установки самолета на заданный ОРК определяют МК самолета пеленгованием продольной оси, а затем рассчитывают КУР по формуле КУР=МПР — МК;

последовательно устанавливать самолет на остальные 22 ОРК через 15°; на каждом ОРК определять КУР и радиодевиацию и записывать данные в протокол выполнения радиодевиационных работ.

Определение радиодевиации по видимой радиостанции производится в такой последовательности:

установить самолет на МК=МПР, устранить установочную ошибку рамки радиокомпаса и записать данные в протокол выполнения радиодевиационных работ;

укрепить девиационный пеленгатор на самолете, отрегулировать его по уровню, визирную рамку предметным диоптром установить на 0° шкалы лимба и, вращая лимб вместе с визирной рамкой, совместить линию визирования с мачтой видимой радиостанции, после чего лимб закрепить винтом в этом положении, а индекс «МК» подвести против нуля шкалы лимба и закрепить его винтом;

развернуть самолет по радиокомпасу на ОРК=15°, затем вращением визирной рамки совместить линию визирования с мачтой радиостанции и отсчитать КУР по

лимбу против предметного диоптра. Определить радиодевиацию и записать в протокол:

в таком же порядке устанавливать самолет на последующие 22 ОРК через 15°; на каждом ОРК определять КУР, вычислять радиодевиацию и записывать данные в протокол выполнения радиодевиационных работ.

Компенсирование радиодевиации

Радиодевиация компенсируется в следующем порядке:

выключить радиокомпас и отсоединить компенсатор от блока рамки;

снять скобу с указателя радиодевиации;

составить таблицу компенсации радиодевиации, которая имеет вид:

ОРК	$\Delta_р$	Показания стрелки-указателя после цикла компенсации			
		1	2	3	4
0	0	0	0	0	0
345	—16	—5	—9	—13	—16
15	+15	+3	+7	+11	+15
330	—19	—5	—10	—15	—19
30	+18	+3	+8	+13	+18
315	—16	—5	—9	—13	—16
45	+15	+3	+8	+12	+15
300	—11	—4	—7	—9	—11
.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.
165	—13	—4	—7	—10	—13
180	0	0	0	0	0

Так как радиодевиация может достигать 15—20°, то ее вводят за три-четыре приема, последовательно увеличивая прогиб ленты лекала. Во избежание опасных натяжений лекала в компенсатор вводят поочередно положительную и отрицательную радиодевиацию в такой последовательности: 0, 345, 15, 330, 30, 315, 45, 300, 60,

285, 75, 270, 90, 255, 105, 240, 120, 225, 135, 210, 150, 195, 165, 180°;

приступить к нанесению радиодевиации на компенсатор, для чего поворотом диска компенсатора совместить нуль шкалы радиодевиации с делением ОРК=0° и, удерживая его в этом положении, с помощью регулировочного винта, расположенного против деления ОРК= =0°, установить указатель радиодевиации на 0° по шкале радиодевиации;

установить диск компенсатора на ОРК=345° и вращением регулировочного винта против этого деления переместить стрелку-указатель радиодевиации на значение, указанное в первом цикле таблицы компенсации;

таким же образом нанести радиодевиацию первого цикла на остальных ОРК, соблюдая последовательность, указанную в таблице;

в таком же порядке выполнить второй, третий и четвертый циклы компенсации;

проверить точность нанесения радиодевиации на компенсатор, для чего последовательно устанавливать диск компенсатора нулем шкалы радиодевиации на каждый из 24 ОРК по шкале, при этом стрелка-указатель должна показывать величину и знак радиодевиации согласно протоколу;

если на каком-либо ОРК радиодевиация нанесена с ошибкой, то необходимо вращением соответствующего винта довести ее до требуемого значения; после этого необходимо снова проверить правильность отклонения указателя на всех ОРК, так как иногда доведение радиодевиации до требуемой величины на одном каком-либо ОРК вызывает появление ошибок в установленной величине радиодевиации на другом ОРК;

подсоединить к компенсатору провода сельсинной передачи, включить радиокомпас и, вращая диск компенсатора, наблюдать за вращением стрелок указателей КУР; стрелки указателей должны вращаться плавно, без рывков и заеданий;

если стрелки указателей перемещаются без рывков, установить компенсатор в блок рамки, после чего приступить к определению остаточной радиодевиации.

Остаточная радиодевиация определяется с целью обнаружения ошибок и неточностей, допущенных в процессе выявления и компенсирования радиодевиации. Она

определяется на 24 курсовых углах радиостанции, кратных 15° (0°, 15°, 30° и т. д.).

Для определения остаточной радиодевиации самолет по девиационному пеленгатору последовательно устанавливается так, чтобы курсовой угол радиостанции был равен 0°, 15°, 30° и т. д., и для каждого КУР определяется остаточная радиодевиация по формуле: $\Delta_{р.ост} = КУР - КУР_{ук}$ ($КУР_{ук}$ — отсчет курсового угла по указателю АРК).

Если остаточная радиодевиация на всех КУР не превышает ± 2°, то по результатам определения остаточной радиодевиации составить график и поместить его в кабинах летчика (пилота) и штурмана. Если остаточная радиодевиация превышает ± 2°, производится ее докомпенсирование.

Порядок выполнения **докомпенсирования:**

снять компенсатор с блока рамки;

вращением диска компенсатора установить конец стрелки-указателя на тот ОРК, на котором обнаружена радиодевиация более ± 2°;

удерживая диск компенсатора в этом положении, вращением винта, расположенного ближе всего к нулю шкалы радиодевиации, переместить стрелку-указатель вправо или влево на величину остаточной радиодевиации.

Направление перемещения стрелки определяется по знаку остаточной радиодевиации и знаку, нанесенному на диске компенсатора. Для верхнего расположения рамки знаки нанесены черным цветом, а для нижнего — красным. Для контроля правильности докомпенсации радиодевиации рекомендуется перед тем, как вращать винт, выписывать знак и величину нанесенной на компенсатор радиодевиации. Это позволит при случайном сдвиге диска узнать, сколько градусов радиодевиации компенсировано и сколько еще осталось докомпенсировать;

аналогично провести докомпенсацию радиодевиации на остальных ОРК;

проверить плавность вращения диска и правильность докомпенсации радиодевиации, после чего установить компенсатор в блок рамки;

произвести контрольное определение остаточной радиодевиации на 24 ОРК и составить ее график.

Проверка радиодевиации в полете

При выполнении полетов экипаж (летчик) должен проверять остаточную радиодевиацию сравнением фактического пеленга радиостанции с пеленгом, измеренным с помощью АРК.

Для этого необходимо:

в момент пролета какого-либо точно опознанного ориентира определить МПР, отсчитанный без учета радиодевиации: $МПР_{отсч} = МК + ОРК$;

соединить на карте этот ориентир с точкой расположения радиостанции, измерить фактический ИПР и определить фактический МПР: $МПР_{факт} = ИПР_{факт} - (\pm \Delta_м)$;

определить радиодевиацию по формуле:

$$\Delta_р = МПР_{факт} - МПР_{отсч}.$$

РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-2

Угломерно-дальномерная радиотехническая система ближней навигации РСБН-2 предназначена для обеспечения самолетовождения, захода на посадку, контроля и управления движением самолета с земли. Система РСБН-2 в течение всего полета автоматически показывает азимут А, отсчитываемый от северного направления истинного меридиана, проходящего через наземный радиомаяк, и дальность Д от этого радиомаяка до самолета. Точность определения азимута составляет $\pm 0{,}25°$, а точность определения дальности ± 200 м.

Система РСБН-2 с высокой точностью обеспечивает решение следующих задач самолетовождения:

определение места самолета;

полет по заданному маршруту;

определение навигационных элементов полета;

вывод самолета на неподвижные наземные цели (пункты) с сигнализацией момента подхода к этому пункту и пролета его;

выполнение маневра для захода на посадку;

программное снижение и посадку в сложных метеорологических условиях днем и ночью с указанием летчику траектории пробивания облаков, курса посадки,

глиссады планирования и расстояния от точки приземления до самолета;

наблюдение за самолетами, использующими систему, в целях контроля точности самолетовождения и обеспечения безопасности от столкновений.

Самолетное оборудование РСБН-2

В состав самолетного оборудования входят: антенно-фидерная система; самолетный приемник; самолетный передатчик; блок азимута; блок дальности; блок отработки счетно-решающего прибора СРП; основной щиток управления системой; блок управления СРП; щиток пилота; прямопоказывающие приборы дальности и азимута штурмана ППДА-Ш и пилота ППДА-П; комбинированный пилотажный прибор КПП-М.

Основной щиток управления системой ЩУ (рис. 96) предназначен для дистанционного управления самолетным оборудованием. На передней панели щитка смонтированы следующие органы управления и сигнализации:

два переключателя «Каналы» *1* — для установки заданного канала; положение ручки верхнего переключателя соответствует десяткам, а нижнего — единицам требуемого канала;

переключатель рода работы *3*, имеющий семь положений:

1. «Выкл. КПП» — для выключения КПП-М;

2, 3. «Азимут НА ОТ» — для подключения КПП-М при полете по азимуту на радиомаяк, от радиомаяка;

4, 5. «Орбита лев., прав.» — для подключения КПП-М при полете по орбите с левым и правым кругом;

6. «СРП» — для подключения КПП-М к СРП при полете по прямолинейному маршруту;

7. «Посадка» — для включения режима посадки;

сигнальная лампочка зеленого цвета «Посадка» *2* — для контроля включения режима посадки (горит при включении);

переключатель «Вкл. пробивания облачности» *9* служит для включения режима снижения по программе;

рукоятка «Азимут» *8* со шкалой задатчика азимута (истинного пеленга) *4* используется для установки заданного азимута при полете по азимуту на радиомаяк

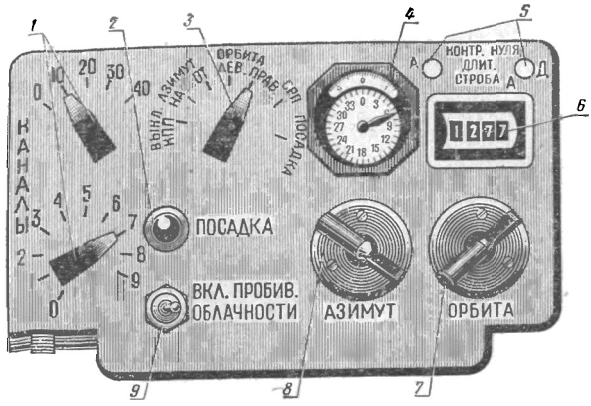


Рис. 96. Основной щиток управления ЩУ:

1 — переключатели установки канала наземного маяка; *2* — лампа «Посадки»; *3* — переключатель установки рода работы; *4* — шкала задатчика азимута (истинного пеленга); *5* — кнопки контроля азимута, дальности и длительности строба; *6* — шкала задатчика дальности (орбиты); *7* — рукоятка задатчика дальности (орбиты); *8* — рукоятка задатчика азимута (истинного пеленга); *9* — выключатель «Вкл. пробив. облачности»

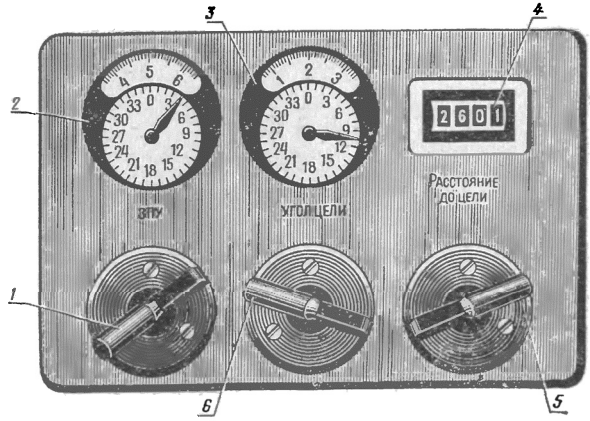


Рис. 97. Блок управления счетно-решающим прибором БУСРП:

1 — рукоятка задатчика ЗПУ; *2* — шкала задатчика ЗПУ; *3* — шкала задатчика истинного пеленга (азимута) цели; *4* — шкала дальности от маяка до цели; *5* — рукоятка задатчика дальности цели; *6* — рукоятка задатчика истинного пеленга (азимута) цели

и от него, а также для установки азимута цели при использовании световой сигнализации подлета и пролета;

рукоятка «Орбита» *7* со шкалой задатчика дальности (орбиты) *6* служит для установки заданного радиуса орбиты при полете по орбите и при выходе в район цели;

два кнопочных потенциометра контроля азимута, дальности и длительности строба *5* используются при проверке и регулировке нуля азимута и нуля дальности;

Счетно-решающий прибор СРП состоит из блока отработки и блока управления, обеспечивающих возможность полета по любому прямолинейному маршруту с помощью нуль-индикатора КПП-М.

Блок управления СРП (рис. 97) предназначен для установки исходных данных при полете по прямолинейному маршруту с помощью пилотажного прибора КПП-М, когда радиомаяк расположен в стороне от прямолинейного участка маршрута.

На передней панели блока расположены следующие рукоятки и шкалы:

рукоятка задатчика «ЗПУ» *1* со шкалой задатчика «ЗПУ» *2* — для установки заданного путевого угла;

рукоятка задатчика «Угол цели» *6* со шкалой *3* — для установки азимута (истинного пеленга) заданной цели;

рукоятка задатчика «Расстояние до цели» *5* со шкалой дальности *4* — для установки расстояния от наземного радиомаяка до заданной цели.

Прямопоказывающие приборы дальности и азимута штурмана ППДА-Ш и пилота ППДА-П предназначены для непрерывного указания азимута в градусах и наклонной дальности в километрах до наземного радиомаяка.

ППДА-Ш (рис. 98) устанавливается на приборной доске штурмана. Указание азимута осуществляется по двушкальной системе, обеспечивающей большую точность отсчета. Прибор имеет две стрелки и две шкалы (грубого и точного отсчета). Шкала грубого отсчета (внешняя) имеет оцифровку от 0 до 360° с ценой деления 10°. По внутренней шкале точного отсчета с малой стрелкой даются отсчеты с точностью до 0,1°.

ППДА-П (рис. 99) устанавливается на приборной доске пилота. Прибор имеет только внешнюю шкалу и большую стрелку азимута.

Цифровой барабанный указатель текущей дальности имеет четыре окошечка и дает отсчет дальности с точностью до 0,1 км.

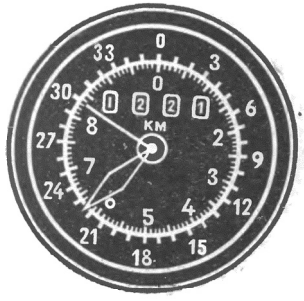


Рис. 98. Прямопоказывающий прибор дальности и азимута штурмана (ППДА-Ш)

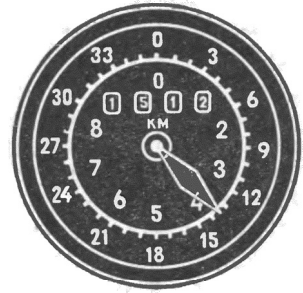


Рис. 99. Прямопоказывающий прибор дальности и азимута пилота (ППДА-П)

Комбинированный пилотажный прибор КПП-М (рис. 100) обеспечивает летчикам возможность нульвождения самолета по курсу при полетах по орбите, азимуту, СРП и посадке, а также по глиссаде планирования и инструментальном пробивании облачности при

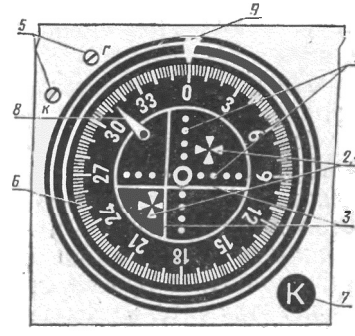


Рис. 100. Комбинированный пилотажный прибор КПП-М:

1 — неподвижный сферический циферблат и шкалы курса и глиссады; *8*—планки; *2, 4* — сигнальные окна и диски; *5* — два корректора, имеющие шлиц под отвертку; *6* — вращающаяся шкала; *7* — кремальера; *8*— подвижный указатель курса; *9* — неподвижный указатель курса

снижении. На передней панели прибора КПП-М расположены:

неподвижный сферический циферблат, имеющий шкалы курса и глиссады *1*;

два окна сигнализации аварии *2*;

. две взаимно перпендикулярные планки (стрелки) *3* (вертикальная планка зеленого свечения — курсовая, горизонтальная планка оранжевого свечения — глиссадная);

два сигнальных диска *4*, установленные под сферическим циферблатом; при нормальной работе оборудования сигнальные окна *2* зашторены черным; появление свечения в одном из окон говорит о неисправности канала, в этом случае пользоваться системой **запрещается**.

два корректора в верхнем углу лицевой панели корпуса, имеющие шлиц под отвертку *5*, служат для установки планок курсовой и глиссадной систем в центре черного кружка сферической шкалы;

кольцеобразная вращающаяся шкала *6*, равномерно разбитая на 360° с ценой деления 2°, служит для измерения компасного курса; вращение шкалы осуществляется ручкой кремальеры *7*, расположенной в правом нижнем углу;

копьеобразная стрелка с кольцевым окном *8* является указателем курса;

неподвижный указатель курса *9*, жестко связанный с корпусом, установлен над шкалой компасного курса.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РСБН-2 В ПОЛЕТЕ

Включение, проверка и калибровка

Включение и проверка производятся в следующем порядке:

убедиться, что горизонтальная и вертикальная планки КПП-М находятся в нулевом положении. Если они отклонены, то с помощью винтов «К» и «Г» на КПП-М необходимо установить их в нулевое положение;

включить самолетное оборудование системы за 5—6 мин до начала проверки;

переключатель КПП-М поставить в положение «Свод»;

установить на щитке управления номер канала радиомаяка, убедившись в его правильности, прослушивая позывные:

установить необходимый по плану полета режим работы системы («Азимут», «Орбита», «СРП»);

проверить работоспособность самолетного оборудования по бленкеру вертикальной планки КПП-М и по сигнальным лампочкам неисправности каналов дальности и азимута.

После включения системы в течение 2—5 мин блоки измерения дальности и азимута находятся в режиме поиска сигналов радиомаяка. В этом режиме на ППДА стрелки азимута и диски счетчика дальности находятся в движении, курсовой бленкер открыт (видны белые секторы), сигнальные лампочки канала дальности и азимута горят.

После «захвата» сигналов радиомаяка курсовой бленкер на КПП-М закрывается, образуя черное сплошное поле, а сигнальные лампочки каналов дальности и азимута гаснут. Одновременно с этим на ППДА стрелки азимута укажут А, а счетчик дальности — дальность от наземного радиомаяка до самолета.

Проверка правильности начала отсчета и калибровка шкал азимута и дальности производятся с помощью двух кнопок, имеющих надпись «Контр. нуля». Рядом с левой кнопкой имеется надпись «А» и «Длит. строба», рядом с правой — «Д».

Для калибровки шкал ППДА необходимо:

нажать на кнопку «Контр. нуля А», при этом стрелка точной шкалы азимута ППДА должна прийти во вращение и установиться на контрольной цифре 1° точной шкалы. Если стрелка не установится на контрольном делении, необходимо добиться этого плавным вращением нажатой кнопки. Проверка установки нуля азимута осуществляется в любом десятке. Это значит, что при нажатии кнопки «Контр. нуля А» механизм отработает 1° по точной шкале, а показание грубой шкалы останется в том же десятке;

нажать на кнопку «Контр. нуля Д», при этом два правых диска счетчика дальности должны начать вращаться и установиться в положение «2,0 км». Если счетчик не установится в это положение, то плавным поворотом нажатой кнопки добиться, чтобы два правых диска указывали дальность «2,0 км». При нажатии кнопки «Контр. нуля Д» схема измерения дальности отработает «2,0 км» в любом десятке, а значение сотен километров останется без изменения;

проконтролировать и отрегулировать длительность

стробирующего импульса. Контроль и установка длительности стробирующего импульса в заданные пределы осуществляется левой кнопкой, которая использовалась для контроля нуля азимута. Для проверки длительности стробирующего импульса необходимо оттянуть на себя левую кнопку, при этом стрелка азимута грубой шкалы ППДА должна показать азимут менее 10°, а стрелка точной шкалы должна остановиться между 4 и 5°. Если стрелка точной шкалы азимута не установится в указанном положении, то плавным вращением оттянутой на себя кнопки установить стрелку между 4 и 5°.

Выполнение полета от наземного радиомаяка

Полет от радиомаяка может выполняться в том случае, когда линия заданного пути совпадает с направлением от радиомаяка.

Для выполнения такого полета на щитке управления необходимо установить:

канал, соответствующий частоте работы наземного радиомаяка;

род работы — «Азимут от»;

ручкой «Азимут» — значение азимута, равное ЗИПУ;

ручкой «Орбита» — дальность, соответствующую удалению от маяка контрольной точки;

на приборе КПП-М с помощью кремальеры против треугольного индекса — значение ЗМПУ;

переключатель КПП-М — в положение «Свод».

Используя показания КПП-М, вывести самолет на ЛЗП. Сущность выполнения полета заключается в том, что после установки на щитке управления всех необходимых данных вертикальная планка прибора КПП-М на протяжении всего полета должна находиться в центре шкалы, а стрелка прибора ППДА должна показывать азимут, равный ЗИПУ. Это достигается следующим образом. После выхода на ИПМ развернуть самолет на курс, равный ЗМПУ. По положению вертикальной планки прибора КПП-М, а также по текущему значению ИПС (азимута) на приборе ППДА определить, где находится самолет по отношению к линии заданного пути. Затем разворотом самолета в сторону вертикальной планки прибора КПП-М привести указатель курса к верхнему обрезу вертикальной планки прибора.

При значительном удалении самолета от ЛЗП до начала движения вертикальной планки (от края к центру шкалы) указатель курса целесообразно установить перпендикулярно вертикальной планке прибора, что обеспечит более быстрый выход на ЛЗП.

Далее необходимо продолжать полет по КПП-М, удерживая указатель курса на верхнем обрезе вертикальной планки, стремясь привести вертикальную планку к центру шкалы.

Центр шкалы прибора символизирует самолет, а вертикальная планка — линию заданного пути.

При приближении самолета к ЛЗП (линии заданного азимута) вертикальная планка КПП-М начнет постепенно двигаться к центру прибора. Удерживая указатель курса на верхнем ее обрезе, обеспечиваем плавный выход самолета на ЛЗП. Если вертикальная планка в своем движении опережает указатель курса, необходимо увеличить крен самолета, при отставании вертикальной планки — уменьшить крен. При подходе вертикальной планки к границе черного кружка в центре КПП-М летчик должен плавно вывести самолет из разворота (рис. 101).

Непрерывное совмещение планки и указателя курса приведет к тому, что указатель курса окажется на курсе, равном ЗМПУ, а вертикальная планка встанет по центру черного кружка. Это будет означать, что самолет находится на линии заданного азимута с курсом, равным ЗМПУ.

После выхода на ЛЗП летчик пилотирует самолет так, чтобы вертикальная планка находилась в центре КПП-М. Тогда при отсутствии ветра указатель курса будет находиться против неподвижного индекса, а при боковом ветре — отойдет в наветренную сторону на величину угла сноса (рис. 102).

Дополнительным контролем за правильностью выполнения полета по ЛЗП могут служить показания ППДА.

Контроль пути по дальности осуществляется путем непосредственного наблюдения за текущей дальностью самолета на приборе ППДА с последующим расчетом путевой скорости и времени пролета контрольных точек маршрута.

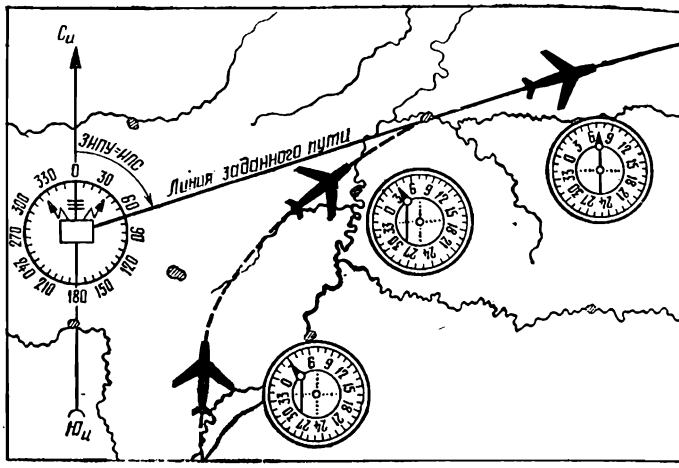


Рис. 101. Выход самолета на ЛЗП при полете от радиомаяка

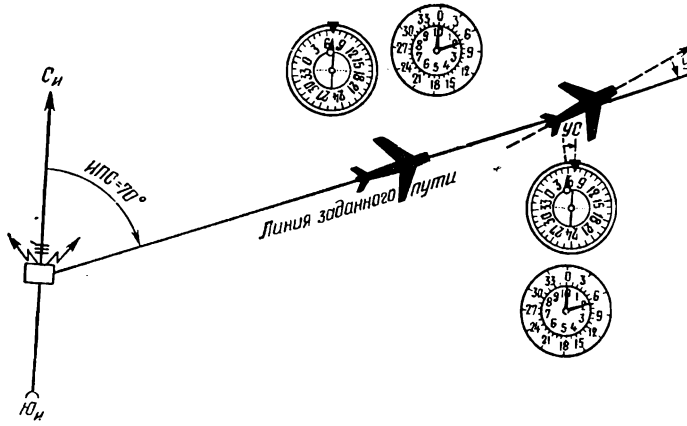


Рис. 102. Показания приборов КПП-М и ППДА при полете самолета от радиомаяка

Выход самолета на контрольную точку маршрута определяется с помощью сигнализационного устройства: за 1—2 мин до пролета контрольной точки загорается зеленая лампочка «Подлет к зоне», а в момент пролета — красная «Пролет зоны». При этом следует иметь в виду, что сигнальная лампочка «Пролет зоны» загорается только при высокой точности вывода самолета в заданную точку: по азимуту — 1,1° ± 0,1°, по дальности — 1100 ± 100 м.

Выполнение полета на радиомаяк

Методика выполнения полета на радиомаяк сходна с методикой выполнения полета от радиомаяка. Полет на радиомаяк может быть выполнен, если ЛЗП совпадает с направлением на радиомаяк, а дальность от него обеспечивает устойчивый обмен сигналами между самолетом и наземным маяком.

Для выполнения полета на радиомаяк на щитке управления необходимо установить:

канал, соответствующий частоте работы радиомаяка;

род работы — «Азимут на»;

ручкой «Азимут» — значение заданного азимута (ИПС), который будет отличаться от ЗИПУ на 180°;

ручкой «Орбита» — дальность, соответствующую удалению от радиомаяка контрольной точки или КПМ;

на приборе КПП-М с помощью кремальеры против треугольного индекса значение ЗМПУ;

переключатель КПП-М поставить в положение «Свод»;

Войдя в зону действия радиомаяка, по вертикальной планке прибора КПП-М и по значению азимута на приборе ППДА определить, где находится самолет по отношению к ЛЗП.

После этого развернуть самолет в сторону ЛЗП (в сторону вертикальной планки прибора КПП-М) и привести кружок указателя курса к верхнему обрезу вертикальной планки прибора.

Удерживая доворотом самолета кружок указателя курса на верхнем обрезе вертикальной планки прибора, добиться прихода ее в центр шкалы. При наличии сноса указатель курса будет находиться правее или левее треугольного индекса на угол, равный углу сноса (рис. 103).

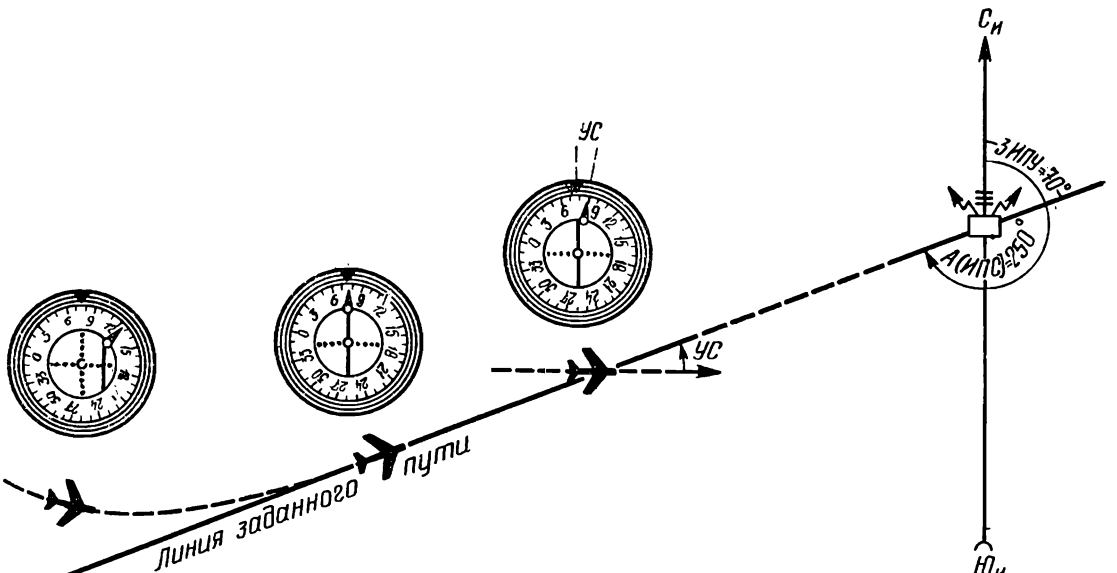


Рис. 103. Полет на радиомаяк

Далее необходимо продолжать полет, удерживая вертикальную планку в центре прибора, что обеспечит полет по линии заданного пути.

Контроль пути по дальности и направлению осуществляют наблюдением за показаниями прибора ППДА и сопоставлением текущего фактического значения азимута (ИПС) и дальности с полученными расчетными данными.

Момент пролета контрольного пункта (ППМ, КПМ), координаты которого были установлены на щитке управления, будет отмечен световой сигнализацией: загоранием зеленой и красной лампочек.

Выполнение полета по орбите

Полет в режиме «Орбита» может производиться в том случае, когда ЛЗП совпадает с окружностью, центром которой является точка установки наземного маяка (рис. 104). При полете по правой орбите маяк всегда находится справа (крен правый), при полете по левой орбите — слева (крен левый). При выполнении полета по орбите задача экипажа (летчика) заключается в том, чтобы на протяжении всего полета сохранить заданную дальность от радиомаяка до самолета.

Для выполнения полета по орбите на щитке управления необходимо установить:

канал, соответствующий работе радиомаяка;

род работы «Орбита лев.», если левый круг, или «Орбита прав.», если правый круг;

ручкой «Азимут» — азимут (истинный пеленг) первой контрольной точки или ППМ (КПМ);

ручкой «Орбита» — радиус заданной орбиты;

на приборе КПП-М против треугольного индекса с помощью кремальеры — значение путевого угла для точки выхода на орбиту;

переключатель КПП-М поставить в положение «Свод».

Выйдя к ТНР, развернуть самолет на курс, близкий к значению МПУ для точки выхода на орбиту, и после этого перейти к пилотированию самолета по прибору КПП-М.

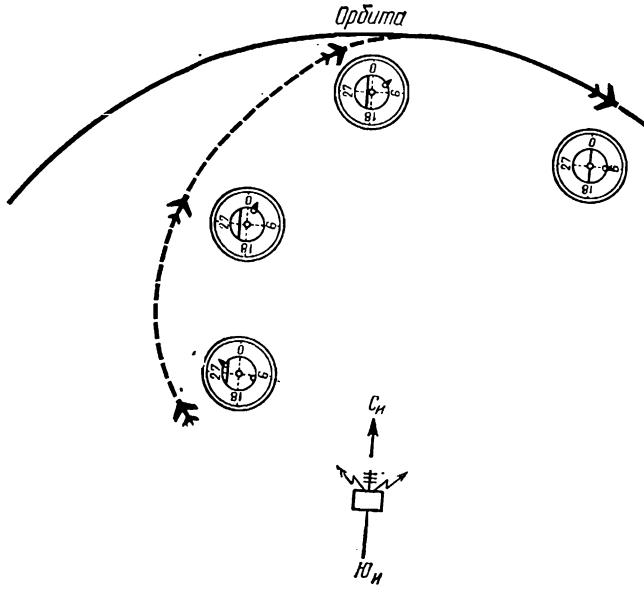


Рис. 104. Полет по орбите

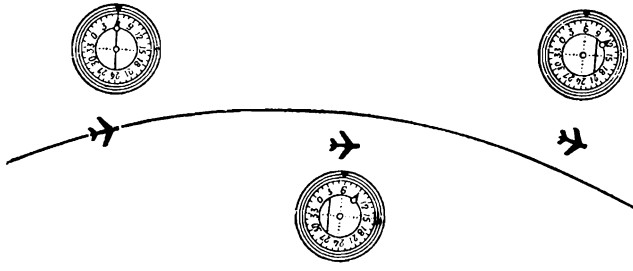


Рис. 105. Показания КПП-М при полете по правой орбите

Пользуясь прибором КПП-М, довернуть самолет в сторону вертикальной планки на такой угол, чтобы кружок указателя курса подошел к верхнему обрезу вертикальной планки прибора, и продолжать полет до тех пор, пока вертикальная планка не придет в центр шкалы прибора. Как только вертикальная планка прибора КПП-М приблизится к центру шкалы, прекратить пользоваться указателем курса и продолжать полет, руководствуясь показаниями вертикальной планки прибора. При этом нужно помнить, что при нахождении самолета на орбите планка будет в центре шкалы прибора, при уклонении самолета вправо — левее центра, а при уклонении влево — правее центра шкалы прибора (рис. 105 и 106).

Контроль пути по дальности и направлению при выполнении полета по орбите осуществляется наблюдением за текущей дальностью и азимутом (ИПС) на приборе ППДА. Удержание самолета на заданной орбите достигается сохранением постоянной дальности от радиомаяка (*R* орбиты). Поэтому наблюдение за текущей дальностью самолета обеспечит контроль пути по направлению, а наблюдение за текущим азимутом (ИПС) — по дальности (азимут непрерывно меняется).

Для ведения контроля пути по дальности при подготовке карты целесообразно нанести на нее через контрольные пункты линии азимута и оцифровать их; далее в полете, сопоставляя текущий азимут (ИПС) с записанными на карте значениями, можно осуществлять контроль пути по дальности.

Контроль пути по дальности ведется также с помощью световой сигнализации (по загоранию лампочек подлета и пролета заданной точки).

Выполнение полета по маршруту с использованием СРП

Полет по маршруту в режиме «СРП» применяется в том случае, когда радиомаяк расположен в стороне от прямолинейного участка маршрута.

При подготовке к полету по маршруту с использованием РСБН-2 в режиме «СРП» необходимо:

проложить на карте маршрут полета и определить ЗИПУ участка маршрута относительно истинного меридиана радиомаяка (рис. 107);

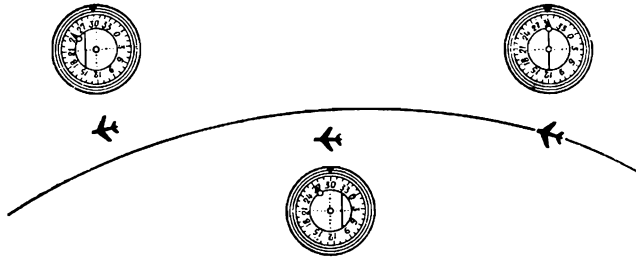


Рис. 106. Показания КПП-М при полете по левой орбите

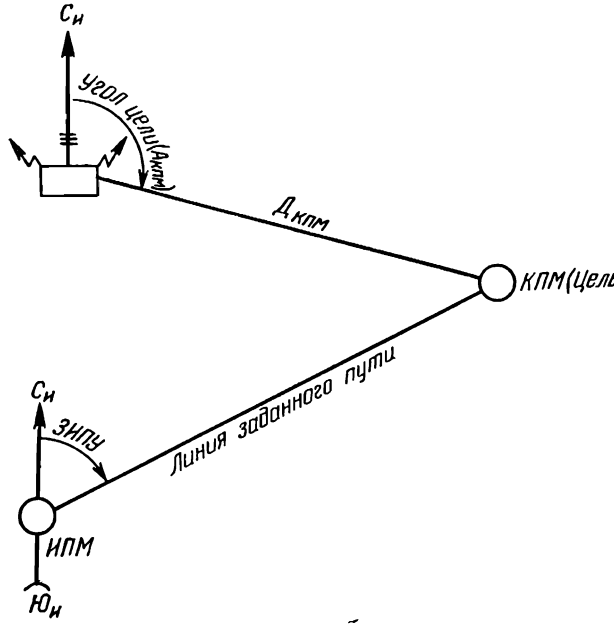


Рис. 107. Подготовка данных для полета в режиме «СРП»

определить угол цели (азимут КПМ, ППМ) и расстояние до цели (дальность радиомаяка до КПМ, ППМ).

Сущность выполнения полета по произвольному маршруту в режиме «СРП» заключается в том, что после установки на щитке управления и блоке управления СРП всех необходимых данных летчик пилотирует самолет по прибору КПП-М. Вертикальная планка КПП-М в этом случае будет показывать, где находится ЛЗП по отношению к самолету: правее или левее его. Задача летчика состоит в том, чтобы на протяжении всего полета удерживать вертикальную планку КПП-М в центре шкалы прибора, что обеспечит перемещение самолета по ЛЗП.

Для выполнения полета по маршруту в режиме «СРП» необходимо:

1. Включить и подготовить к работе самолетное оборудование системы.

2. Установить на блоке управления СРП: ручкой «ЗПУ» — величину ЗИПУ участка маршрута; ручкой «Угол цели» — азимут КПМ (ППМ); ручкой «Расстояние до цели» — дальность от радиомаяка до КПМ (ППМ).

3. Установить на щитке управления: канал работы радиомаяка; переключатель рода работы в положение «СРП»; ручками «Азимут» и «Орбита» — азимут и дальность того пункта маршрута, пролет которого намечено определить по сигналам системы.

4. Переключатель КПП-М поставить в положение «Свод».

5. На КПП-М установить значение ЗИПУ участка маршрута.

При выходе на ИПМ развернуть самолет на курс следования и определить по вертикальной планке КПП-М положение ЛЗП относительно самолета.

Для выхода на ЛЗП необходимо разворотом самолета в сторону вертикальной планки КПП-М привести указатель курса к верхнему обрезу вертикальной планки прибора. Необходимо удерживать указатель курса на верхнем обрезе вертикальной планки до прихода ее к центру шкалы КПП-М (рис. 108).

Далее следует продолжать полет, удерживая вертикальную планку КПП-М в центре шкалы, что обеспе-

чит перемещение самолета по ЛЗП. Указатель курса при наличии угла сноса будет находиться правее или левее треугольного индекса (против которого установлено значение ЗИПУ) и будет указывать величину угла сноса (рис. 109).

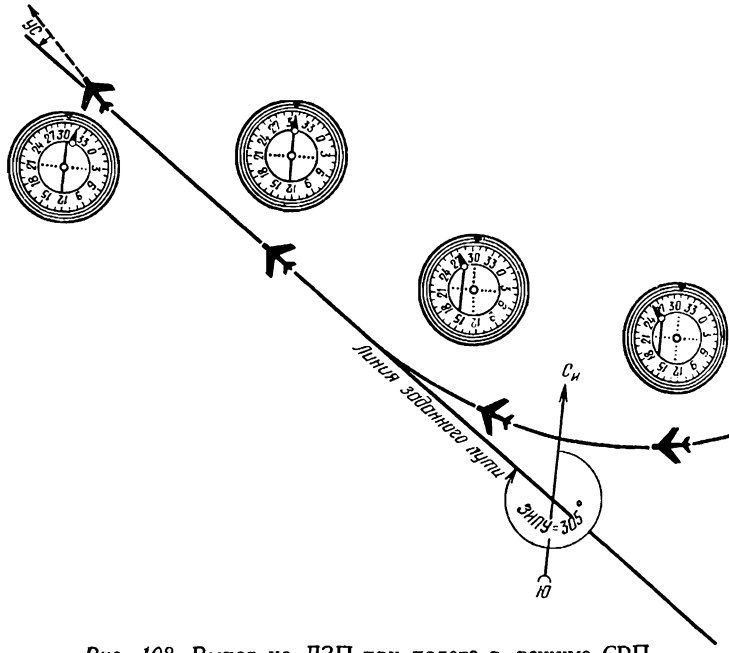


Рис. 108. Выход на ЛЗП при полете в режиме СРП

Контроль пути по направлению и дальности ведут наблюдением за положением вертикальной планки КПП-М, а также текущей дальности и азимута (ИПС). Однако в этом случае осуществление контроля пути осложняется тем, что в полете азимут (ИПС) и дальность непрерывно изменяются (рис. 110).

Чтобы облегчить работу экипажа в воздухе, целесообразно при подготовке карты к полету нанести на нее контрольные точки по маршруту и оцифровать их в значениях азимута и дальности. В полете, сопоставляя текущие значения азимута и дальности с записанными на карте значениями азимута и дальности для контрольных точек маршрута, осуществляют контроль пути.

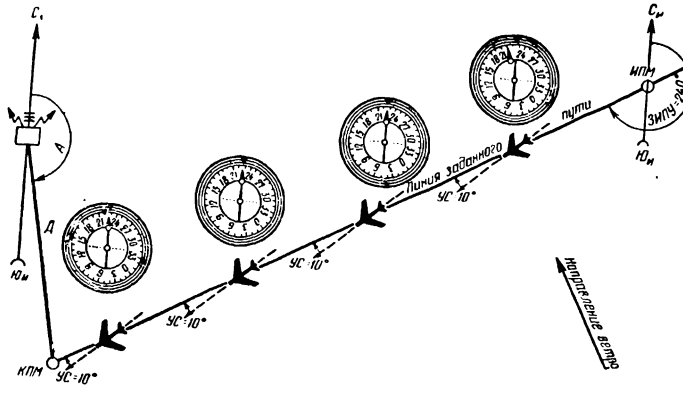


Рис. 109. Выполнение полета по ЛЗП в режиме СРП

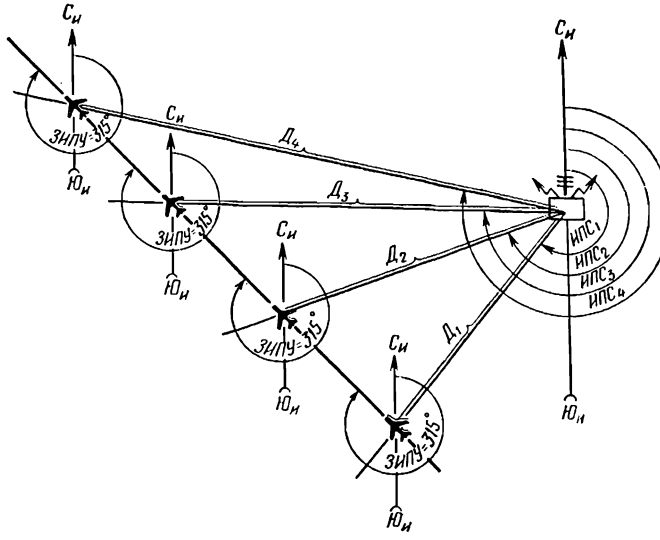


Рис. 110. Изменение текущего азимута (ИПС) и дальности (Д) при полете в режиме СРП

Пролет ППМ, КПМ и точки начала разворота контролируют с помощью световой сигнализации (по загоранию лампочек подлета и пролета заданной точки).

Определение места самолета

Место самолета с помощью РСБН-2 определяют в точке пересечения линии пеленга (азимута) и линии равных расстояний. Азимут и дальность отсчитывают по показаниям ППДА.

Для облегчения работы по определению места самолета летчику необходимо заранее подготовить полетную карту. Подготовка карты заключается в нанесении линий пеленгов и линий равных расстояний от наземного радиомаяка, который будет использован в полете. При наличии такой подготовленной карты место самолета находят в точке пересечения линий азимута и дальности.

Для определения места самолета необходимо:

включить самолетное оборудование РСБН-2;

установить на щитке управления номер канала работы наземного радиомаяка;

прослушать позывные сигналы и убедиться, что система настроена на заданный радиомаяк;

установить переключатель рода работы в положение, соответствующее выбранному роду работы системы («Азимут», «Орбита», «СРП»);

проверить работоспособность самолетного оборудования и произвести калибровку шкал азимута и дальности;

произвести отсчет азимута и дальности на ППДА и записать (заметить) время;

отложить на карте от радиомаяка отсчитанный азимут и на его линии дальность — полученная точка даст место самолета.

Определение навигационных элементов полета

Определение путевой скорости при полете на радиомаяк и от радиомаяка

Путевую скорость определяют, решая следующую зависимость:

$$V_{\text{п}} = \frac{D_2 - D_1}{t},$$

где D_1 и D_2 — дальности до наземного радиомаяка, снятые с прибора ППДА;

t — время полета.

Для определения путевой скорости необходимо:

отсчитать на ППДА дальность и пустить секундомер;

по истечении 1—2 мин полета вновь отсчитать на ППДА дальность и остановить секундомер;

определить пройденный самолетом путь и рассчитать путевую скорость.

Для обеспечения максимальной точности определения путевой скорости удобно производить отсчеты времени при изменении дольности на 10 и 20 км. В этом случае ошибка определения путевой скорости составит 1—1,5%. Увеличение разности дальностей до 50—60 км при измерении путевой скорости этим способом позволит получить ее значение с ошибкой менее 0,5%.

Определение путевой скорости при полете по маршруту в режиме «СРП»

Путевая скорость определяется по времени и расстоянию между двумя отметками места самолета. Длина контрольного этапа должна быть не менее 50 км; при этом ошибка в определении путевой скорости не превышает 3%.

Для определения путевой скорости необходимо:

отсчитать на ППДА азимут и дальность и пустить секундомер;

через 5—10 мин полета с постоянным курсом и скоростью снова отсчитать азимут и дальность и остановить секундомер;

нанести на карту по отсчитанным координатам две отметки места самолета, измерить расстояние между ними и рассчитать путевую скорость.

Определение угла сноса

РСБН-2 позволяет определить угол сноса при полете

на радиомаяк и от радиомаяка, а также при полете в режиме «СРП».

При выполнении полета с помощью КПП-М по линии заданного пути (по линии азимута) угол сноса определяется как разность между путевым углом и курсом, подобранным для полета по заданной прямой. При положении вертикальной планки КПП-М в центре шкалы указатель курса при наличии сноса будет находиться правее или левее треугольного индекса, против которого установлено значение путевого угла. При правом сносе указатель курса будет слева от треугольного индекса на величину угла сноса, а при левом сносе — справа. Точность определения угла сноса зависит от точности измерения и установки путевого угла и точности измерения курса и составляет 2—3°.

Для определения угла сноса по отметкам места самолета берется контрольный этап, длина которого должна быть не менее 50 км. Отметки МС наносят на карту по отсчитанным координатам. Угол сноса определяется по ФМПУ и среднему значению МК на контрольном этапе: $УС = ФМПУ - МК_{ср}$. Точность определения угла сноса данным способом также составляет 2—3°.

Глава IX.
ШТУРМАНСКАЯ ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

ОБЩАЯ ПОДГОТОВКА ПОЛЕТНЫХ КАРТ

Общая подготовка **полетной карты** заключается в подборе и склейке листов, выделении госграницы, отметок основных высот местности и препятствий, угрожающих безопасности полета, выделении характерных визуальных и радиолокационных ориентиров, нанесении отметок магнитного склонения, отметок мест дислокации наземных средств РТО.

При подборе листов полетных карт для заданного маршрута следует учитывать, что обрез крайнего листа должен быть удален от линии заданного пути не менее чем на 200 км. При большом количестве листов допускается подготовка полетной карты по частям с перекрытием отдельных частей района.

Склеивание карты. После отбора нужных листов карты их склеивают в следующем порядке: северный лист наклеивается на южный, а западный на восточный. У наклеиваемого листа обрезается нижняя и правая кромки по внутренней рамке. Склеивая карту, необходимо следить, чтобы меридианы и параллели, а также линейные ориентиры соседних листов точно совпадали.

Рекомендуется сначала склеивать листы карт по колонкам, а затем колонки склеивать между собой.

После склейки листов и прокладки маршрута на карте ее складывают так, чтобы было удобно пользоваться. Для этого намечают нужную полосу карты. Лишние края подгибаются. Полученная полоса карты складывается в «гармошку». Переворачивая звенья «гармошки», можно

быстро, не прибегая к полному разворачиванию карты, найти тот район, который нужен для обзора.

При наличии на самолете панорамной радиолокационной станции на карте цветными карандашами выделяются характерные радиолокационные ориентиры (озера, изгибы рек с крутыми берегами — синим цветом; искусственные сооружения типа мостов и плотин, населенные пункты — красным цветом). При этом надо сохранять действительную конфигурацию ориентиров. В тех случаях, когда конфигурация ориентира на карте не соответствует конфигурации радиолокационного изображения, необходимо выделять его в соответствии с радиолокационным изображением.

Радионавигационные точки (РНТ) наносят условными знаками. Места расположения РНТ обозначают отрезками взаимно перпендикулярных прямых (20 × 50 мм) с пересечением в месте установки наземной станции.

Для облегчения работы по определению места самолета с помощью угломерно-дальномерной системы на полетных картах масштаба 1 : 1 000 000 и мельче наносят линии пеленгов.

На картах масштаба 1 : 1 000 000 и крупнее около отметки РНТ указывают сведения о характере ее работы. Запись производят дробью: в числителе — позывные, в знаменателе — частота или номер канала. На этих картах разрешается наносить месторасположение основных и запасных аэродромов.

На картах масштаба 1 : 2 000 000 и мельче около отметки РНТ указывают лишь ее номер, под которым в бортовом журнале штурмана и летчика (пилота) должны быть записаны сведения о характере ее работы.

Бортовые карты должны охватывать район (в обе стороны от ЛЗП) полосой 400 км для самолетов с поршневыми двигателями и 700 км — для самолетов с газотурбинными двигателями.

В целях пеленгации на бортовые карты наносят местонахождение радиотехнических средств и линии предвычисленных пеленгов от этих средств на аэродромы и контрольные ориентиры по маршруту полета. Кроме того, отмечают пеленгационные круги с разметкой на 360°, центром которых является место РНТ. При полетах вблизи Государственной границы СССР должны

быть размечены красным цветом ограничительные пеленги, ближе которых подходить к границе запрещается.

ПРОКЛАДКА МАРШРУТА

Прокладка маршрута на полетной карте включает:
прокладку линии пути;
отметку основных точек маршрута;
разметку расстояний, путевых углов, времени полета и отрезков пути по времени;
отметку расчетного времени прибытия на цель, рельефа и магнитных склонений;
нанесение на карту необходимых данных для использования курсовой системы, координатной сетки для радиотехнических систем и комплексных систем самолетовождения.

Основные точки маршрута обводят окружностями диаметром 10—15 мм мягким карандашом. Цель обозначают красным крестом в кружке красного цвета (рис. 111).

Линию заданного пути ЛЗП наносят от исходного пункта маршрута ИПМ до конечного пункта маршрута КПМ сплошной линией, четко выделяющейся на фоне карты. Линия пути от аэродрома взлета до ИПМ, от КПМ до аэродрома посадки и внутри окружностей основных точек маршрута не проводится и в этих местах карты никаких отметок не делается.

При прокладке маршрута необходимо учитывать радиус разворота самолета. Поворотные пункты маршрута в этом случае принимают за точки начала разворота на очередные участки маршрута. Для определения и нанесения точки начала разворота на карту рассчитывают линейное упреждение разворота ЛУР по формуле:

$$\text{ЛУР} = R \operatorname{tg} \frac{\text{УР}}{2},$$

где R — радиус разворота самолета;
УР — угол разворота.

Криволинейные участки ЛЗП прокладывают с помощью циркуля, командирской линейки или специально подготовленного шаблона навигационного транспортира. Прямолинейные участки маршрута прокладывают с помощью масштабной линейки.

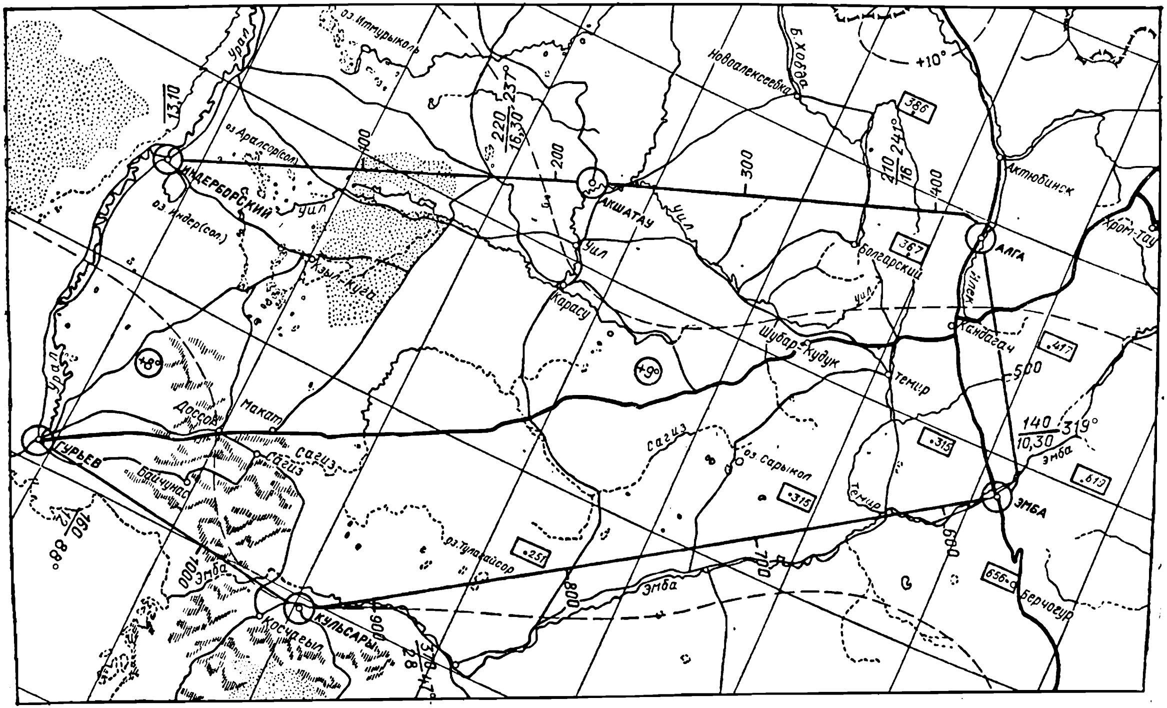


Рис. 111. Прокладка маршрута

Разметку расстояний и времени полета по участкам маршрута наносят у начала каждого этапа маршрута справа по направлению ЛЗП в виде дроби: в числителе — расстояние в километрах, в знаменателе — штилевое время полета между ориентирами в минутах и секундах.

Длину прямолинейных участков маршрута снимают с полетной карты, а длину участка разворота определяют по формуле $S \approx R$ УР 0,0175. Общую длину маршрута находят как сумму расстояний от ИПМ до КПМ.

Магнитные путевые углы МПУ наносят справа от разметки расстояний и путевого времени красным цветом у поворотного пункта маршрута ППМ, через каждые 15—20 см прямолинейного участка маршрута и при изменении магнитного склонения более чем на 1°.

При полете по замкнутому маршруту с правыми разворотами разметку пути разрешается производить слева от линии пути. Для удобства счисления пройденного и оставшегося расстояния делают **разметку пути** на участках от ИПМ до цели и от исходного пункта обратного маршрута ИПОМ до КПМ. Величина отрезков при разметке пути, как правило, берется равной 50—100 км или соответственно 2—5 мин полета. Отрезки пути обозначают штрихами вправо от линии пути с оцифровкой в сотнях километров или в минутах, причем оцифровка может производиться как по пройденному (от ИПМ или ИПОМ), так и по оставшемуся (до цели или КПМ) расстоянию. Все цифры записывают размером 7—10 мм.

Заданное (расчетное) время прибытия на цель (контрольный ориентир КО) наносят справа от цели красным карандашом. Над отметкой времени проводят черту, над которой в полете записывают фактическое время прохода цели (КО) с точностью до секунды.

Отметку превышения местности у цели или у аэродрома посадки относительно аэродрома взлета более 50 м наносят черным карандашом цифрами в метрах и обводят прямоугольником. Превышение местности относительно аэродрома взлета обозначают знаком плюс (+), принижение — знаком минус (—).

Отметки характерных высот местности, имеющих значение для безопасности полета и ориентировки, находящиеся вблизи маршрута, обводят черным прямоугольником.

Величину магнитного склонения $\Delta_м$ наносят на карту, как правило, через каждые 20—25 см маршрута или при изменении склонения более чем на 1°. Склонение обозначают в стороне от линии пути на видном месте красной цифрой со своим знаком и обводят красным кружком.

Для облегчения отыскания цели готовят **карту крупного масштаба.** На этой карте прокладывают линию пути от точки разворота на цель ТРЦ до НБП с разметкой расстояния, штилевого времени и путевого угла и наносят путевой угол ПУ и время полета от НБП до цели. У цели отмечают превышение местности относительно аэродрома взлета. Цель обозначают крестом в кружке красным цветом. В качестве карты района цели используются карты масштаба 1 : 200 000 и крупнее.

При перелетах на незнакомый аэродром также готовят карту крупного масштаба с нанесенной на нее схемой захода на посадку, установленной для данного аэродрома.

РАСЧЕТ ПОЛЕТА

Расчет полета подразделяется на предварительный и окончательный.

Предварительный расчет полета производят по истинной воздушной скорости полета без учета ветра. Данные этого расчета наносят на карту и записывают в левую часть бортового журнала штурмана и в таблицу расчета полета летчика. В зависимости от заданного времени выхода на цель предварительно рассчитывают продолжительность полета, потребное количество топлива, время взлета, прохода ИПМ и т. п.

К предварительному расчету относится инженерно-штурманский расчет полета, который выполняют согласно инструкции по расчету дальности и продолжительности полета самолета данного типа (когда длина маршрута превышает 75% практической дальности для заданного режима полета и при неполной заправке горючим).

Исходными данными для расчета являются:

запас горючего на самолете;

масса нагрузки и место ее сбрасывания (выброски);

маршрут, высота и скорость полета по этапам;

время полета до ИПМ и маневра над целью, от КПМ до аэродрома посадки и захода на посадку по установленной схеме;

запас горючего, потребный для повторного захода на посадку по установленной схеме и выполнения посадки;

направление и скорость ветра, температура наружного воздуха по участкам маршрута;

гарантийный запас горючего на разброс технических характеристик самолета и двигателя;

5%-ный навигационный запас горючего на возможное изменение ветра, учет ошибок в его определении или прогнозировании, берущийся от горючего, расходуемого на полет по маршруту;

запас горючего на возможное изменение тактической, навигационной, метеорологической обстановки в полете, определяемый в зависимости от конкретных условий.

В результате инженерно-штурманского расчета определяют:

общее расстояние и продолжительность полета;

расход горючего по этапам полета и его остаток у контрольных ориентиров в зависимости от полетной массы самолета с учетом гарантийных запасов;

остаток горючего при выходе на аэродром и после посадки;

необходимое количество заправляемого горючего.

Окончательный расчет полета выполняют перед вылетом с учетом данных о ветре, полученных от разведчиков погоды по маршруту, или на основании метеорологических данных давностью не более 3 ч. Данные шаропилотного ветра в районе аэродрома должны быть давностью не более 1 ч.

Общая продолжительность полета от взлета до посадки рассчитывается по формуле:

$$t_{\text{общ}} = t_{\text{до ИПМ}} + t_{\text{м}} + t_{\text{ц}} + t_{\text{после КПМ}},$$

где $t_{\text{м}}$ — время полета по маршруту от ИПМ до КПМ;

$t_{\text{ц}}$ — время, затрачиваемое на маневр в районе цели (повторный заход на цель);

$t_{\text{после КПМ}}$ — время полета от КПМ до посадки.

Время взлета определяется из условия выхода на цель (КО) в заданное время:

$$T_{\text{взл}} = T_{\text{ц. зад}} - t_{\text{до ИПМ}} - t_{\text{до ц}}.$$

Для учета влияния ветра на полет самолета и ошибок выдерживания режима и маршрута полета $t_{до.ц}$ следует увеличить на 1—3%.

Время прохода ИПМ рассчитывается по формуле:

$$T_{ипм} = T_{взл} + t_{до\ ипм}.$$

Время посадки определяется по формуле:

$$T_{пос} = T_{взл} + t'_{общ},$$

где $t'_{общ}$ — общая продолжительность полета от взлета до посадки, увеличенная на 1—3% времени полета от взлета до цели.

Одновременно с расчетом времени посадки при дневных полетах рассчитывают время захода солнца и наступления темноты, а при ночных полетах — время восхода и захода луны и время наступления рассвета и восхода солнца.

Для каждого маршрутного полета устанавливается безопасная высота полета, исключающая возможность столкновения с земной поверхностью и искусственными препятствиями.

Все данные расчета полета заносят в бортжурнал штурмана и в таблицу расчета полета летчика. Сюда же записывают данные средств РТО по маршруту, метеорологические данные.

ИЗУЧЕНИЕ МАРШРУТА ПОЛЕТА, СРЕДСТВ РТО И МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ

В результате **изучения маршрута** в полосе шириной 100—150 км экипаж должен знать:

систему характерных ориентиров по маршруту, их особенности и возможность использования для ориентировки в различной навигационной обстановке;

местонахождение и данные средств РТО;

местонахождение аэродромов, посадочных площадок, входных и выходных ворот, зон с особым режимом полета;

рельеф местности по маршруту и безопасную высоту полета;

ориентиры, определяющие государственную границу;

порядок восстановления ориентировки по участкам маршрута;

участки пересечения воздушных трасс.

Данные о работе **средств РТО**, обеспечивающих полет по маршруту, выбирают из сборников навигационных данных.

Экипаж должен знать:

точное место расположения, характер и данные работы, радиус действия РНТ, светомаяков и других точек РТО;

порядок использования средств РТО на различных этапах маршрута, а также границы рабочей области и точность навигационных определений при помощи средств РТО;

возможность использования различных радиотехнических систем и средств при наличии радиопомех.

При изучении средств РТО должно быть обращено внимание на сверку сборников навигационных данных с контрольными экземплярами.

Метеорологические условия по маршруту изучают по последней синоптической и кольцевой картам, картам барической топографии и другим метеорологическим документам с обязательной консультацией специалистов метеорологической службы.

В результате изучения метеорологических условий летный состав должен знать:

фактическую погоду по маршруту, в районе цели и на запасных аэродромах;

видимость и характер облачности, условия полета в облаках и возможность ведения визуальной ориентировки, а также наблюдения облачности на экране самолетной радиолокационной станции;

возможное изменение погоды за время полета;

возможность появления опасных для полета метеорологических явлений;

данные о струйных течениях, фактические и прогностические данные о ветре по маршруту на различных высотах полета;

данные о температуре воздуха на высоте практического потолка полета своего самолета;

видимость и атмосферное давление на уровне ВПП аэродрома посадки.

РАЗРАБОТКА ШТУРМАНСКОГО ПЛАНА ПОЛЕТА

Штурманским планом полета называется заранее продуманный порядок работы экипажа (летчика) по самолетовождению. Содержание штурманского плана полета определяется характером задания, оборудованием самолета, навигационной и тактической обстановкой полета. Штурманский план полета наносят на карту или составляют в виде схемы маршрута, на которой записывают порядок действий экипажа в воздухе от момента взлета до момента посадки. Летчики одноместных самолетов штурманский план полета заучивают на память, а отдельные элементы записывают на наколенном планшете или наносят на полетную карту.

В штурманском плане полета должны быть указаны:

порядок взлета, способ сбора и маневр для выхода на ИПМ;

эшелоны и безопасные высоты по этапам маршрута, а также показания барометрического высотомера;

порядок и способы использования технических средств при выводе самолета на линию заданного пути и в заданные точки маршрута с учетом требований радиомаскировки;

способы контроля и исправления пути по этапам маршрута;

способы погашения избытка и нагона недостатка времени;

порядок выхода на цель;

порядок действий при перенацеливании;

маневр над целью;

способы контроля и исправления маршрута обратного пути;

способ выхода на КПМ и аэродром посадки;

способы захода на посадку на основном и запасном аэродромах;

меры по обеспечению безопасности полета и действия экипажа при потере ориентировки при полете к цели и обратно;

действия при резком ухудшении метеорологических условий.

Глава X.
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ

СПОСОБЫ ВЫХОДА НА ИСХОДНЫЙ ПУНКТ МАРШРУТА ИПМ

Выход на ИПМ **по земным ориентирам** применяют при наличии хорошо опознаваемых ориентиров, имеющихся на линии заданного пути от аэродрома до ИПМ. Самолетовождение осуществляют визуально путем сличения карты с местностью, контролируя полет по компасу и времени.

Выход на ИПМ **с курсом, рассчитанным перед вылетом**, применяют днем и ночью при визуальной видимости ориентиров. При подготовке к полету на карте измеряют истинный путевой угол и расстояние от аэродрома до ИПМ. Затем ИПУ переводят в МПУ и по известному ветру рассчитывают курс и время полета до ИПМ. Полет от аэродрома к ИПМ выполняют с рассчитанным курсом и контролируют путь сличением карты с пролетаемой местностью.

Выход на ИПМ **по радионавигационной точке** применяют во всех случаях, если в качестве ИПМ берется РНТ. Сущность данного способа сводится к выполнению полета при помощи радиокомпаса на радионавигационную точку пассивным или активным способом. Для выхода на ИПМ необходимо после взлета развернуть самолет на радиостанцию и выходить на нее по радиокомпасу с КУР, равным нулю, или с учетом угла сноса. Если направление подхода к радиостанции отличается от направления первого участка маршрута более чем на 30°, то для точного прохода ИПМ с заданным курсом самолет выводится в точку начала разворота по предвычис-

ленному КУР (МПР). В момент пролета радиостанции летчик доворачивает самолет на курс следования, отмечает время прохода ИПМ, контролирует правильность взятого направления и рассчитывает время выхода на очередной контрольный ориентир.

В ночном полете выход на ИПМ можно осуществлять по светомаяку, установленному в ИПМ. При полете на светомаяк необходимо контролировать направление по компасу.

СПОСОБЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА СЛЕДОВАНИЯ

Расчет курса следования $К_{сл}$ **по известному ветру** выполняют в том случае, если экипаж с достаточной точностью знает направление и скорость ветра на высоте полета. Данные о ветре на высоте полета по маршруту могут быть получены на земле по шаропилотным наблюдениям, по сведениям разведчика погоды или летающих экипажей, картам барической топографии или измерены в полете до ИПМ. По известному ветру с помощью расчетчика, ветрочета или навигационной линейки рассчитывают курс следования $К_{сл}$, путевую скорость, путевое время для участков маршрута. Положительной стороной этого способа является то, что самолет отходит непосредственно от ИПМ с курсом следования, обеспечивающим точный полет по заданному маршруту. Недостатком способа является необходимость набора заданной высоты полета до ИПМ для определения ветра. При невозможности нахождения скорости и направления ветра до ИПМ самолет на первый участок маршрута следует вывести другим способом, затем определить ветер и на последующие участки маршрута выходить с курсом, рассчитанным по ветру, измеренному на предыдущем участке маршрута. Этот способ достаточно точен и применим при полетах в любых условиях. При наличии сведений о ветре на высоте полета до вылета курс следования может быть рассчитан на земле. Этот способ особенно часто применяется летчиками одноместных самолетов.

Подбор курса следования **по створу ориентиров** (рис. 112) применяют при хорошей видимости и наличии на линии заданного пути в районе ИПМ двух или

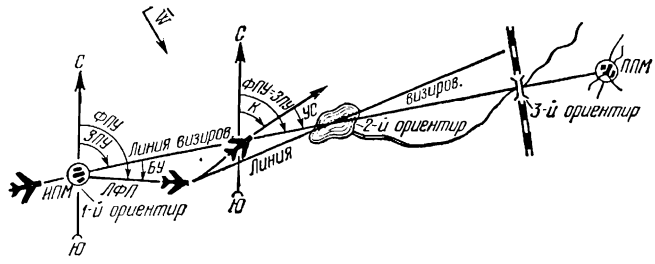


Рис. 112. Подбор курса следования по створу ориентиров

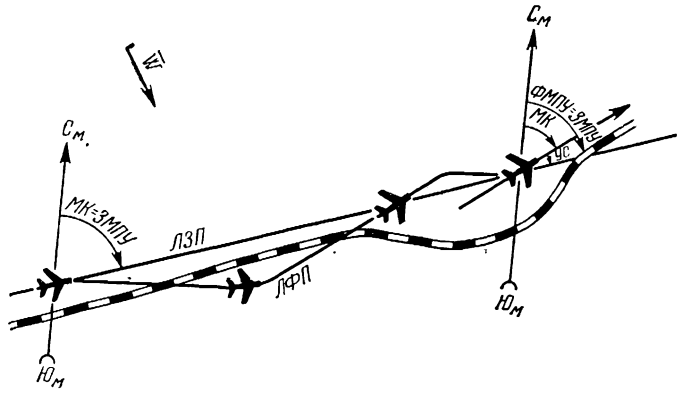


Рис. 113. Подбор курса следования по линейному ориентиру

трех характерных ориентиров, образующих створ с ИПМ. Ориентиры выбирают с таким расчетом, чтобы расстояние между ними позволяло при приближении к одному из них видеть другой. Это расстояние зависит главным образом от горизонтальной видимости и высоты полета. Маневр выполняют следующим образом. На линию створа выходят за 8—10 км до первого ориентира (ИПМ) и продольную ось самолета направляют вдоль линии створа. Удерживая ближний (первый) ориентир по продольной оси самолета, замечают сход следующего за ним (дальнего) ориентира. Если дальний ориентир уходит вправо, то снос правый, поэтому курс надо уменьшить; при сходе дальнего ориентира влево курс

нужно увеличить. Выйдя снова в створ, взять курс с поправкой на угол сноса. Для ускорения подбора курса в начале маневра необходимо взять курс с учетом угла сноса, который определяется приближенно по направлению ветра. Третий ориентир используют для уточнения курса.

Подбор курса следования **по линейному ориентиру** применяют в том случае, если имеется линейный ориентир, совпадающий с линией заданного пути или проходящий параллельно ей в пределах видимости с заданной высоты полета. Длина участка линейного ориентира должна быть в пределах 20—40 км. Для подбора курса следования этим способом летчик в полете направляет самолет вдоль линейного ориентира с МК, равным ЗМПУ (рис. 113). Если самолет отклоняется от направления линейного ориентира, необходимо небольшими доворотами по 2—3° добиться такого положения, чтобы направление движения самолета совпадало с линейным ориентиром или было ему параллельно. После этого нужно заметить и записать курс, который и будет подобранным курсом следования. Найденный таким образом курс следования необходимо уточнять в дальнейшем другими способами. Этот способ применяют при полетах на малых и средних высотах в дневных условиях при хорошей видимости ориентиров.

КОНТРОЛЬ И ИСПРАВЛЕНИЕ ПУТИ

Контроль пути по направлению сводится к определению фактического направления полета для исключения ошибок в курсе и установления величины уклонения самолета от линии заданного пути.

Контроль пути по направлению осуществляется:

определением МС визуально или с помощью технических средств самолетовождения; определив местонахождение самолета, экипаж (летчик) оценивает величину бокового уклонения от линии заданного пути;

контрольными промерами угла сноса, нахождением ФПУ и сравнением ФПУ с ЗПУ:

$$ФПУ = К_{ср} + УС;$$

$$БУ = ФПУ - ЗПУ;$$

прокладкой на карте линий положения, совпадающих с направлением линии заданного пути; проложенная на карте линия положения дает возможность найти величину линейного бокового уклонения как расстояния от линии заданного пути до линии положения.

Контроль пути по дальности состоит в определении пройденного или оставшегося до цели (КО) расстояния для обеспечения точного выхода на нее по времени. Контроль пути по дальности выполняется следующими способами:

по отметкам МС, определяемым с помощью технических средств самолетовождения или визуально;

счислением пройденного самолетом расстояния по путевой скорости и времени полета;

сравнением фактической путевой скорости с расчетной;

по линии положения, пересекающей линию пути под углами, близкими к 90° (60—120°).

Полный контроль пути состоит в определении фактического местонахождения самолета относительно заданного маршрута. Место самолета находят в полете заранее предусмотренным способом (глазомерно, счислением и прокладкой пути, с помощью автоматических навигационных устройств инерциальных систем и радиотехнических средств самолетовождения). По нескольким отметкам МС рассчитывают путевую скорость, фактический путевой угол и боковое уклонение. Эти данные дают возможность проконтролировать точность выполнения заданного маршрута и выхода на цель (КО) в заданное время.

Исправление пути заключается в изменении курса и скорости полета с таким расчетом, чтобы вернуть самолет на линию заданного пути или направить его на очередной КО и вывести на цель (КО) в назначенное время.

Исправление пути для выхода на очередной контрольный ориентир при небольших отклонениях достигается внесением поправки в курс. Величина поправки равна сумме бокового уклонения в градусах (БУ) и дополнительной поправки (ДП) на уклонение за оставшееся расстояние (рис. 114). Зная величину бокового уклонения (линейного бокового уклонения), пройденное, оставшееся и общее расстояние, можно рассчитать поправку

в курс ПК для выхода на линию заданного пути, цель или поворотный пункт маршрута:

$$\sin ПК = \frac{S_{общ}}{S_{ост}} \sin БУ.$$

Эту задачу, как правило, решают на навигационной линейке и расчетчике.

Величина бокового уклонения и дополнительной поправки в курс может быть определена глазомерно с помощью следующего приближенного правила:

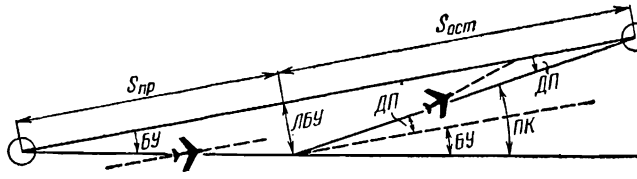


Рис. 114. Исправление пути самолета

если оставшееся расстояние равно пройденному, то поправка в курс равна 2 БУ (в градусах);

если оставшееся расстояние в два раза меньше пройденного, то поправка в курс равна 3 БУ;

если оставшееся расстояние в два-три раза больше пройденного, то поправка в курс равна 1,5 БУ.

Знак поправки в курс **всегда противоположен** знаку уклонения.

После выхода на КО берут курс с учетом угла сноса для дальнейшего следования по линии заданного пути.

Исправление пути пересчетом курса по новому значению ЗПУ производят в тех случаях, когда поправка в курс превышает 30°, а оставшееся расстояние велико. При этом необходимо:

нанести на карту место самолета к моменту исправления курса;

проложить новую линию пути на очередной контрольный ориентир или непосредственно на цель;

определить новое значение ЗПУ и для него рассчитать или подобрать новый курс следования.

Исправление пути следует производить лишь в том случае, если величина поправок в курс или скорость полета существенно превышают возможные ошибки в их определении.

МАНЕВРИРОВАНИЕ ДЛЯ ВЫХОДА НА ЦЕЛЬ В ЗАДАННОЕ ВРЕМЯ

Выход на цель в заданное время **изменением скорости полета** при современных скоростях возможен на участках значительной протяженности, поэтому ошибки во времени выхода на цель должны быть обнаружены на большом удалении от нее.

Минимальное расстояние, которое позволяет ликвидировать опоздание или ранний выход на цель, рассчитывается по формуле:

$$S = \frac{V_1 V_2}{\Delta V} \Delta t,$$

где V_1 — скорость полета по маршруту;

V_2 — максимально (минимально) возможная скорость полета для выхода на цель при опоздании (раннем выходе);

ΔV — величина изменения скорости;

Δt — возможная максимальная ошибка во времени выхода на цель.

Минимальное расстояние, обеспечивающее ликвидацию ошибок выхода на цель изменением скорости полета, рассчитывают перед вылетом. На карте намечают контрольный ориентир, для всех возможных моментов прохода которого через 0,5—1 мин (в сторону опоздания и раннего выхода) рассчитывают потребные путевые скорости для своевременного выхода на цель. Таблицу путевых скоростей обычно наносят на карту вблизи контрольного ориентира.

Для погашения избытка времени **отворотом от маршрута на 60°** (рис. 115) необходимо:

определив величину избытка времени Δt, выполнить у характерного ориентира отворот от маршрута на 60° и в момент его окончания пустить секундомер;

следовать с новым курсом в течение времени t_1, которое до вылета рассчитывают для возможных избытков времени;

по истечении времени t_1 произвести разворот на 120° в обратную сторону и, закончив его, снова пустить секундомер;

через время t_1 выполнить разворот на 60° и выйти на линию заданного пути.

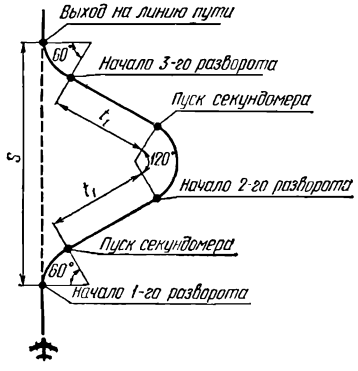


Рис. 115. Погашение избытка времени отворотом от маршрута на 60°

Время t_1 без учета ветра находят по графику (рис. 116) или рассчитывают по формуле:

$$t_1 = \Delta t - 0{,}11 t_{360},$$

где t_{360} — время разворота на 360°.

Для своевременного применения маневра необходимо знать продвижение самолета по маршруту за время его выполнения, которое до полета для различных избытков времени определяют по формуле:

$$S = V(\Delta t + 0{,}45 t_{360});$$

Отворот от маршрута приводит к уклонению от линии заданного пути в процессе выполнения маневра, поэтому его рекомендуется применять при избытках времени, не превышающих разворота на 360°.

Погашение избытка времени на замкнутой петле выполняют с одним направлением разворотов (рис. 117) и с расположением петли вдоль маршрута. Порядок погашения избытка времени следующий:

определив величину избытка времени Δt, выполнить у характерного ориентира разворот на 180° с заранее установленным режимом;

в конце разворота пустить секундомер и следовать с новым курсом в течение времени t_1, которое рассчитывают по формуле:

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{360}}{2},$$

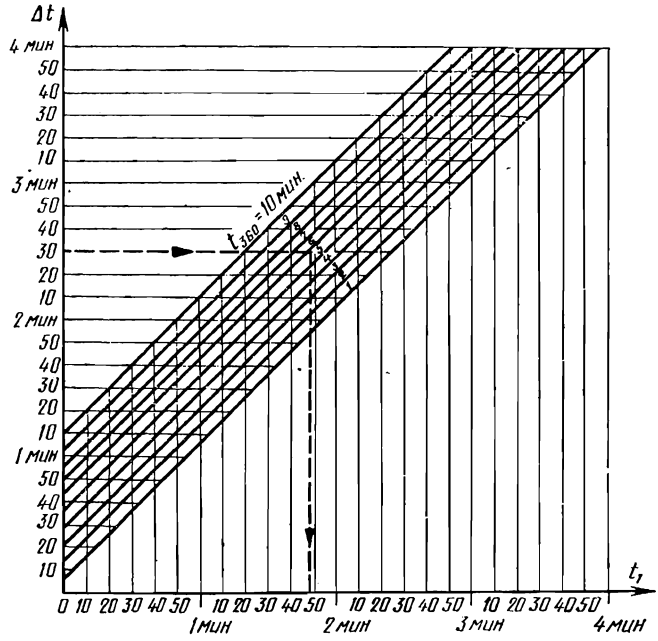


Рис. 116. График для определения времени t_1 при погашении избытка времени отворотом от маршрута на 60°

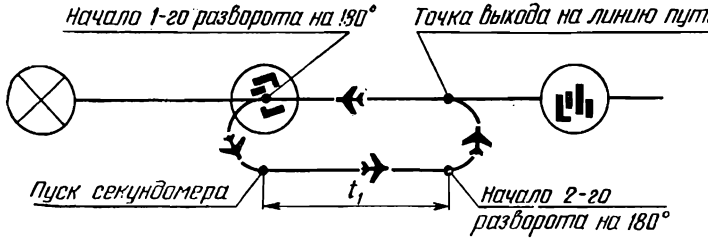


Рис. 117. Погашение избытка времени на замкнутой петле

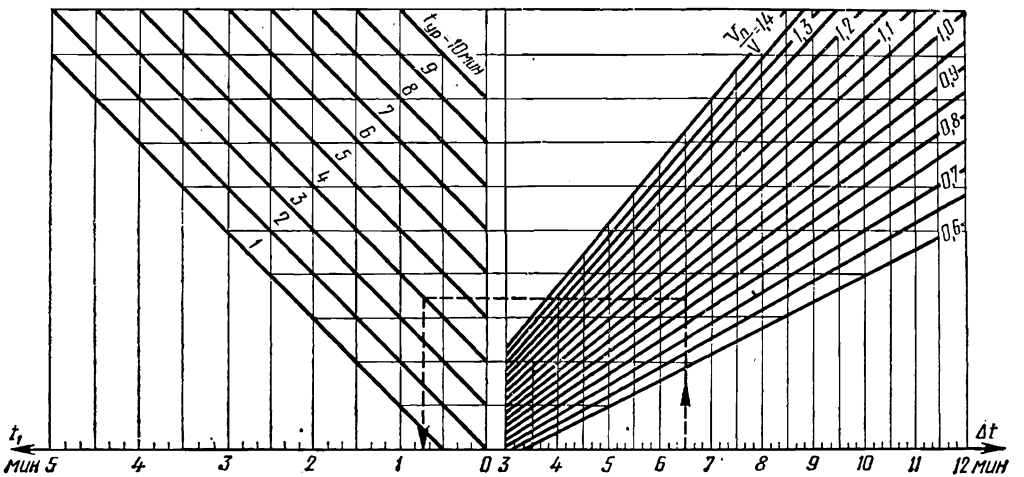


Рис. 118. Номограмма для расчета времени t_1 на петле

по истечении времени t_1 выполнить разворот на обратный курс, выйти на линию заданного пути и продолжать полет в прежнем направлении;

при повторном проходе контрольного ориентира остановить секундомер и, сравнив время полета на петле с избытком времени, убедиться в правильности его погашения.

Неучет ветра при расчете времени t_1 приводит к некоторой ошибке во времени выхода на цель.

С учетом влияния ветра значение t_1 находят с помощью номограммы (рис. 118) или по формуле:

$$t_1 = \frac{1}{2}\left(\frac{V_п}{V}\Delta t - t_{ур}\right),$$

где $V_п$ — путевая скорость полета на втором прямолинейном участке петли (на линии заданного пути);
$t_{ур} = t_{360}$ — для замкнутой петли.

СПОСОБЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Отворот на расчетный угол (рис. 119) применяют в тех случаях, когда на дальнюю приводную радиостанцию выходят с курсом, отличающимся от обратного посадочному на угол до 30—45° (в зависимости от типа самолета).

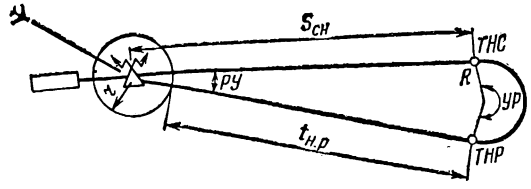


Рис. 119. Отворот на расчетный угол

Определив момент прохода ДПРМ, летчик пускает секундомер, выполняет доворот на курс, отличающийся от обратного посадочному на расчетный угол (РУ), и с учетом угла сноса следует в точку начала разворота.

Величину расчетного угла находят по формуле:

$$\operatorname{tg} РУ \approx \frac{2R}{S_{сн}},$$

где $S_{сн}$ — горизонтальный путь самолета с высоты выхода на посадочный курс до высоты прохода ДПРМ ($S_{сн} = V_{п.\,сн} t_{сн}$; $S_{сн} = V_{сн} t_{сн}$ — для штилевых условий);

R — радиус разворота самолета:

$V_{п,сн}$ — средняя путевая скорость при снижении;

$t_{сн}$ — время снижения с высоты выхода на посадочный курс до высоты прохода ДПРМ.

Разворот на посадочный курс выполняют через расчетное время $t_{н.\,р}$, которое рассчитывается заранее для всего возможного диапазона значений величин, входящих в формулу:

$$t_{н.\,р} = \frac{S_{сн} - r \pm W' t_{ур}}{V \pm W'},$$

где r — радиус зоны неустановившейся работы радиокомпаса, который равен примерно $(1{,}5—2)H$;

W' — составляющая скорости ветра по направлению посадочного курса на высоте выполнения маневра (знак «+» берется при попутном ветре, знак «—» при встречном ветре на посадочном курсе). Величину W' можно вычислить по формуле $W' = W \cos(K_{пос} - \delta)$;

$t_{ур}$ — время разворота на посадочный курс.

Результаты расчетов времени $t_{н.р}$ сводят в таблицу, которая должна находиться в кабине самолета, на КДП и РСП.

Методика определения расчетного угла отворота и времени $t_{н.р}$

Пример. $МК_{пос} = 250°$. МК выхода на ДПРМ 80°, высота выхода на ДПРМ 1200 м. Высота прохода ДПРМ на посадочном курсе 230 м. Истинная воздушная скорость на высоте 1200 м 470 км/ч ($V_{пр} = 440$ км/ч). Выход на посадочный курс производится с левым разворотом с креном $\beta = 20°$. На посадочном курсе $V_{ист.\,ср} = 370$ км/ч. $V_{в.\,ср} = 5$ м/с, метеорологический ветер на

высоте 1200 м: $\delta = 210°$, $W = 40$ км/ч; у земли: $\delta = 240°$, $W = 30$ км/ч.

Определить расчетный угол разворота и время $t_{н.р}$.

Решение. 1. На навигационной линейке или расчетчике определяем радиус разворота самолета $R = 4750$ м.

2. На ветрочете находим средний ветер в слое воздуха 0—1200 м:

$$\delta_{м_{ср}} = 225°, \quad W_{ср} = 35 \text{ км/ч}.$$

3. По среднему ветру определяем среднюю путевую скорость на посадочном курсе $V_{п.\,сн_{ср}} = 335$ км/ч.

4. Рассчитываем горизонтальный путь самолета при снижении с высоты выхода на посадочный курс до высоты прохода ДПРМ:

$$S_{сн} = V_{п.\,сн_{ср}} \frac{H - H_{ДПРМ}}{V_{в.\,ср}} = 93 \frac{1200 - 230}{5} = 18 \text{ км}.$$

5. Определяем величину расчетного угла:

$$\operatorname{tg} РУ \approx \frac{2R}{S_{сн}} = \frac{2 \cdot 4{,}75}{18} = 0{,}54; \quad РУ \approx 28°.$$

6. Находим радиус зоны неустойчивой работы радиокомпаса:

$$r \approx 2H = 2 \cdot 1{,}2 = 2{,}4 \text{ км}.$$

7. Рассчитываем составляющую скорости ветра по направлению посадочного курса на высоте выполнения маневра:

$$W' = W \cos (K_{пос} - \delta) = 40 \cos (250—210) = 30 \text{ км/ч}.$$

8. Определяем магнитный курс полета на расчетном курсе:

$$МК = 250° - 180° + 28° = 98°.$$

9. Находим угол разворота на посадочный курс:

$$УР = 180° + 28° = 208°.$$

10. С помощью НЛ-10М находим время $t_{ур}$: $t_{ур} = 2$ мин 13 с.

11. Рассчитываем величину

$$W' t_{ур} = 30 \text{ км/ч} \cdot 2 \text{ мин } 13 \text{ с} = 1{,}1 \text{ км}.$$

12. Определяем величину $t_{н.р}$

$$t_{н.р} = \frac{(18 - 2{,}4 - 1{,}1) \text{ км}}{(470 + 30) \text{ км/ч}} = 1 \text{ мин } 45 \text{ с}.$$

Ответ: РУ = 28°, $t_{н.р} = 1$ мин 45 с.

Разворот на 180° после прохода ДПРМ выполняют при выходе с курсом, близким к посадочному (рис. 120). Определив момент прохода дальней приводной радиостанции, летчик выполняет разворот на курс, обратный посадочному, и следует в точку начала разворота ТНР с учетом угла сноса. В момент прохода траверза радиостанции (КУР=90° или КУР=270°) пускает секундомер. Разворот на посадочный курс для выхода в точку

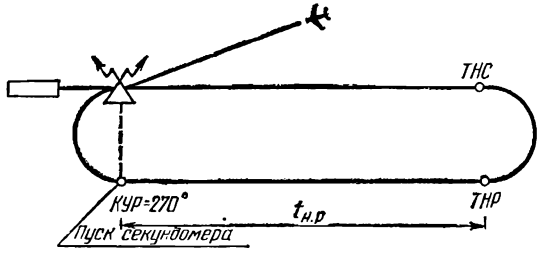


Рис. 120. Разворот на 180°

начала снижения ТНС выполняет через расчетное время $t_{н.р}$, которое рассчитывается по формуле

$$t_{н.р} = \frac{S_{сн} \pm W' t_{ур}}{V \pm W'}.$$

Разворот в сторону наименьшего угла с заданным креном (рис. 121) применяют при выходе самолета на дальнюю приводную радиостанцию с курсом, отличающимся от посадочного примерно на 90° или 270°.

После прохода ДПРМ летчик выполняет разворот в сторону наименьшего угла на курс, противоположный посадочному. Разворот выполняется радиусом R_1, рассчитанным по формуле

$$R_1 = \frac{2R - r \sin УР}{1 - \cos УР},$$

где R — радиус разворота самолета для типового режима;
УР — угол разворота на курс, противоположный посадочному;
r — радиус зоны неустойчивых показаний АРК.

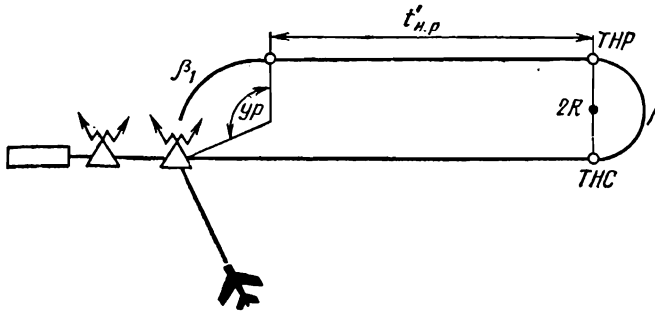


Рис. 121. Разворот в сторону наименьшего угла

По величине R_1 и скорости полета определяется крен β_1, с которым должен быть выполнен разворот.

Разворот на посадочный курс выполняется после прохода ДПРМ через время $t'_{н.р}$, которое отличается от $t_{н.р}$ на величину поправки:

$$\Delta t_{н.р} = \frac{R_1 (УР - \sin УР) + r (1 - \cos УР)}{V}.$$

Для определения величин β_1 и $\Delta t_{н.р}$ заранее составляют таблицы или графики. Пример графика показан на рис. 122.

Заход и расчет на посадку по **большой коробочке** применяется при уходе экипажа (летчика) на второй круг, для отработки навыков захода на посадку по приборам, а также для сокращения времени и пространства, необходимых для выполнения маневра перед посадкой.

Перед полетом по большой коробочке необходимо проверить настройку радиокомпаса на ДПРМ и БПРМ системы посадки ОСП. Полет выполняется на высоте, установленной для данного аэродрома, по прямоугольному маршруту (рис. 123). Первый разворот влево (вправо) на 90° выполняют по времени (1 мин — 1 мин 15 с в зависимости от типа самолета), отсчитываемому от начала взлета до набора высоты 200 м.

После первого разворота экипаж (летчик) с набором установленной высоты полета по кругу следует курсом, перпендикулярным посадочному. По истечении расчетного времени и при курсовом угле дальней приводной

радиостанции 240—230° (при правом круге — 120—130°) выполняет второй разворот.

На траверзе ДПРМ (КУР=270° + УС или КУР= =90° + УС) летчик пускает секундомер, докладывает руководителю полетов о проходе траверза радиостанции

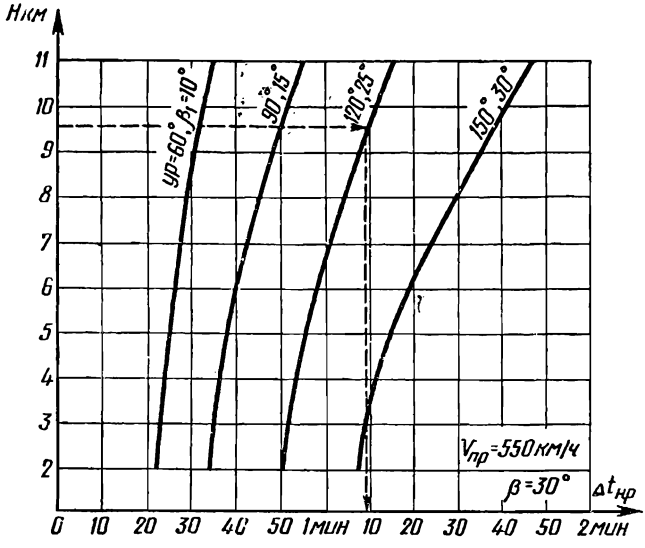


Рис. 122. График для определения $\Delta t_{н.\ р}$

и выпускает шасси (если не предусмотрен их выпуск на 30-секундной площадке после четвертого разворота). Третий разворот выполняется по истечении расчетного времени при КУР=240° (230°) + УС (при правом круге КУР=120° (130°) + УС).

Четвертый разворот на посадочный курс выполняется при КУР=295 — 285° (при правом круге КУР= =65—75°).

Выход на посадочный курс, снижение после четвертого разворота и посадка производятся с использованием имеющейся на аэродроме системы посадки.

На прямолинейных участках большой коробочки учитывают влияние ветра.

Значения курсовых углов дальней приводной радиостанции для определения моментов разворота изменяют на величину угла сноса. Поправку к значению КУР четвертого разворота на угол сноса берут в половинном размере. При введении поправок в КУР нужно руководствоваться следующим правилом: при уменьшении курса КУР увеличивается, при увеличении курса КУР уменьшается.

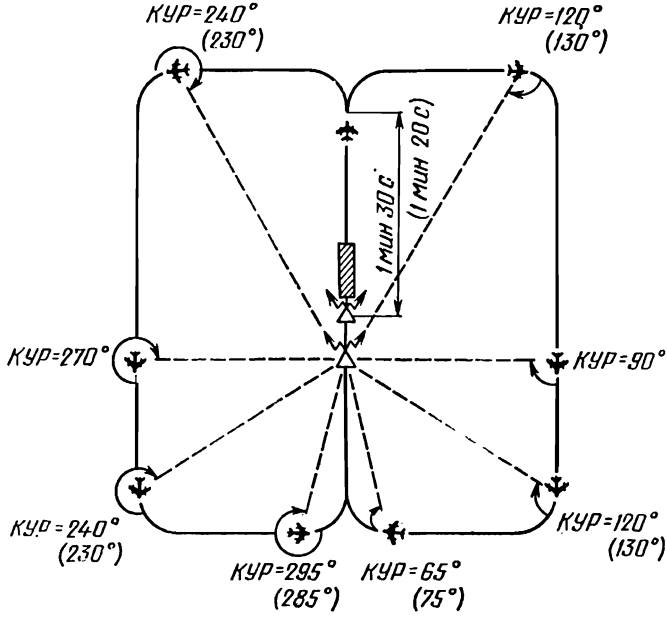


Рис. 123. Заход на посадку по большой коробочке

Заход и расчет на посадку по **малой коробочке** выполняется в случаях выхода на дальнюю приводную радиостанцию с курсом, отличающимся от посадочного на угол, близкий к 90° (270°) (рис. 124). После прохода ДПРМ берется курс, перпендикулярный курсу посадки. Момент разворота на курс, противоположный посадочному, определяется по выдержке времени или по командам с РСП, а начало 3-го разворота — по КУР=240°

(230°) + УС (при правом развороте — КУР=120° (130°) + УС) и по времени.

Разворот на курс посадки выполняется при КУР= =295 — 285° (при правом развороте — КУР=65—75°).

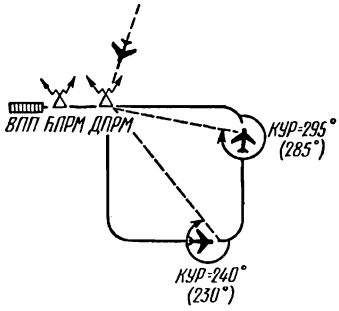


Рис. 124. Заход на посадку по малой коробочке

Выход на посадочный курс, снижение и посадка производятся аналогично выполнению посадки при полете по большой коробочке.

Исправление ошибок при заходе на посадку с использованием системы ОСП

При заходе на посадку разворот на посадочный курс выполняют с таким расчетом, чтобы после его окончания самолет оказался на продолжении оси ВПП и на удалении, обеспечивающем снижение и посадку. Но из-за неточного учета ветра и невыдерживания заданного режима полета вывод самолета на посадочный курс производится с ошибками. Ошибки по дальности исправляют изменением вертикальной скорости снижения, а по направлению — вводом поправок в курс.

Для исправления ошибки при заходе на посадку необходимо:

определить поправку в курс как разность фактического и посадочного курсов:

$$ПК = К_ф - К_{пос};$$

разворотом самолета в сторону линии ВПП взять курс с учетом поправки, т. е.

$$К_{испр} = К_ф + ПК.$$

При этом нужно запомнить: если фактический курс больше посадочного, то самолет необходимо довернуть вправо, если фактический курс меньше посадочного — довернуть влево;

продолжать полет с исправленным курсом до тех пор, пока стрелка радиокомпаса не покажет курсовой угол ДПРС, равный КУР=360° — 2 ПК, что будет соответствовать нахождению самолета на линии ВПП с курсом, отличающимся от посадочного на 2 ПК.

Практически разворот самолета на посадочный курс необходимо выполнять несколько раньше, когда стрелка радиокомпаса не дойдет на 2—3° до величины 360° — 2 ПК.

На посадочном курсе стрелку радиокомпаса следует удерживать с учетом угла сноса на КУР=360° + УС, а магнитный компас при этом будет показывать курс, равный $К_{пос}$ — УС.

Ошибки в выходе на посадочный курс частично устраняют в процессе четвертого разворота путем уменьшения или увеличения крена самолета. Правильность выполнения разворота контролируют за 30—40° до окончания разворота путем сличения показаний стрелок указателя курсовых углов АРК и магнитного компаса. При этом применяют правило: если стрелка указателя курсовых углов радиокомпаса приближается к нулю быстрее, чем показания магнитного компаса к посадочному курсу, то крен необходимо уменьшить; если же стрелка курсовых углов радиокомпаса приближается к нулю медленно — крен увеличить.

Заход на посадку с помощью ультракоротковолнового (УКВ) радиопеленгатора

При отказе радиокомпаса или наземных приводных радиостанций вывод самолета на аэродром посадки и построение маневра для захода и расчета на посадку, особенно в сложных метеоусловиях, могут быть выполнены с помощью УКВ радиопеленгатора, расположенного в створе ВПП вблизи дальней приводной радиостанции. Экипажи вертолетов заход и расчет на посадку выполняют по УКВ радиопеленгатору, установленному в створе ВПП в непосредственной близости от

ближней приводной радиостанции аэродрома посадки.

В зависимости от направления выхода самолета на радиопеленгатор построение маневра для захода и расчета на посадку выполняют следующими способами: отворот на расчетный угол, разворот на 180°, разворот в сторону наименьшего угла и большая коробочка. Расчетный угол отворота РУ, время до начала разворота $t_{н.р}$ и другие элементы маневра определяют по методике, изложенной в разделе «Способы захода на посадку». При этом величину «r» необходимо определять по формуле:

$$r = Vt_{зап},$$

где $t_{зап}$ — время запаздывания сигнала о моменте пролета радиопеленгатора (РП), которое зависит от высоты выхода самолета на РП и воздушной скорости полета.

Последовательность действия летчика при выходе на радиопеленгатор и заходе на посадку следующие.

Установив связь с УКВ радиопеленгатором, летчик запрашивает «Прибой» (магнитный курс следования на радиопеленгатор). Получив «Прибой», летчик разворачивает самолет на магнитный курс, равный значению «Прибоя», и продолжает полет по магнитному компасу, периодически исправляя курс в соответствии с измеряемыми пеленгами. Курс самолета уточняется через 5 мин и при подходе к радиопеленгатору — через 1—2 мин. При подлете к радиопеленгатору частоту запроса «Прибоя» необходимо увеличить.

Получив команду о проходе радиопеленгатора, летчик засекает время, берет курс, указанный руководителем полетов, и выполняет маневр для захода на посадку с прямой одним из способов. По истечении расчетного времени $t_{н\ р}$ летчик выполняет разворот на посадочный курс. Во второй половине разворота, периодически запрашивая «Прибой», контролирует правильность выполнения разворота и изменением крена самолета уточняет выход в створ ВПП. После выхода из разворота летчик переводит самолет на снижение, периодически запрашивает «Прибой» и при необходимости исправляет курс самолета:

$$МК_{испр} = \text{«Прибой»} + (\text{«Прибой»} - МК_{пос}).$$

Исправив курс, необходимо продолжать запрашивать «Прибой». Когда разность между «Прибоем» и $МК_{пос}$ будет 2—3°, нужно взять посадочный курс.

Режимы снижения на посадочном курсе сохраняют такими же, как и при заходе и расчете на посадку с применением других средств.

При заходе на посадку по большой коробочке первый разворот после прохода радиопеленгатора выполняют по расчету времени. Начало второго, третьего, четвертого разворотов и проход траверза радиопеленгатора определяют с помощью радиопеленгатора, запрашивая значения «Прибоя», которые рассчитываются заранее при подготовке к полету по формуле:

$$«Прибой» = МК + КУР,$$

где МК — магнитный курс полета в точку разворота;
КУР — курсовой угол дальней приводной радиостанции в точке начала разворота.

При подходе к точке начала разворота или траверзу радиопеленгатора, которые контролируются по времени, летчик запрашивает «Прибой» через 10—15 с. Как только разница между рассчитанными значениями «Прибоя» и фактическим будет менее 3°, необходимо приступить к выполнению разворота.

После выхода из четвертого разворота производится снижение и исправление курса так же, как и при заходе на посадку с прямой.

При подготовке к полету по большой коробочке экипажи вертолетов по известному ветру рассчитывают магнитные курсы, путевое время для каждого участка маневра и магнитные пеленги радиопеленгатора («Прибой») всех разворотов и траверза с учетом угла сноса. Полученные данные записывают в таблицу расчета полета и используют при выполнении полета.

Магнитные пеленги радиопеленгатора («Прибой») для штилевых условий рассчитывают по следующим формулам:

$«Прибой_2» = МК_{пос} + 150°$; $«Прибой_{тр}» = МК_{пос} + 90°$;

$«Прибой_3» = МК_{пос} + 60°$; $«Прибой_4» = МК_{пос} + 15°$,

где $МК_{пос}$ — магнитный курс посадки.

Записи на карте и в бортовом журнале

Записывать рекомендуется только те данные, которые позволяют определять навигационные элементы, необходимые для выполнения полета, вести контроль и исправление пути и восстанавливать ориентировку в случае ее потери. Каждая запись должна быть привязана к месту и времени.

В бортовом журнале штурмана в полете записываются расчетное и фактическое время прохода ориентиров, расчетные и фактические курсы, углы сноса и путевые углы, воздушная и путевая скорости полета, высота полета и данные навигационных измерений и расчетов.

Расчет навигационных элементов полета и заполнение отдельных граф бортового журнала производят с таким расчетом, чтобы все данные для полета на участке маршрута были записаны непосредственно после пролета поворотного пункта (контрольного ориентира).

В графе «Примечания» записывают те данные, которые отражают работу экипажа (летчика) в воздухе по контролю пути, определению навигационных элементов, измененного режима полета (набор— снижение), данные для определения места самолета с помощью радиотехнических средств и др. Все фактические величины (показания приборов и измерения) подчеркиваются.

На карту в полете наносят:

отметки места самолета соответствующими условными знаками и указанием времени;

линию нового заданного или фактического пути;

линии положения самолета соответствующими условными знаками.

Все отметки на карте должны быть сделаны с указанием фактического времени, к которому они относятся. Фактическое время подчеркивается. Кроме этого, на полетной карте может быть записано:

расчетное и фактическое время прохода контрольных ориентиров — справа от линии пути, фактическое время прохода контрольных ориентиров записывают выше расчетного времени и подчеркивают, если фактическое время совпадает с расчетным, новую запись не делают, а расчетное время подчеркивают;

курс и угол сноса — справа от линии пути;

путевое время — слева от линии пути.

Глава XI.
БЕЗОПАСНОСТЬ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Безопасность самолетовождения означает предотвращение:

потери ориентировки;

опасных сближений и столкновений самолетов (летательных аппаратов) с наземными препятствиями и другими самолетами;

попадания самолетов в запретную зону и в зоны опасных для полетов метеоявлений;

нарушения установленного режима полетов.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА (ЛЕТЧИКА) ПРИ ПОТЕРЕ ОРИЕНТИРОВКИ

Ориентировка считается потерянной, если экипаж (летчик) не знает своего местонахождения с точностью, необходимой для определения дальнейшего направления полета и выполнения поставленной задачи.

Ориентировка считается временно потерянной, если экипаж (летчик) в полете своевременно восстановил ее, выполнил поставленную задачу и благополучно произвел посадку на заданном или запасном аэродроме.

Ориентировка считается полностью потерянной, если экипаж (летчик) в полете ее не восстановил или восстановил несвоевременно, что привело к невыполнению поставленной задачи полета, к вынужденной посадке или к покиданию самолета.

При потере ориентировки экипаж (летчик) обязан:

не допускать необдуманных и поспешных действий;

доложить о потере ориентировки на КП аэродрома (при отсутствии связи с КП аэродрома взлета или посадки доложить на КП других аэродромов);

включить сигнал «Бедствие» аппаратуры опознавания, одновременно передать сигнал о потере ориентировки «Полюс» или «SOS» («Терплю бедствие») на волне связи с наземной радиостанцией;

перейти на режим максимальной продолжительности полета, набрать высоту, обеспечивающую безопасность полета, наилучший обзор местности и условия для обнаружения самолета и оказания помощи экипажу наземными радиотехническими средствами;

оценить обстановку, определить остаток горючего и в зависимости от условий полета принять решение о порядке восстановления ориентировки в соответствии с инструкцией по производству полетов данного аэродрома;

если потеря ориентировки произошла вблизи государственной границы, взять курс на свою территорию;

проверить записи фактического режима полета, расчеты и работу курсовых приборов;

приступить к восстановлению ориентировки, соблюдая меры безопасности полета и применяя способы, предусмотренные штурманским планом полета (для получения данных от пеленгаторной базы разрешается встать в круг).

При потере ориентировки нельзя допускать паники, спешки, полета с произвольными курсами.

Восстановление ориентировки

Восстановление ориентировки выходом на радионавигационную точку РНТ (радиостанцию или радиопеленгатор) является наиболее простым и надежным способом. Он применим во всех случаях и особенно, когда РНТ расположена вблизи ЛЗП или запасного аэродрома.

Для выхода на приводную радиостанцию необходимо настроить радиокомпас на ее частоту, внимательно прослушать позывные. Убедившись в настройке на нужную радиостанцию, выполнить разворот самолета на КУР, равный нулю. Выполняя пассивный полет, необходимо путем сличения карты с местностью стараться

восстановить ориентировку до выхода на РНТ. Если ориентировка не восстановлена до подхода к РНТ, то необходимо точно определить момент ее пролета по изменению КУР на 180° и поставить на карте отметку места самолета МС.

Для *выхода на УКВ радиопеленгатор* необходимо запросить «Прибой». Момент пролета радиопеленгатора определяется по изменению пеленга на 180°.

Восстановление ориентировки *выходом на линейный или характерный крупный ориентир* можно применять при видимости Земли или при использовании самолетной радиолокационной станции при условии, что запас

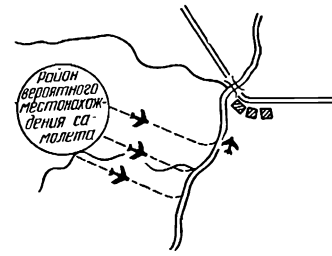


Рис. 125. Восстановление ориентировки выходом на линейный ориентир

горючего на самолете достаточен для выхода из района потери ориентировки на линейный ориентир и затем на аэродром посадки.

Для выхода на линейный ориентир и расчета курса следования на него необходимо определить возможный район своего местонахождения. Необходимо выбирать такой ориентир, который находится заведомо за пределами района вероятного местонахождения самолета (рис. 125) и следовать курсом, перпендикулярным линейному ориентиру. Время и курс отхода записать в бортовой журнал. Выполняя полет, сличать карту с местностью, стараясь восстановить ориентировку до выхода на ориентир. Если этого не произойдет, то после выхода на линейный ориентир продолжать полет вдоль него в сторону наиболее вероятного местонахождения других характерных ориентиров. Следует проверить по компасу соответствие ориентира на местности его направлению на карте и сличением карты с местностью восстановить ориентировку.

БЕЗОПАСНОСТЬ ОТ СТОЛКНОВЕНИЯ САМОЛЕТА С НАЗЕМНЫМИ ПРЕПЯТСТВИЯМИ

Безопасность от столкновения с наземными препятствиями достигается полетом на высоте, не ниже безопасной.

Безопасной высотой называется минимально допустимая истинная высота полета, гарантирующая экипаж самолета от столкновения с земной (водной) поверхностью или препятствиями. Истинная безопасная высота по маршруту устанавливается командиром, организующим полеты в соответствии с наставлением по производству полетов, курсами и программами летной подготовки с учетом уровня подготовки экипажа (летчика), условий полета, рельефа местности и точности высотомеров. При полетах на большую дальность и на малых высотах безопасная высота может устанавливаться для каждого этапа маршрута, отличающегося один от другого характером рельефа местности.

При полетах по приборам безопасная высота по маршруту устанавливается с учетом максимального превышения рельефа и препятствий в полосе ± 25 км от оси маршрута и в радиусе 150 км при аэродромных полетах. При полетах на эшелонах по воздушным трассам, местным воздушным линиям и маршрутам безопасная высота определяется с таким расчетом, чтобы истинная высота над высшей точкой рельефа местности или над высокими сооружениями в полосе шириной 50 км (по 25 км вправо и влево от оси маршрута) была не ниже 600 м при полетах над равнинной, холмистой местностью и над водными пространствами, не менее 900 м при полетах над горами.

Экипаж (летчик) при подготовке к полету обязан рассчитывать безопасную приборную высоту по барометрическому высотомеру с учетом рельефа местности, высоты препятствий, распределения атмосферного давления по маршруту и его изменения за время полета, а также с учетом инструментальной, аэродинамической и методической поправок высотомера.

В зависимости от того, какое давление будет в полете установлено на барометрическом высотомере, существует три варианта расчета приборной безопасной высоты полета $H_{\text{пр.без}}$.

Первый вариант. На высотомере установлено давление аэродрома взлета.

Приборная безопасная высота полета $H_{\text{пр. без. аэр}}$ для каждого участка маршрута определяется по формуле:

$$H_{\text{пр. без. аэр}} = H_{\text{ист. без}} + \Delta H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} + \\ + (P_{\text{прив. аэр}} - P_{\text{прив. мин}})\,11 - \Delta H_{\text{темп}} - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}},$$

где $H_{\text{ист. без}}$ — заданная истинная безопасная высота полета;

$\Delta H_{\text{рел}}$ — превышение наивысшей точки рельефа местности на участке маршрута относительно аэродрома взлета в пределах ширины полосы по 25 км от оси маршрута;

$\Delta H_{\text{преп}}$ — превышение препятствия над наивысшей точкой рельефа местности на участке маршрута в пределах ширины полосы по 25 км от оси маршрута;

$P_{\text{прив. аэр}}$ — атмосферное давление аэродрома на уровне ВПП, приведенное к уровню моря;

$P_{\text{прив. мин}}$ — минимальное атмосферное давление на участке маршрута, приведенное к уровню моря и времени полета на этом участке (с учетом барометрической тенденции);

$\Delta H_{\text{инстр}}$ — инструментальная поправка высотомера;

$\Delta H_{\text{а}}$ — волновая и аэродинамическая поправки высотомера;

$\Delta H_{\text{темп}}$ — методическая температурная поправка высотомера, которая учитывается при расчете высоты на навигационной линейке или определяется по формуле:

$$\Delta H_{\text{темп}} = \frac{t_0 - 15}{300} H_{\text{испр}},$$

где t_0 — температура у земли в точке минимального давления;

$$H_{\text{испр}} = H_{\text{ист. без}} + \Delta H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} + \\ + (P_{\text{прив. аэр}} - P_{\text{прив. мин}})\,11.$$

Примечание. Величины $P_{\text{прив. аэр}}$ и $P_{\text{прив. мин}}$ выдаются дежурным синоптиком.

Данная методика расчета приборной безопасной высоты полета применяется при полетах на самолетах с одним барометрическим высотомером.

Пример. Рассчитать приборную безопасную высоту полета, если: на высотомере установлено давление аэродрома взлета; $H_{\text{ист. без}} = 600$ м; абсолютная высота наивысшей точки рельефа местности на участке маршрута в пределах ширины полосы по 25 км от оси маршрута равна $H_{\text{рел}} = 700$ м; абсолютная высота аэродрома взлета равна $H_{\text{аэр}} = 200$ м; превышение препятствия над наивысшей точкой рельефа местности $\Delta H_{\text{преп}} = 120$ м; минимальное атмосферное давление участка маршрута, приведенное к уровню моря, $P_{\text{прив. мин}} = 730$ мм рт. ст., атмосферное давление аэродрома взлета на уровне ВПП, приведенное к уровню моря, $P_{\text{прив. аэр}} = 750$ мм рт. ст.; $t_0 = +10°$; инструментальная поправка высотомера $\Delta H_{\text{инстр}} = +40$ м; аэродинамическая поправка высотомера $\Delta H_{\text{а}} = +100$ м.

Решение 1. Определяем превышение наивысшей точки рельефа местности на участке маршрута над уровнем аэродрома:

$$\Delta H_{\text{рел}} = H_{\text{рел}} - H_{\text{аэр}} = 700 - 200 = +500 \text{ м};$$

2. Определяем атмосферное давление аэродрома, приведенное к уровню моря по формуле:

$$P_{\text{прив. аэр}} = P_{\text{аэр}} + \frac{H_{\text{аэр}}}{11}$$

(дано для данных условий).

3. Рассчитываем исправленную высоту:

$$H_{\text{испр}} = H_{\text{ист. без}} + \Delta H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} + (P_{\text{прив. аэр}} - P_{\text{прив. мин}})\,11 = 600 + 500 + 120 + (750 - 730)\,11 = 1440 \text{ м}.$$

4. Рассчитываем методическую температурную поправку барометрического высотомера:

$$\Delta H_{\text{темп}} = \frac{t_0 - 15}{300} H_{\text{испр}} = \frac{+10 - 15}{300} 1440 = -24 \text{ м}.$$

5. Рассчитываем приборную безопасную высоту полета:

$$H_{\text{пр. без. аэр}} = H_{\text{испр}} - \Delta H_{\text{темп}} - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}} = 1440 - (-24) - (+40) - (+100) = 1324 \text{ м}.$$

Второй вариант. На высотомере установлено давление 760 мм рт. ст.

Приборная безопасная высота полета $H_{\text{пр. без. 760}}$ для каждого участка маршрута определяется по формуле:

$$H_{\text{пр. без. 760}} = H_{\text{ист. без}} + H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} + (760 - P_{\text{прив. мин}}) \cdot 11 - \Delta H_{\text{темп}} - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}},$$

где $H_{\text{рел}}$ — абсолютная высота наивысшей точки рельефа местности на участке маршрута в пределах ширины полосы по 25 км от оси маршрута.

Пример. Рассчитать приборную безопасную высоту полета (на высотомере установлено давление 760 мм рт. ст.) и ближайший нижний эшелон полета, если ИПУ = 120°, $H_{\text{ист. без}} = 900$ м, $H_{\text{рел}} = 3500$ м, $\Delta H_{\text{преп}} = +80$ м, $P_{\text{прив. мин}} = 740$ мм рт. ст., $t_0 = +20°$, $\Delta H_{\text{инстр}} = +50$ м, $\Delta H_{\text{а}} = -120$ м.

Решение 1. Рассчитываем исправленную высоту:

$$H_{\text{испр}} = H_{\text{ист. без}} + H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} + (760 - P_{\text{прив. мин}})\ 11 = 900 + 3500 + 80 + (760 - 740)\ 11 = 4700 \text{ м};$$

2. Рассчитываем методическую температурную поправку высотомера:

$$\Delta H_{\text{темп}} = \frac{t_0 - 15}{300} H_{\text{испр}} = \frac{+20 - 15}{300} 4700 \approx +80 \text{ м};$$

3. Рассчитываем приборную безопасную высоту:

$$H_{\text{пр. без. 760}} = H_{\text{испр}} - \Delta H_{\text{темп}} - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}} = 4700 - (+80) - (+50) - (-120) = 4690 \text{ м};$$

4. Определяем ближайший эшелон для заданного направления полета (ИПУ = 120°), он будет равен 5100 м.

Третий вариант. На высотомере установлено минимальное атмосферное давление по маршруту, приведенное к уровню моря.

Приборная безопасная высота полета $H_{\text{пр. без. прив}}$ определяется по формуле:

$$H_{\text{пр. без. прив}} = H_{\text{ист. без}} + H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} - \Delta H_{\text{темп}} - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}}.$$

Такая методика расчета приборной безопасной высоты применяется при полетах на малых высотах.

Пример. Рассчитать приборную безопасную высоту полета, если на высотомере установлено минимальное атмосферное давление участка маршрута, приведенное к

уровню моря $P_{\text{прив. мин}}$, равное 730 мм рт. ст., если $H_{\text{ист. без}} = 600$ м, $H_{\text{рел}} = 400$ м, $\Delta H_{\text{преп}} = 50$ м, $t_0 = -15°$, $\Delta H_{\text{инстр}} = +30$ м, $\Delta H_{\text{а}} = -50$ м.

Решение. 1. Рассчитываем исправленную высоту:

$$H_{\text{испр}} = H_{\text{ист. без}} + H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} = 600 + 400 + 50 = 1050 \text{ м};$$

2. Рассчитываем методическую температурную поправку высотомера:

$$\Delta H_{\text{темп}} = \frac{t_0 - 15}{300} H_{\text{испр}} = \frac{-15 - 15}{300} 1050 = -105 \text{ м}.$$

Тогда приборная безопасная высота полета будет равна:

$$H_{\text{пр. без. прив}} = 1050 - (-105) - (+30) - (-50) = 1175 \text{ м}.$$

БЕЗОПАСНОСТЬ ОТ СТОЛКНОВЕНИЯ САМОЛЕТА С ДРУГИМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Безопасность от столкновения с другими летательными аппаратами обеспечивается строгим выдерживанием заданных эшелонов, режимов полета и безопасных интервалов и дистанций между самолетами, а также непрерывным контролем с земли с помощью радиолокационных станций.

Для обеспечения безопасности полетов устанавливаются:

правила вертикального, продольного и бокового эшелонирования летательных аппаратов;

правила выдерживания безопасных высот полета;

правила визуальных полетов (ПВП);

правила полетов по приборам (ППП).

Под эшелонированием самолетов понимается единая система рассредоточения самолетов в воздушном пространстве, обеспечивающая постоянное и надежное сохранение безопасных расстояний между находящимися в воздухе самолетами и на безопасном расстоянии от наземных препятствий.

Известны три вида эшелонирования самолетов, применяемых при руководстве воздушным движением.

Эшелонирование по высоте представляет собою ос-

новную систему рассредоточения самолетов в воздушном пространстве на различных высотах полета, оно обеспечивает безопасное расстояние по вертикали между самолетами, летящими на встречных, попутных и пересекающихся курсах, и одновременно — безопасную высоту полета над высшей точкой наземных препятствий.

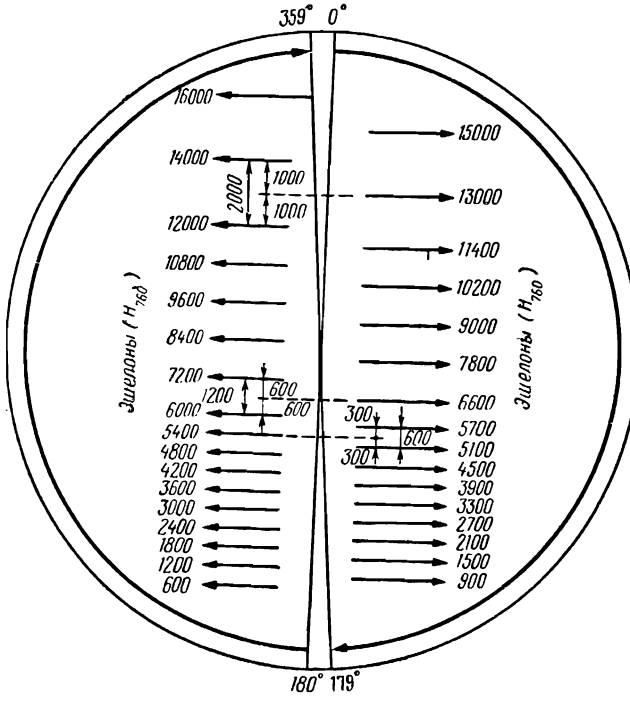


Рис. 126. Схема эшелонирования самолетов по высотам

Для воздушных трасс СССР устанавливается полукруговая система вертикального эшелонирования полетов (рис. 126):

при направлении воздушных трасс и маршрутов вне трасс с истинными путевыми углами от 0 до 179° (включительно) устанавливаются эшелоны полетов 900 м, 1500 м, 2100 м, 2700 м, 3300 м, 3900 м, 4500 м, 5100 м, 5700 м, через каждые 600 м, далее 6600 м, 7800, 9000 м,

10 200 м, 11 400 м, через каждые 1200 м, далее 13 000 м, 15 000 м и т. д. через каждые 2000 м;

при направлении воздушных трасс и маршрутов вне трасс с истинными путевыми углами от 180 до 359° (включительно) устанавливаются эшелоны полетов 1200 м, 1800 м, 2400 м, 3000 м, 3600 м, 4200 м, 4800 м, 5400 м, 6000 м, через каждые 600 м, далее 7200 м, 8400 м, 9600 м, 10 800 м, 12 000 м через каждые 1200 м, далее 14 000 м, 16 000 м и т. д. через каждые 2000 м.

Эшелоны устанавливаются исходя из общего направления наибольших участков воздушных трасс, местных воздушных линий и маршрутов.

Воздушной трассой СССР называется коридор в воздушном пространстве, ограниченный по высоте и ширине, предназначенный для выполнения полетов воздушными судами всех ведомств, обеспеченный трассовыми аэродромами и оборудованный средствами радионавигации, контроля и управления воздушным движением.

Ширина воздушной трассы СССР устанавливается шириной 10 км. Ширина воздушной трассы в некоторых районах увеличивается до 20 км.

Кроме воздушных трасс в воздушном пространстве СССР устанавливаются местные воздушные линии:

первой категории—для полетов на эшелонах по правилам полетов по приборам и по правилам визуальных полетов;

второй категории — для полетов по правилам визуальных полетов на высотах, величина которых меньше высоты нижнего эшелона.

Продольное эшелонирование или эшелонирование по времени заключается в рассредоточении самолетов, летящих по одному маршруту или одной воздушной трассе на одной высоте, но с соблюдением обязательного временного интервала или безопасного расстояния между самолетами.

Минимальные интервалы продольного эшелонирования на воздушных трассах по правилам полетов по приборам при наличии непрерывного радиолокационного контроля устанавливаются:

на одном эшелоне — не менее 30 км;

при пересечении встречного эшелона, занятого другим самолетом,— не менее 30 км в момент пересечения (с соблюдением 10 км бокового интервала);

при пересечении попутного эшелона, занятого другим самолетом,— не менее 20 км в момент пересечения.

Минимальные интервалы при отсутствии непрерывного радиолокационного контроля устанавливаются не менее 10 мин.

Боковое эшелонирование представляет собой рассредоточение самолетов, летящих на одной высоте, по воздушной трассе или по маршруту на параллельных курсах так, чтобы было исключено их опасное сближение.

Минимальные интервалы бокового эшелонирования между осями параллельных воздушных трасс СССР должны быть не менее 30 км при радиолокационном контроле, не менее 60 км без радиолокационного контроля и не менее 150 км при полетах над безориентирной местностью и океаном.

Расчет высоты по прибору для полета на заданном эшелоне

Приборная высота для полета на заданном эшелоне рассчитывается штурманом (летчиком) при подготовке к полету.

В зависимости от того, какое давление будет установлено на барометрическом высотомере, существует два способа расчета приборной высоты.

Первый способ. На высотомере установлено давление 760 мм рт. ст. Приборная высота $H_{\text{пр. 760}}$ для полета на заданном эшелоне $H_{\text{эш}}$ определяется по формуле:

$$H_{\text{пр. 760}} = H_{\text{эш}} - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}}.$$

Пример. Определить приборную высоту для полета на эшелоне 6000 м, если на высотомере установлено давление 760 мм рт. ст., а поправки высотомера составляют: $\Delta H_{\text{инстр}} = -80$ м, $\Delta H_{\text{а}} = +30$ м.

Решение. $H_{\text{пр. 760}} = H_{\text{эш}} - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}} = 6000 - (-80) - (+30) = 6050$ м.

Второй способ. На высотомере установлено давление аэродрома взлета. Приборная высота для полета на заданном эшелоне определяется по формуле:

$$H_{\text{пр. аэр}} = H_{\text{эш}} - (760 - P_{\text{аэр}}) \cdot 11 - \Delta H_{\text{инстр}} - \Delta H_{\text{а}}.$$

Указанный способ расчета применяется для самолетов с одним барометрическим высотомером при полетах на эшелоне с посадкой на аэродроме взлета.

Пример. Определить приборную высоту полета для полета на эшелоне 4500 м, если на высотомере установлено давление аэродрома взлета, равное 740 мм рт. ст., а суммарная (инструментальная, волновая и аэродинамическая) поправка высотомера ($\Delta H_{\text{инстр}} + \Delta H_{\text{а}}$) равна +50 м.

Решение. $H_{\text{пр. аэр}} = H_{\text{эш}} - (760 - P_{\text{аэр}})\,11 - (\Delta H_{\text{инстр}} + \Delta H_{\text{а}}) = 4500 - (760 - 740)\,11 - (+50) = 4230$ м.

Перед взлетом экипаж (летчик) обязан установить величину атмосферного давления на уровне ВПП аэродрома взлета против неподвижного индекса, при этом стрелки барометрических высотомеров покажут ноль высоты. Установка шкалы давлений высотомера на отсчет «760» производится после набора высоты перехода $H_{\text{перех}}$, равной высоте полета по кругу $H_{\text{кр}}$. Высота перехода указывается в инструкции по производству полетов (на схемах снижения и захода на посадку). На многоместных самолетах установку деления «760» подвижной шкалы давления высотомера против неподвижного индекса разрешается производить вначале на высотомере второго летчика (штурмана), а после вывода самолета на курс следования — на высотомере командира экипажа.

При снижении и заходе на посадку перевод шкалы давления барометрического высотомера на величину фактического давления на уровне ВПП аэродрома посадки производится экипажем (летчиком) после команды руководителя полетов и по достижении эшелона перехода (высоты нижнего эшелона зоны ожидания). Эшелон перехода рассчитывается руководителем полетов (диспетчерской службой) и сообщается на борт самолета.

Высота эшелона перехода (нижнего эшелона зоны ожидания) рассчитывается по формуле:

$$H_{760\ \text{ниж}} \geqslant H_{\text{кр}} + 300 + (760 - P_{\text{аэр}})\,11 - \Delta H_{\text{темп}},$$

где $H_{\text{кр}}$ — высота круга полетов над уровнем аэродрома, м;

$P_{\text{аэр}}$ — атмосферное давление на уровне аэродрома, мм рт. ст.;

$\Delta H_{\text{темп}}$ — методическая температурная поправка высотомера, м.

Пример. Определить высоту нижнего эшелона зоны ожидания, если $H_{кр} = 400$ м, $P_{аэр} = 750$ мм рт. ст., $t_0 = -10°$.

Решение. 1. Определяем исправленную высоту:

$$H_{испр} = H_{кр} + 300 + (760 - P_{аэр})\,11 = 400 + 300 + \\ + (760 - 750)\,11 = 810 \text{ м};$$

2. Определяем методическую температурную поправку высотомера:

$$\Delta H_{темп} = \frac{t_0 - 15}{300} H_{испр} = \frac{-10 - 15}{300} 810 = -68 \text{ м};$$

3. Определяем высоту нижнего эшелона зоны ожидания:

$$H_{760\ ниж} = H_{испр} - \Delta H_{темп} = 810 - (-68) = 878 \text{ м};$$

4. Увеличиваем полученное значение (878 м) до высоты ближайшего эшелона: $H_{760\ ниж} = 900$ м.

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ СЛУЧАЕВ ПОПАДАНИЯ САМОЛЕТОВ В РАЙОНЫ С ОПАСНЫМИ ДЛЯ ПОЛЕТОВ МЕТЕОЯВЛЕНИЯМИ

В целях предотвращения случаев попаданий самолетов в районы с опасными для полетов метеоявлениями необходимо:

перед полетом тщательно изучить метеообстановку по маршрутам и в районе аэродрома;

наметить порядок обхода опасных условий погоды;

наблюдать в полете за изменениями погоды, особенно за развитием явлений, опасных для полетов;

периодически получать по радио сведения о состоянии погоды по маршруту (трассе), в пункте посадки и на запасных аэродромах;

при встрече с опасными для полета метеоявлениями немедленно докладывать руководителю полетов, вывести самолет из опасного для полета района и возвратиться на аэродром вылета или произвести посадку на ближайшем запасном аэродроме;

все изменения навигационного режима полета, связанные с опасными для полета метеоявлениями, записы-

вать в штурманском бортовом журнале, отмечая время, курс, высоту и скорость полета.

При приближении к зоне грозовой деятельности командир экипажа (летчик) обязан определить характер этой деятельности и в зависимости от него и условий полета принять решение на обход кучевой и грозовой облачности, а в случае невозможности обхода — на прекращение выполнения задания.

Обход мощной кучевой и грозовой облачности разрешается:

изменением высоты полета, с тем чтобы пройти над верхней границей облаков с превышением не менее 1000 м;

изменением маршрута полета, если позволяет характер полета, рельеф местности и запас горючего на самолете;

отдельные грозовые облака обходить визуально на удалении не менее 10 км, а проходить между двумя внутримассовыми грозовыми облаками, если расстояние между ними не менее 20 км.

пересекать фронтальную облачность с отдельными грозовыми очагами в том месте, где расстояние между очагами по индикатору самолетного радиолокатора не менее 50 км.

Глава XII.
ШТУРМАНСКИЙ ГЛАЗОМЕР И РАСЧЕТ В УМЕ

РАСЧЕТ НАВИГАЦИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПОЛЕТА В УМЕ. ГЛАЗОМЕРНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕТРА

Расчет **угла сноса** и **путевой скорости** в уме производят для быстрого получения их приближенных значений и исключения грубых ошибок в определении и отсчете угла сноса и путевой скорости с приборов навигационной автономной системы.

Приближенно угол сноса рассчитывают по формуле:

$$УС \approx УС_{макс} \cdot \sin УВ,$$

где $УС_{макс}$ — максимальный угол сноса, имеющий место при углах ветра 90° или 270°

При углах ветра 90° при 270° $УС_{макс} \approx \frac{W}{V} 60$. Следовательно:

$$УС \approx \frac{W}{V} 60 \sin УВ$$

Для решения задач по этой формуле при различных углах ветра необходимо запомнить величину sin УВ, приведенную в следующей таблице:

УВ < 180°	sin УВ	УС	sin УВ	УВ ≥ 180°
0°	0	0	0	180°
30°, 150°	+0,5	$\pm 0{,}5УС_{макс}$	—0,5	330°, 210°
60°, 120°	+0,9	$\pm 0{,}9УС_{макс}$	—0,9	300°, 240°
90°	+1,0	$\pm УС_{макс}$	—1,0	270°

Пример 1. ЗМПУ = 100°, $\delta = 220°$, $W = 80$ км/ч, $V_{ист} = 800$ км/ч. Найти УС.

Решение 1. Находим значение $УС_{макс} \approx \frac{W}{V} 60 = \frac{80}{800} 60 = 6°$.

2. Определяем угол ветра УВ = δ — ЗМПУ = $=220°-100°= 120°$ ($\sin УВ = +0{,}9$);

3. Рассчитываем значение угла сноса $УС = +0{,}9 \times 6 \approx +5°$.

Пример 2. ЗМПУ = 70°, $\delta = 280°$, $W = 40$ км/ч, $V_{ист} = 160$ км/ч. Найти УС.

Решение. 1. Находим значение $УС_{макс} = \frac{W}{V} 60 = \frac{40}{160} 60 = 15°$;

2. Определяем угол ветра УВ = δ — ЗМПУ = $280° - 70° = 210°$ ($\sin УВ = -0{,}5$);

3. Рассчитываем значение угла сноса $УС = -0{,}5 \times 15 = -7{,}5°$.

Зависимость путевой скорости от воздушной скорости, скорости и угла ветра выражается формулой:

$$V_п = V \cos УС + W \cos УВ.$$

Если заменить в данной формуле $\cos УС$ единицей (косинус малых углов близок к единице), то получим приближенную формулу, по которой рассчитывают путевую скорость в уме:

$$V_п \approx V + W \cos УВ.$$

Для расчета путевой скорости по этой формуле при различных углах ветра необходимо запомнить величину $\cos УВ$, приведенную в следующей таблице:

Попутный ветер				Встречный ветер
90° > УВ > 270°	cos УВ	W cos УВ	cos УВ	270° > УВ > 90°
0°	+1,0	± W	—1,0	180°
30°, 330°	+0,9	±0,9W	—0,9	150°, 210°
60°, 300°	+0,5	±0,5W	—0,5	120°, 240°
90°	0	0	0	270°

Пример 1. УВ = 60°, $W = 50$ км/ч, $V_{ист} = 600$ км/ч. Определить путевую скорость.

Решение 1. Пользуясь таблицей, для УВ = 60° находим значение $W \cos$ УВ, которое равно $+0{,}5\ W$;

2. Определяем путевую скорость: $V_п \approx V + (+0{,}5W) = 600 + (+0{,}5 \times 50) = 625$ км/ч.

Пример 2. УВ = 210°, $W = 40$ км/ч, $V_{ист} = 260$ км/ч. Определить путевую скорость.

Решение. 1. Пользуясь таблицей, для УВ = 210° находим значение $W \cos$ УВ, которое равно $-0{,}9W$;

2. Определяем путевую скорость: $V_п \approx V + (-0{,}9W) = 260 + (-0{,}9 \times 40) = 224$ км/ч.

Глазомерное определение ветра на малых высотах производится по наблюдениям за поверхностью воды, направлением дыма, пыли. Зимой для глазомерного определения ветра можно использовать низовые метели (поземки), скорость ветра при этом обычно бывает более 7—8 м/с. О скорости и направлении ветра можно судить, наблюдая за перемещением по земле тени кучевых облаков.

Ветер в полете может быть определен также путем сопоставления места самолета, определенного визуальной ориентировкой, с местом самолета, найденным на карте штилевой прокладкой. Для определения ветра отмечают на карте МС, определенное визуальной ориентировкой, записывают время и для этого же момента находят место самолета штилевой прокладкой. Прямая, соединяющая эти точки (МС), является вектором ветра.

Направление ветра определяют по карте глазомерно, а скорость ветра рассчитывают в уме путем деления величины вектора ветра на время полета.

Пример. Самолет прошел ППМ в 11 ч 15 мин. Через 20 мин, т. е. в 11 ч. 35 мин, летчик отметил на полетной карте место самолета (н. п. Петровка). $V_{ист} = 180$ км/ч, ИК = 85°. Определить направление и скорость ветра.

Решение. 1. Находим расстояние, пройденное самолетом за 20 мин, $S = Vt = 180$ км/ч $\times$ 20 мин = 60 км.

2. Откладываем это расстояние по направлению ИК = = 85° и отмечаем на карте $МС_{штил}$ (рис. 127).

3. Определяем расстояние между $МС_{виз}$ (н. п. Петровка) и $МС_{штил}$, которое равно 15 км;

4. Рассчитываем скорость ветра:

$$W = \frac{15 \cdot 60}{20} = 45 \text{ км/ч}.$$

5. По карте глазомерно определяем направление ветра, примерно равное 30°.

Путевая скорость может быть определена подсчетом в уме следующими способами:

Первый способ. Разделив пройденное расстояние на время, получаем количество километров, пройденных за 1 мин. Затем полученное число умножаем на 60.

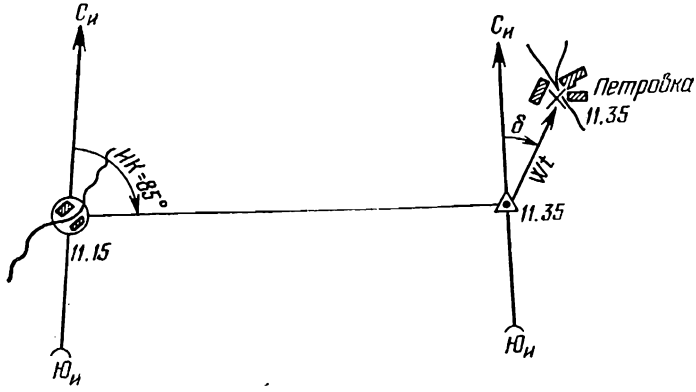


Рис. 127. Определение ветра

Пример. Пройденное расстояние $S = 70$ км, время полета $t = 10$ мин. Определить путевую скорость.

Решение 1. Находим путь самолета, проходимый за одну минуту, $70 : 10 = 7$ км.

2. Определяем путевую скорость самолета: $V_п = 7 \times \times 60 = 42\upsilon$ км/ч.

Второй способ. Определяется, какая часть часа составляет путевое время, затем пройденное расстояние умножается на количество частей. Для облегчения решения подобных задач можно заранее составить следующую таблицу:

Число минут	1	2	3	4	5	6	10	12	15	20	30
Доля часов	1/60	1/30	1/20	1/15	1/12	1/10	1/6	1/	1/4	1/3	1/2

Пример. Пройденное расстояние $S = 70$ км, время полета $t = 12$ мин. Определить путевую скорость самолета.

Решение. 1. Находим, какую долю часа составляет пройденное время: 12 мин составляют $^1/_5$ ч.

2. Определяем путевую скорость $V_п = 70 \times 5 = 350$ км/ч.

Пройденное самолетом расстояние подсчетом в уме может быть определено следующими способами:

Первый способ. Зная путевую скорость, отделяем запятой одну цифру справа и получаем расстояние, пройденное за 6 мин. Затем общее путевое время делим на 6 и частное умножаем на расстояние, пройденное за 6 мин.

Пример. Путевая скорость самолета $V_п = 220$ км/ч, время полета $t = 12$ мин. Определить пройденное расстояние.

Решение. $220 : 10 = 22$; $12 : 6 = 2$; $S = 22 \times 2 = 44$ км.

Второй способ. Зная путевую скорость и время полета, находим пройденное расстояние за 1 мин, а затем за путевое время.

Пример. Путевая скорость $V_п = 360$ км/ч, время полета $t = 15$ мин. Определить пройденное расстояние.

Решение. $360 : 60 = 6$; $S = 6 \times 15 = 90$ км.

Время полета подсчетом в уме может быть определено следующими способами:

Первый способ. Делением заданного расстояния на путь, проходимый самолетом за одну минуту.

Пример. Путевая скорость $V_п = 120$ км/ч, пройденное расстояние $S = 24$ км. Определить время полета.

Решение. 1. Находим расстояние, которое проходит самолет за одну минуту: $S = 120 : 60 = 2$ км.

2. Определяем, за какое время пройдет самолет заданное расстояние: $t = 24 : 2 = 12$ мин.

Второй способ. Сравнением заданного расстояния с расстоянием, проходимым самолетом за 6 мин.

Пример. Путевая скорость $V_п = 720$ км/ч, пройденное расстояние $S = 144$ км. Определить время полета.

Решение. 1. Находим расстояние, проходимое самолетом за 6 мин, оно равно $^1/_{10}$ путевой скорости, т. е. $720 : 10 = 72$ км.

2. Определяем, за какое время самолет пройдет заданное расстояние. Так как 144 км вдвое больше рас-

стояния 72 км, проходимого самолетом за 6 мин, то время полета $t = 6 \times 2 = 12$ мин.

Третий способ. Нахождением соотношения между пройденным расстоянием и путевой скоростью.

Пример. Путевая скорость $V_п = 160$ км/ч, пройденное расстояние $S = 32$ км. Определить время полета.

Решение 1. Находим, какую часть от значения путевой скорости составляет заданное расстояние: $32 : 160 = 1/5$.

2. Определяем время полета. Так как заданное расстояние составляет $1/5$ от значения путевой скорости, то время полета будет составлять $1/5$ ч, что соответствует 12 мин.

Исправление пути по боковому уклонению

Исправление пути по боковому уклонению для выхода на очередной контрольный ориентир или поворотный пункт маршрута выполняют в следующем порядке:

определяют знак и величину бокового уклонения (БУ);

рассчитывают дополнительную поправку (ДП); если исправить курс только на величину БУ, то самолет будет следовать параллельно линии заданного пути (ЛЗП), поэтому его нужно дополнительно развернуть на некоторый угол, который называется дополнительной поправкой;

определяют поправку в курс (ПК), которая равна сумме бокового уклонения и дополнительной поправки и определяется по формуле: ПК = БУ + ДП;

определяют исправленный курс для выхода на контрольный ориентир.

Для определения бокового уклонения подсчетом в уме нужно помнить, что 1 км линейного бокового уклонения ЛБУ соответствует 2° БУ при пройденном расстоянии 25—30 км; 1° БУ, если пройденное расстояние 50—60 км; 0,5° БУ, если пройденное расстояние 100—120 км.

Пример. Пройденное расстояние 30 км, ЛБУ = = + 5 км. Определить боковое уклонение в градусах.

Решение. Так как 1 км ЛБУ соответствует 2° БУ при пройденном расстоянии 25—30 км, то боковое уклонение для ЛБУ = + 5 км будет равно $5 \times 2 = + 10°$.

Боковое уклонение подсчетом в уме можно определять и другим способом. Для этого нужно ЛБУ умножить на 6 и полученное число разделить на пройденный путь, выраженный в десятках километров.

Пример. Пройденное расстояние 60 км; ЛБУ = —8 км. Определить боковое уклонение в градусах.

Решение. $БУ^{\circ} = \frac{ЛБУ \times 6}{S_{пр}} = \frac{-8 \times 6}{6} = -8^{\circ}$.

Определение расстояния от самолета до ориентира

При определении расстояний от самолета до опознанных ориентиров на местности необходимо пользоваться зависимостью дистанции Д от высоты полета H и вертикального угла ВУ.

Необходимо запомнить, что при вертикальном угле 26,5° расстояние до ориентира равно 0,5 H; при 45° — равно H; при 63° — равно $2H$. Зная высоту полета и определив на глаз вертикальный угол, под которым наблюдается ориентир, можно рассчитать расстояние до ориентира. Данный способ используют преимущественно при полете над равнинной местностью.

Пример. Высота полета $H = 2500$ м, вертикальный угол ВУ = 63°. Определить расстояние от места самолета до ориентира.

Решение. $Д = 2H = 2 \times 2500 = 5000$ м.

Определение обратного курса следования

В практике самолетовождения иногда возникает необходимость определить курс следования для возвращения с маршрута. При полете в штиль обратный курс будет отличаться от курса следования по маршруту на 180°, т. е. ОМК = МК ± 180°, где ОМК — обратный магнитный курс.

При наличии бокового ветра обратный магнитный курс рассчитывается по формуле ОМК = МК ± 180° + + (± 2 УС), где МК и УС — магнитный курс и угол сноса при полете по маршруту до возвращения.

Пример. Магнитный курс следования к цели МК = = 290°, угол сноса УС = — 10°. Определить обратный магнитный курс.

Решение. ОМК = МК — 180° + (— 2 УС = =290° — 180°+ (—20) =90°.

Глава XIII.
МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ И ЯВЛЕНИЯ ПОГОДЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА

МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Состояние атмосферы и процессы, происходящие в ней, характеризуются рядом метеорологических элементов: давлением, температурой, видимостью, влажностью, облаками, осадками и ветром.

Атмосферное давление измеряется в миллиметрах ртутного столба или в миллибарах (1 мм рт. ст. = = 1,3332 мб). За нормальное давление принимают атмосферное давление, равное 760 мм рт. ст., что соответствует 1013,25 мб. Нормальное давление близко к среднему давлению на уровне моря. Давление непрерывно изменяется как у поверхности Земли, так и на высоте. Изменение давления с высотой можно характеризовать величиной барометрической ступени (высота, на которую надо подняться или опуститься, чтобы давление изменилось на 1 мм рт. ст. или на 1 мб).

Величина барометрической ступени определяется по формуле:

$$n = \frac{8000}{P}(1 + 0{,}004t),$$

где t — температура;

P — давление.

С высотой барометрическая ступень возрастает, так как давление уменьшается; в теплом воздухе уменьшение давления с высотой происходит медленнее, чем в холодном.

Данные об атмосферном давлении, нанесенные на синоптические карты, приведены к уровню моря. Для обеспечения посадки самолетов на борт экипажам передаются значения атмосферного давления (в мм рт. ст.) на уровне ВПП. Давление учитывается при определении безопасной высоты полета, а также при посадке и выборе эшелонов.

Температура воздуха характеризует тепловое состояние атмосферы. Температура измеряется в градусах. Изменение температуры зависит от количества тепла, поступающего от Солнца на данной географической широте, характера подстилающей поверхности и атмосферной циркуляции.

В СССР и большинстве других стран мира принята стоградусная шкала. За основные (реперные) точки в этой шкале приняты: 0° С — точка плавления льда и 100° С — точка кипения воды при нормальном давлении (760 мм рт. ст.). Промежуток между этими точками разбит на 100 равных частей. $^1/_{100}$ этого промежутка носит название «один градус Цельсия» — 1° С.

Видимость. Под дальностью горизонтальной видимости у Земли, определяемой метеорологами, понимается то расстояние, на котором еще можно обнаружить предмет (ориентир) по форме, цвету, яркости. Дальность видимости измеряется в метрах или километрах.

Видимость реальных объектов, определяемая с самолета, называется полетной видимостью. Она подразделяется на горизонтальную, вертикальную и наклонную.

Горизонтальная полетная видимость представляет собой видимость объектов в воздухе, находящихся примерно на уровне полета самолета.

Вертикальная полетная видимость определяется как видимость объектов, расположенных на земной поверхности под углами, близкими к 90°.

Под наклонной полетной видимостью реальных объектов понимается предельное расстояние с высоты H, на котором виден данный объект на окружающем фоне под различными углами.

Частным случаем наклонной полетной видимости является видимость при заходе на посадку, когда объектом обнаружения является начало взлетно-посадочной полосы. При наличии у Земли густой дымки, тумана, метели (поземки) за значение видимости при заходе на посадку

принимается горизонтальная видимость у Земли в районе ВПП.

Полетная наклонная видимость реальных объектов (в том числе и посадочная) зависит от многих факторов, среди которых основными являются метеорологические. Наибольшее значение из метеорологических факторов имеет прозрачность атмосферы по наклону (наклонная метеорологическая видимость), которая в свою очередь зависит от высоты и структуры нижнего основания облаков, вертикальной мощности подоблачной дымки и вертикального градиента ее оптической плотности, а также от горизонтальной видимости у Земли.

При отсутствии низкой облачности, приземных дымок и других явлений прозрачность нижнего слоя атмосферы бывает достаточно высокой и в первом приближении можно считать, что она не изменяется с высотой. При этом значение наклонной видимости примерно равно горизонтальной видимости у Земли.

При наличии низкой облачности (слоистых форм) под ней, как правило, наблюдается подоблачная дымка. Толщина слоя подоблачной дымки довольно изменчива и может колебаться от нескольких десятков метров до 100—150 м. Наличие дымки приводит к тому, что наклонная метеорологическая видимость в подоблачном слое значительно ухудшается, и она, как правило, бывает меньше горизонтальной видимости у Земли. В связи с этим при определении наклонной полетной видимости реальных объектов при наличии низких облаков слоистых форм решающую роль играет оценка наклонной метеорологической видимости.

Влажность воздуха — содержание водяного пара в воздухе, выраженное в абсолютных или относительных единицах.

Абсолютная влажность — это количество водяного пара в граммах на 1 м^3 воздуха.

Удельная влажность — количество водяного пара в граммах на 1 кг влажного воздуха.

Относительная влажность — отношение количества содержащегося в воздухе водяного пара к тому количеству, которое требуется для насыщения воздуха при данной температуре, выраженное в процентах. Из величины относительной влажности можно определить,

насколько данное состояние влажности близко к насыщению.

Точка росы — температура, при которой воздух достиг бы состояния насыщения при данном влагосодержании и неизменном давлении.

Разность между температурой воздуха и точкой росы называется дефицитом точки росы. Точка росы равна температуре воздуха в том случае, если его относительная влажность равна 100%. При этих условиях происходит конденсация водяного пара и образование облаков и туманов.

Облака по внешнему виду подразделяются на три основные формы: кучевообразные, слоистообразные и волнистообразные (волнистые).

К кучевообразным облакам нижнего яруса относятся кучевые, мощные кучевые и кучево-дождевые облака.

Кучевые облака — облака белого цвета с плоским основанием и куполообразной вершиной, осадков не дают. Высота нижней границы чаще всего колеблется в пределах 1000—1500 м, вертикальная мощность достигает 1000—2000 м.

Образование кучевых облаков говорит о неустойчивом состоянии воздушной массы, т. е. о наличии в ней вертикальных потоков. Поэтому полет в облаках, под облаками и между ними неспокоен и сопровождается слабой болтанкой. Выше кучевых облаков полет происходит более спокойно. Видимость в них колеблется в пределах 35—45 м.

Мощные кучевые облака сильно развиваются по вертикали. Основание облаков плоское и опускается до высоты 1000—600 м. Верхняя граница достигает обычно высоты 4—5 км. Внутри облаков наблюдаются сильные восходящие потоки (до 10—15 м/с). Поэтому входить в мощные кучевые облака запрещается.

Кучево-дождевые облака являются наиболее опасными облаками с точки зрения условий полета в них. Образование их обычно сопровождается грозовыми разрядами и ливневыми осадками. Вертикальная мощность достигает 7—9 км, а нижнее основание часто лежит на высоте 300—600 м и имеет относительно небольшую площадь. Особенно быстро их развитие происходит летом в резко пересеченной местности (над горами).

В период перехода мощного кучевого облака в кучево-дождевое, когда происходит бурный процесс его развития в вертикальном направлении, в нем наблюдаются наиболее интенсивные восходящие и нисходящие потоки воздуха. При этом в верхней части облака господствуют интенсивные восходящие движения, а нисходящие — слабы. У основания и средней части облака наряду с сильными восходящими движениями наблюдаются значительные нисходящие движения холодного воздуха, опускающегося из облака вместе с осадками.

В этой стадии развития кучево-дождевого облака экипаж может встретить рядом располагающиеся и нисходящие потоки, достигающие скорости 20—30 м/с. Наиболее сильная турбулентность наблюдается в средней части облака на высоте 3000—6000 м.

Кучево-дождевые облака, образующиеся на холодных фронтах, обычно располагаются цепью, простираясь вдоль фронта на сотни километров в длину и десятки километров в глубину. В холодное время года их вертикальная мощность составляет 3—5 км, а в теплое время их вершины обычно достигают нижней границы стратосферы (11—12 км). Средняя скорость перемещения составляет 40—80 км/ч, а иногда может увеличиться до 100 км/ч и более.

Интенсивная грозовая деятельность, сильная болтанка, тяжелые виды обледенения (при соответствующих температурах), ливневые осадки, нередко сопровождающиеся градом, и резкое ухудшение видимости почти полностью исключают возможность выполнения полета в кучево-дождевых облаках. Поэтому полеты в кучево-дождевых (грозовых) облаках и под ними **запрещены.**

При полетах в зонах с грозовой деятельностью усиливаются радиопомехи. Грозовые разряды отмечаются в виде коротких ударов и треска в наушниках, а также по рысканию стрелки радиокомпаса. В полете грозовые очаги хорошо обнаруживаются самолетными радиолокационными станциями. На индикаторе кругового обзора местные, внутримассовые грозы видны в виде отдельных, разбросанных по экрану пятен, а фронтальные грозы — в виде цепочки пятен с выпуклостью, обращенной в сторону движения фронта. Визуально приближение грозовых очагов можно определить по вспыхивающим зарницам, особенно в ночное время.

При наличии на маршруте отдельных грозовых очагов рекомендуется обходить их на удалении не менее 10 км, а при полете над кучево-дождевыми облаками — иметь запас высоты не менее 1000 м над их вершиной.

Слоистообразные облака являются облаками фронтальными (связаны с теплыми и медленно движущимися холодными фронтами), образуются над фронтальной поверхностью и совпадают с ней своим нижним краем.

Система слоистообразных облаков состоит из слоисто-дождевых (нижний ярус), высокослоистых (средний ярус), перисто-слоистых и перистых облаков (верхний ярус) и покрывает сплошной пеленой площади в сотни тысяч квадратных километров. Вблизи линии фронта нижнее основание слоисто-дождевых облаков обычно располагается на высотах 300—600 м, верхняя граница — на высоте 4—6 км, а иногда и более (до 10—12 км). Горизонтальная видимость в них колеблется в пределах 15—25 м.

Полет в слоисто-дождевых облаках на высотах, где кинетический нагрев не обеспечивает повышения температуры выше 0°, связан с возможностью сильного обледенения в виде прозрачного или матового льда. В зимнее время в слоисто-дождевых облаках опасность сильного обледенения наблюдается на всех высотах. Нередко в переходное время года из слоисто-дождевых и высокослоистых облаков выпадает переохлажденный дождь. Полет под облаками в зоне переохлажденного дождя опасен из-за сильного обледенения самолета.

Особенно опасен полет под высокослоистыми и слоисто-дождевыми облаками навстречу фронту для экипажей, не овладевших полетами в сложных метеорологических условиях. Вблизи фронта слоисто-дождевая облачность нередко сливается с разорванно-слоистой, нижняя граница которой на расстоянии 100—150 км от фронта может опускаться до самой земли.

В холодные и переходные сезоны года наиболее часто встречаются волнистообразные (волнистые) облака.

Образование волнистых облаков связано с наличием слоев инверсий в атмосфере, поверхность которых имеет волнистый характер. Волнистые облака могут возникать под слоем инверсии и над ним. В нижнем ярусе под

слоем инверсии образуются слоистые и слоисто-кучевые просвечивающие облака. Подынверсионные облака, как правило, внутримассовые и обычно образуются в антициклонах. Нередко они возникают также в теплых секторах циклона.

Слоисто-кучевые просвечивающие облака наблюдаются в виде тонкого слоя волнистых облаков. Очень часто между отдельными волнами можно видеть голубое небо, более светлые места. Высота этих облаков нередко составляет 600—1000 м. Так как слои инверсии часто располагаются одновременно на различных высотах, то и слоисто-кучевые просвечивающие облака распределяются по высотам обычно несколькими слоями. Толщина отдельных слоев чаще всего не превышает 200—300 м. Осадки не выпадают, обледенение отсутствует. Характерными оптическими явлениями для них, особенно в холодное время года, являются венцы и глории.

Видимость в облаках достигает 70—90 м.

Слоистые облака возникают в подынверсионном слое, когда воздух в нем близок к насыщению и уровень конденсации лежит очень низко.

Образовавшийся под инверсией слой облаков снизу имеет вид серого достаточно равномерного облачного покрова. Слоистое облако не имеет резкой нижней границы, что затрудняет определение момента входа в облачность. Верхняя часть слоистых облаков наиболее плотная.

При полете над слоистыми облаками верхний край их представляется волнистым, но достаточно спокойным.

Высота слоистых облаков обычно колеблется в пределах 100—300 м, толщина — от 200 до 600 м. Наименьшая толщина и высота слоистых облаков наблюдается в том случае, когда они возникают в результате поднятия туманов.

Эти облака создают большую трудность, а иногда и опасную обстановку на последнем, наиболее ответственном этапе полета — заходе на посадку, так как нижнее основание этих облаков близко располагается к земной поверхности и иногда их высота оказывается ниже установленного минимума погоды.

Слоисто-кучевые плотные облака образуются над слоем инверсии на слабо выраженных фронтах и фрон-

тах окклюзий. Они имеют вид сплошного сомкнутого покрова достаточно плотных валов или глыб. Высота нижней границы облаков обычно составляет 300—600 м, а вертикальная мощность 600—1000 м. При полете в этих облаках следует учитывать, что их вертикальное распределение характеризуется разделением на несколько слоев, расположенных друг над другом. Расстояние между слоями колеблется в пределах 100—1100 м, а чаще всего составляет около 300 м. Прослойки клинообразные и очень неустойчивы по времени. Горизонтальная видимость в слоисто-кучевых плотных облаках составляет 35—45 м. Они могут давать слабые и умеренные обложные осадки, особенно в холодное время года. При горизонтальном полете в них наблюдается слабое обледенение.

В полете о высоте нижнего края слоистой и слоисто-кучевой облачности можно судить по виду ее верхней поверхности. Когда эти облака выглядят сверху ровными и спокойными, нижняя граница облаков в этом случае может располагаться на небольшой высоте от Земли. Если поверхность облака выглядит достаточно бугристой и на ней появляются «пенящиеся» белые барашки или вершины кучевообразных облаков, то это говорит о значительной турбулентности подоблачного слоя; в этом случае высота нижней границы облаков обычно более 300 м. Появление на верхней поверхности облачности глории говорит о том, что этот слой облаков имеет небольшую толщину.

Осадки — водяные капли или ледяные кристаллы, выпадающие из облаков на поверхность земли. По характеру выпадения осадки подразделяются на о б л о ж н ы е, выпадающие из слоисто-дождевых и высокослоистых облаков в виде капель дождя средней величины или в виде снежинок; л и в н е в ы е, выпадающие из кучево-дождевых облаков в виде крупных капель дождя, хлопьев снега или града; м о р о с я щ и е, выпадающие из слоистых и слоисто-кучевых облаков в виде очень мелких капель дождя.

Полет в зоне осадков затруднен вследствие резкого ухудшения видимости, снижения высоты облаков, болтанки, обледенения в переохлажденном дожде и мороси, возможного повреждения поверхности самолета (вертолета) при выпадении града

Ветер — движение воздуха по отношению к земной поверхности. Он характеризуется скоростью (в м/с или км/ч) и направлением (в град). Направление ветра, принятое в метеорологии (откуда дует), отличается от аэронавигационного (куда дует) на 180°.

Непосредственной причиной возникновения ветра является неравномерное распределение давления по горизонтали. Как только создается разность атмосферного давления в горизонтальном направлении, сейчас же возникает сила барического градиента, под действием которой частицы воздуха начинают перемещаться с ускорением из области более высокого в область более низкого давления. Эта сила всегда направлена перпендикулярно (по нормали) к изобаре в сторону низкого давления.

Наиболее сильные ветры отмечаются в области струйных течений; скорость ветра в них превышает 100 км/ч. Ось струйного течения с максимальной скоростью ветра чаще всего располагается на 1000—2000 м ниже тропопаузы, т. е. переходного слоя, отделяющего тропосферу от стратосферы. Толщина тропосферы колеблется от нескольких сот метров до 1—2 км. В этом слое падение температуры с высотой замедляется.

Преобладающим направлением струйных течений является западное. Над СССР струйные течения чаще всего наблюдаются над Дальним Востоком, центральной частью европейской территории, Уралом, Западной Сибирью и Средней Азией. Скорость струйного течения вблизи оси достигает 300 км/ч.

Местные ветры — воздушные течения, возникающие и приобретающие типичные свойства под влиянием местных физико-географических и термических условий. Над территорией СССР наблюдаются следующие основные типы местных ветров.

Бризы — ветры с суточной периодичностью, возникающие по берегам морей и больших озер, а также на некоторых больших реках. Дневной (морской) бриз направлен с моря на сушу, ночной (береговой) — с суши на море. Морской бриз начинается с 10—11 часов утра и распространяется в глубь континента на 20—40 км. Его вертикальная мощность достигает в среднем 1000 м. Береговой бриз начинается после захода Солнца, рас-

пространяется в глубь моря на 8—10 км, достигая высоты около 250 м.

Горно-долинные ветры — местная циркуляция воздуха между горным хребтом и долиной с суточным периодом: днем — из долины вверх по нагретому склону, ночью — со склонов горы в долину. Горно-долинные ветры наблюдаются во всех горных системах и особенно хорошо выражены в ясную погоду летом.

Бора́ — сильный холодный ветер, направленный с прибрежных невысоких гор (высотой до 1000 м) на море. Бора́ распространяется в глубь моря на несколько километров, а вдоль побережья — на несколько десятков километров. Вертикальная мощность потока составляет примерно 200 м. Новороссийская бора́ (норд-ост), наблюдающаяся в холодную половину года со скоростью 40—60 м/с, вызывает понижение температуры до минус 20—25° С. Разновидностью боры является сарма́ — ветер, дующий на западном берегу Байкала.

Фён — теплый сухой ветер, направленный с гор, часто сильный и порывистый. При фёне на наветренной стороне хребта наблюдаются сложные метеорологические условия (облачность, осадки, плохая видимость), на подветренной стороне, наоборот,— сухая, малооблачная погода. Фёны чаще всего наблюдаются в Закавказье, на Северном Кавказе и горах Средней Азии.

Афганец — жаркий и очень пыльный ветер южного и юго-западного направления. При афганце видимость на большой территории сильно ухудшается, затрудняя полеты самолетов и особенно их взлет и посадку. На юге Таджикской ССР и юго-востоке Туркменской ССР афганец наблюдается во все времена года.

Средний ветер слоя атмосферы — расчетный ветер, который оказывает такое же результирующее действие на тело за время его прохождения данного слоя, как и реальный ветер в этом слое. Данные о среднем ветре в различных слоях атмосферы дают возможность судить о направлении и скорости перемещения радиоактивного облака, а следовательно, об уровне радиации и площадях опасных зон заражения атмосферы и местности. Расчет и графическое отображение среднего ветра производятся в метеоподразделениях по данным радиопилотных наблюдений.

Эквивалентный ветер. Для упрощения выполнения

некоторых навигационных расчетов пользуются эквивалентным ветром.

Эквивалентным ветром $W_э$ называется условный ветер, направление которого всегда совпадает с линией заданного пути ЛЗП, а его скорость в сумме с воздушной скоростью дает такую же путевую скорость, как и действительный ветер (рис. 128).

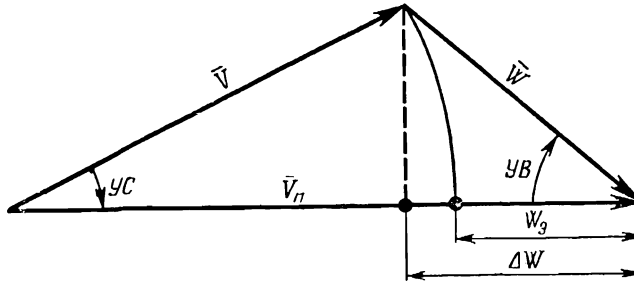


Рис. 128. Эквивалентный ветер

Эквивалентный ветер можно определить по специальной таблице, которая помещается в Руководстве по летной эксплуатации и пилотированию каждого типа самолета (вертолета). Приближенно эквивалентный ветер можно определить по формуле: $W_э \approx W \cos УВ$.

ОПАСНЫЕ ДЛЯ АВИАЦИИ ЯВЛЕНИЯ ПОГОДЫ

Туман — это такое явление, когда взвешенные в воздухе капли воды или кристаллы льда уменьшают дальность видимости до 1 км и менее.

Туман образуется в результате конденсации водяного пара в непосредственной близости от земной поверхности. По своей физической природе туман подобен облаку. Часто одно явление переходит в другое. Например, когда туман приподнимается, то он преобразуется в низкие разорванно-слоистые облака.

Образование тумана связано главным образом с охлаждением приземного слоя воздуха, поэтому в зависимости от того, как происходит процесс охлаждения воздуха, туманы делятся на три типа: радиационные, адвективные, фронтальные.

Радиационный туман образуется вследствие выхолаживания поверхности Земли и прилегающего к ней слоя воздуха, при этом возникает инверсия температуры и при достаточной влажности воздуха образуется приземный туман, называемый радиационным. Наибольшая повторяемость радиационных туманов приходится на ночные часы, когда нет притока солнечной радиации, а земная поверхность и воздух теряют тепло. Радиационный туман отличается наибольшей плотностью у поверхности Земли и видимость здесь часто ухудшается до нескольких десятков метров. С высотой плотность убывает, и с высоты полета Земля сквозь него видна хорошо. С восходом Солнца (началом прогрева) радиационный туман, как правило, рассеивается.

Адвективный туман образуется при охлаждении относительно теплого и влажного воздуха, движущегося над более холодной подстилающей поверхностью. Зимой адвективный туман образуется, как правило, в воздушной массе, перемещающейся с океана на материк; летом — с материка на океан. Адвективный туман, в отличие от радиационного, возникает при более значительных скоростях ветра у поверхности Земли, которые чаще всего бывают 4—8 м/с, но он может образовываться и при более сильном ветре, достигающем 12—15 м/с. Особенностью адвективного тумана является также увеличение плотности с высотой. При этом видимость у поверхности Земли может быть вполне удовлетворительной, но стоит подняться на несколько десятков метров (30—50 м), как горизонтальная видимость совершенно исчезает.

Адвективный туман может образовываться в любую часть суток и сохраняться в течение длительного времени.

Фронтальные туманы — туманы, возникающие на атмосферных фронтах. Они бывают трех типов: предфронтальные, фронтальные и зафронтальные.

Предфронтальный туман образуется вследствие насыщения влагой холодного воздуха, находящегося под фронтальной поверхностью.

Наиболее благоприятные условия для образования предфронтального тумана, когда температура выпадающего дождя значительно выше температуры холодного воздуха, располагающегося вблизи поверхности Земли.

Фронтальный туман возникает непосредственно

при прохождении фронта. Такой туман представляет собой фронтальную облачную систему, распространяющуюся до поверхности Земли, особенно часто наблюдается при прохождении фронтов над возвышенностями.

З а ф р о н т а л ь н ы й туман образуется непосредственно после прохождения теплого фронта или теплой окклюзии. Образование зафронтального тумана мало чем отличается от условий образования адвективного тумана.

Кроме указанных выше основных наиболее часто встречающихся видов туманов наблюдаются и другие, как-то:

адвективно-радиационные;
туманы склонов;
туманы испарений;
морозные или ледяные туманы.

Туманы испарения возникают в результате притока водяного пара за счет испарения с водной поверхности в перемещающийся над ней воздух, температура которого на 8—10° и более ниже температуры воды. Такие туманы образуются в полярных областях при перемещении холодного воздуха со снежной поверхности на открытую воду (полынью, незамерзающий залив, открытый участок моря). Аналогично туманы испарения образуются над реками и озерами осенью.

Метель — перенос снега над поверхностью Земли ветром достаточной силы. Различают три вида метели: поземка, низовая метель и общая метель.

Поземка — перенос сухого снега ветром непосредственно над поверхностью снежного покрова. Поземка возникает при скорости ветра 4—6 м/с, при этом снег поднимается до высоты в несколько десятков сантиметров.

Низовая метель — явление, схожее с поземкой, с той лишь разницей, что она бывает при более сильном ветре. При низовой метели снег поднимается до высоты в несколько метров.

Как поземка, так и низовая метель ухудшают видимость в самых нижних слоях атмосферы.

Общая метель характеризуется сильным ветром, поднимающим снег с земной поверхности, и выпадением снега из облаков.

Пыльная буря — явление, аналогичное низовой метели, но с той лишь разницей, что пыльная буря бывает в

южных степях и пустынях преимущественно летом, когда сильным ветром с поверхности Земли поднимаются частицы песка или пыли, которые, замутняя атмосферу, резко ухудшают видимость.

Вертикальная мощность пыльных бурь может быть самой различной — от нескольких десятков сантиметров (пыльные и песчаные поземки) до нескольких десятков и даже сотен метров.

Гроза — атмосферное явление, при котором наблюдаются многократные электрические разряды (молнии) между облаками или между облаками и землей, сопровождаемые звуковым явлением — громом. Обычно при грозе наблюдаются обильные осадки в виде дождя, града и в очень редких случаях в виде снега.

Иногда отмечаются грозы и без осадков; их называют сухими грозами.

Грозы бывают двух основных типов: внутримассовые и фронтальные.

Внутримассовые грозы образуются во влажном и неустойчивом воздухе внутри воздушных масс. Наиболее распространенной внутримассовой грозой является тепловая, или местная гроза, возникающая в результате нагрева воздуха от подстилающей поверхности. Тепловые грозы возникают летом после полудня и рассеиваются вечером. Внутримассовые грозы обычно возникают изолированно или располагаются друг от друга на расстоянии 20—30 км, поэтому самолет их может свободно обходить.

Фронтальные грозы развиваются на холодных и теплых фронтах, а также на фронтах окклюзии.

Грозы на холодных фронтах — наиболее сильные; они возникают вследствие мощного подъема теплого воздуха по клину холодного воздуха. В результате в передней части холодного фронта в теплое время года образуются мощные кучево-дождевые (грозовые) облака с ливнями, нередко с градом и со шквалами, достигающими ураганной силы.

Грозы на холодном фронте усиливаются во вторую половину дня и ослабевают во второй половине ночи и утром.

Грозы на теплом фронте — сравнительно редкое явление; они развиваются в теплом неустойчивом воздухе, восходящем по клину холодного воздуха. Куче-

во-дождевые облака здесь бывают скрыты слоистообразными облаками. Характерным для гроз на теплом фронте является то, что наиболее активными они бывают в вечерние и ночные часы.

Опасность для самолета и экипажа представляют мощные восходящие и нисходящие потоки воздуха внутри кучево-дождевых облаков и в непосредственной близости к ним, а также возможный разряд молнии в самолет.

Молния. В кучево-дождевых облаках могут создаваться электрические поля огромной напряженности, вследствие чего происходят искровые электрические разряды, которые называют молниями. Разряды бывают между облаком и Землей, между различными облаками и между отдельными частями одного и того же облака.

Большое напряжение электрического поля в облаке возникает в результате электризации облачных элементов и разделения разноименных зарядов. Эти процессы весьма разнообразны и происходят при изменении агрегатного состояния воды в облаках (замерзание, таяние и т. д.), а также при разбрызгивании капель воды и от разламывания ледяных кристаллов при их падении в воздухе.

Поскольку кучево-дождевые облака смешанные, то в них постоянно идет процесс образования зарядов за счет таяния ледяных кристаллов, сублимации, намерзания переохлажденных капель на кристаллы и т. д.

Разбрызгивание капель воды в облаке происходит в том случае, когда капли достигают достаточно больших размеров ($r = 2$—3 мм). В целом крупная капля электрически нейтральна. Падая вниз, она под действием мощных восходящих движений воздуха разбрызгивается на капли различных размеров. Мелкие капли оказываются заряженными отрицательно, а более крупные — положительно. Восходящие потоки воздуха уносят мелкие капли в верхнюю часть облака, а более крупные остаются на нижележащих уровнях. В верхней части облака, состоящей из ледяных кристаллов, вследствие трения кристаллов о воздух происходит их разламывание. Более мелкие ледяные частицы оказываются заряженными положительно, а крупные — отрицательно. Мелкие кристаллы остаются в верхней части облака, а более крупные оседают вниз.

Указанные процессы приводят к образованию в грозовом облаке огромных объемных электрических зарядов. В верхней части облака, состоящей из мелких ледяных кристаллов, возникает объемный положительный заряд. Другой такой заряд образуется в той части облака, где имеют место наибольшие скорости вертикальных движений воздуха и интенсивные осадки, создающие наиболее благоприятные условия для дробления крупных капель. Центральная часть этого объемного положительного заряда располагается вблизи изотермы 0° С. Остальная часть облака, в которой преобладают мелкие капли, оказывается заряженной отрицательно.

Электрические разряды (молнии) возникают в том случае, когда напряженность электрического поля между объемными зарядами достигает пробивного значения, равного около 1 000 000 В на 1 м. Сила тока в молнии очень велика и составляет (1—1,5) 10^5 А и даже больше.

В природе наблюдается несколько видов молний. Однако наиболее часто встречаются линейные, реже плоские и шаровые молнии.

Линейная молния представляет собой искровой электрический заряд в виде искривленной линии, иногда с многочисленными ответвлениями. Длина такой молнии чаще всего составляет 2—3 км, но отмечались случаи, когда длина молнии достигала 20—30 км.

Разряд линейной молнии сопровождается звуковым эффектом — громом. В канале, по которому идет разряд, воздух мгновенно нагревается до (1,5—2,0) 10^4 °С и расширяется, затем также быстро охлаждается и сжимается. Образуются взрывные волны, дающие начало звуковым волнам — грому. Гром можно услышать на расстоянии до 20—25 км.

Плоская молния представляет собой разряд, охватывающий значительную часть облака, и состоит он, по-видимому, из тихих разрядов, испускаемых отдельными капельками.

Шаровая молния представляет собой шар, который ярко светится белым или красноватым цветом с оранжевым оттенком. Диаметр шаровой молнии обычно составляет несколько десятков сантиметров. В литературе встречаются описания шаровых молний, диаметр которых достигал значительных размеров.

Град — осадки, выпадающие в теплое время года из мощных кучево-дождевых облаков в виде частичек плотного льда различных, иногда очень крупных размеров. Град обычно бывает при грозе вместе с ливневым дождем.

Шквал — внезапное и кратковременное усиление скорости ветра (более 15 м/с), сопровождающееся изменением его направления. Шквалы возникают в передней части кучево-дождевых (грозовых) облаков.

Обледенение — отложение льда на обтекаемых частях самолета, силовых установках и внешних деталях его специального оборудования (антенны и т. д.) при полете в воздухе, содержащем переохлажденные капли воды.

Наиболее интенсивное обледенение наблюдается в тех облаках и в той части, где больше водность и крупнее капли. Практика показывает, что наиболее интенсивное обледенение бывает при температуре от 0 до —10° С и ниже.

По интенсивности отложения льда принято считать обледенение слабым, когда лед откладывается со скоростью от 0,01 до 0,5 мм/мин, средним — от 0,51 до 0,1 мм/мин, сильным при скорости отложения льда больше 1,0 мм/мин.

Опасность обледенения связана с тем, что в результате отложения льда искажается форма профиля крыла и оперения, что приводит к ухудшению аэродинамических качеств самолета, к потере его устойчивости.

Влияние воздушной скорости полета на интенсивность обледенения сказывается двояко. С одной стороны, увеличение скорости приводит к росту интенсивности обледенения, так как в единицу времени на лобовых частях самолета будет осаждаться больше водяных капель. С другой стороны, при увеличении скорости полета температура поверхности самолета вследствие кинетического нагрева может оказаться положительной, и самолет не будет подвергаться обледенению. Наибольший нагрев наблюдается на передней кромке крыла и лобовых частях самолета, где почти вся кинетическая энергия превращается в тепловую.

Различают три основных вида обледенения:

лед — прозрачный, матовый и белый (молочный);

изморозь;

иней.

Прозрачный лед образуется при полете в облаках, в которых много крупных переохлажденных капель, или в зоне переохлажденного дождя. Этот вид обледенения обычно имеет гладкую поверхность, нарастает быстро и главным образом на передней кромке крыла, носовом коке и винтах.

Матовый лед возникает при полете в смешанных облаках, где наряду с мелкими переохлажденными каплями имеются ледяные кристаллы и снежинки. Этот вид обледенения имеет шероховатую поверхность и неправильные формы отложения. Нарастание матового льда происходит неравномерно, поэтому такой вид обледенения является самым опасным.

Белый (молочный) лед откладывается при полете в облаках, состоящих из мелких переохлажденных капель. Представляет собой сравнительно ровный покров пористой структуры. Держится на поверхности непрочно и при вибрациях может скалываться.

Изморозь имеет вид белого крупнозернистого кристаллического отложения. Образуется при полете в облаках, где преобладают мелкие переохлажденные капли и ледяные кристаллы. Наблюдается этот вид обледенения, как правило, при температуре ниже —10° С. Поверхность отложения неровная, шероховатая. Легко скалывается и сдувается воздушным потоком.

Иней — легкий кристаллический налет. Образуется в результате сублимации водяного пара на значительно переохлажденной поверхности самолета. Под действием вибрации и встречного воздушного потока легко скалывается и сдувается. Этот вид обледенения может образоваться при полете вне облаков, когда самолет попадает из более холодного в менее холодный и влажный воздух, имеющий также температуру ниже 0° С, например при быстром снижении. Опасность этого вида заключается в том, что лед откладывается на лобовом остеклении кабины и ухудшает обзор, что особенно опасно при посадке.

Форма ледяных отложений может быть весьма разнообразной. Различают несколько основных форм: профильную, желобковую и ледяные отложения неопределенной формы.

Наибольшую опасность обледенение представляет для вертолетов. У них подвержены обледенению несущий и хвостовой винты, а в горизонтальном полете — те же детали, что и на самолете. Обледенение чаще всего наблюдается при температуре от 0 до —12°. Нарастание льда на лопастях несущего винта вертолета происходит очень быстро и неравномерно, что приводит к резким колебаниям лопасти, которые передаются всей конструкции вертолета и вызывают большие вибрации ее частей.

Существуют активные и пассивные способы борьбы с обледенением.

Активный способ борьбы предусматривает применение противообледенительных устройств и является наиболее эффективным.

Для современных реактивных самолетов при горизонтальном полете активным способом борьбы с обледенением может явиться также маневр скоростью. Особенно эффективен этот способ для самолетов, имеющих большой запас скорости. При начавшемся обледенении форсирование скорости увеличивает кинетический нагрев. Когда температура в возмущенном потоке и на поверхности самолета оказывается положительной, удаление образовавшегося льда происходит в течение 1—2 мин.

Пассивный способ борьбы с обледенением заключается в выходе из зоны обледенения и выборе соответствующего профиля полета. Так, при полетах в период теплой половины года следует снизиться в слой облачности с положительной температурой, а в период холодной половины года — набрать высоту в область более низких температур. Переход на другую высоту необходимо выполнять с максимально возможной вертикальной скоростью. Если при изменении высоты полета обледенение не прекращается и продолжать полет опасно, командир экипажа обязан немедленно произвести посадку на своем или запасном аэродроме.

Полеты в зонах обледенения на вертолетах и самолетах, не имеющих противообледенительных устройств, запрещаются.

МЕСТНЫЕ ПРИЗНАКИ ПОГОДЫ

Признаки устойчивой хорошей погоды

1. Высокое давление, в течение нескольких дней медленно и непрерывно повышающееся.
2. Правильный суточный ход ветра: ночью тихо, днем значительное усиление ветра; на берегах морей и больших озер, а также в горах правильная смена ветров: днем — с воды на сушу и из долин к вершинам, ночью — с суши на воду и с вершин в долины.
3. Зимой ясное небо, и только к вечеру при штиле могут наплывать тонкие слоистые облака. Летом, наоборот: развивается кучевая облачность и к вечеру исчезает.
4. Правильный суточный ход температуры (днем повышение, ночью понижение). В зимнее время температура низкая, летом высокая.
5. Осадков нет; ночью сильная роса или иней.
6. Приземные туманы, исчезающие после восхода Солнца.

Признаки устойчивой плохой погоды

1. Низкое давление, мало изменяющееся или еще более понижающееся.
2. Отсутствие нормального суточного хода ветра; скорость ветра значительная.
3. Небо сплошь затянуто слоисто-дождевыми или слоистыми облаками.
4. Продолжительные дожди или снегопады.
5. Незначительные изменения температуры в течение суток; зимой относительно тепло, летом прохладно.

Признаки ухудшения погоды

1. Падение давления; чем быстрее падает давление, тем скорее изменится погода.
2. Ветер усиливается, суточные колебания его почти исчезают, направление ветра меняется.
3. Облачность увеличивается, причем часто замеча-

ется следующий порядок появления облаков: появляются перистые, затем перисто-слоистые (движение их настолько быстрое, что заметно на глаз), перисто-слоистые сменяются высокослоистыми, а последние — слоисто-дождевыми.

4. Кучевые облака к вечеру не рассеиваются и не исчезают, и количество их даже увеличивается. Если они принимают форму башен, то следует ожидать грозы.

5. Температура зимой повышается, летом же отмечается заметное уменьшение ее суточного хода.

6. Вокруг Луны и Солнца появляются цветные круги и венцы.

Признаки улучшения погоды

1. Давление повышается.

2. Облачность становится меняющейся, появляются просветы, хотя временами все небо еще может покрываться низкими дождевыми облаками.

3. Дождь или снег выпадают временами и бывают довольно сильными, но не отмечается беспрерывного выпадания их.

4. Температура зимой понижается, летом повышается (после предварительного понижения).

Глава XIV.
СПРАВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В САМОЛЕТОВОЖДЕНИИ

Точки и линии

МС	— место самолета
ИПМ	— исходный пункт маршрута
КПМ	— конечный пункт маршрута
ИПОМ	— исходный пункт обратного маршрута
КЭ	— контрольный этап
КО	— контрольный ориентир
ЛЗП	— линия заданного пути
ЛФП	— линия фактического пути
ЛРП	— линия равных пеленгов
ЛРА	— линия равных азимутов
РНТ	— радионавигационная точка
РВС	— радиовещательная станция
РСБН	— радиотехническая система ближней навигации

Углы и направления

ИК, МК, КК	— истинный, магнитный и компасный курсы
ИПУ, МПУ, ПМПУ	— истинный, магнитный и посадочный (магнитный) путевые углы
ЗПУ, ФПУ	— заданный и фактический путевые углы
$\Delta_м$	— магнитное склонение
$\Delta_к$	— девиация
Δ	— вариация
$\Delta_р$	— радиодевиация
ПК	— поправка в курс
ДП	— дополнительная поправка в курс на оставшееся расстояние
УС	— угол сноса
УВ	— угол ветра
КУР	— курсовой угол радиостанции (РНТ)

$КУР_{пред}$ — предвычисленный курсовой угол радиостанции (РНТ)

КУО — курсовой угол ориентира

ИПО, МПО — истинный и магнитный пеленги ориентиров

ИПР, МПР — истинный и магнитный пеленги радиостанции (РНТ)

ИПС, МПС — истинный и магнитный пеленги самолета (от ориентира или от РНТ)

φ — широта пункта (точки)

λ — долгота пункта (точки)

ВУ — вертикальный угол

УР — угол разворота

УУР — угол упреждения разворота

ЛУР — линейное упреждение разворота

ω — угловая скорость разворота

δ — направление ветра (метеорологическое — откуда дует, навигационное — куда дует)

БУ — боковое уклонение

β — угол крена при развороте

$t_{раз}$ — время разворота

Скорости, расстояния, высоты

$V_{ист}$ — истинная воздушная скорость

$V_{пр}$ — скорость по прибору

$V_{п}$ — путевая скорость

W — скорость ветра

ГД — горизонтальная дальность

НД — наклонная дальность

R — радиус разворота

S — расстояние между двумя точками

Д — дистанция на земной поверхности от места проекции самолета до какой-либо точки

Б — база (расстояние между РНТ)

ЛБУ — линейное боковое уклонение

$H_{ист}$ — истинная высота

$H_{пр}$ — приборная высота (показание высотомера)

$H_{бар}$ — барометрическая высота

$H_{отн}$ — относительная высота (высота самолета относительно какого-либо уровня)

$H_{абс}$ — абсолютная высота (высота самолета относительно уровня моря)

МБВ — минимальная безопасная высота (истинная)

$H_{без.\ 760}$ — безопасная высота по давлению 760 мм рт. ст.

$H_{без.\ аэр}$ — безопасная высота по давлению аэродрома

$H_{рел}$ — абсолютная высота наивысшей точки рельефа местности

$H_{аэр}$ — высота аэродрома относительно уровня моря

$h_{преп}$ — высота препятствия

H_{760} — высота от условного уровня изобарической поверхности 760 мм рт. ст.

$H_{вых}$ — высота выхода на РНТ, указанная диспетчерской службой (руководителем полета)

$H_{исх}$ — исходная высота начала маневра снижения и захода на посадку

$\Delta H_{инстр}$ — инструментальная поправка высотомера

$\Delta H_{бар}$ — барометрическая поправка

$\Delta H_{темп}$ — методическая температурная поправка высотомера

$\Delta H_{а}$ — аэродинамическая и волновая поправки высотомера

$\Delta H_{рел}$ — поправка на рельеф местности

Элементы времени

$T_{м}$ — местное (гражданское) время

$T_{гр}$ — гринвичское время

$T_{п}$ — поясное время

$T_{д}$ — декретное время

МСК — московское время

t — время полета

$N_{ч}$ — номер часового пояса

$T\odot$ — истинное солнечное время

$T\odot m$ — среднее солнечное время

Метеорологические элементы

P_{0} — атмосферное давление у Земли

$P_{н}$ — атмосферное давление на высоте

$P_{аэр}$ — атмосферное давление на уровне ВПП аэродрома взлета (посадки)

$P_{прив.\ аэр}$ — атмосферное давление на уровне ВПП аэродрома взлета, приведенное к уровню моря

$P_{прив.\ мин}$ — минимальное атмосферное давление на участке маршрута, приведенное к уровню моря

t_{0} — температура у Земли

$t_{н}$ — температура на высоте

$t_{ср}$ — средняя температура, которая равна $\frac{t_0 + t_н}{2}$

$t_{град}$ — вертикальный температурный градиент

Прочие сокращения

А — азимут

А/Д — аэродром

БПРМ — ближняя приводная радиостанция с маркером

БРМ — ближний радиомаркер

БПРС — ближняя приводная радиостанция

ВПП — взлетно-посадочная полоса

ГРМ — глиссадный радиомаяк
ДПРМ — дальняя приводная радиостанция с маркером
ДПРС — дальняя приводная радиостанция
ДРЛ — диспетчерский радиолокатор
ДРМ — дальний радиомаркер
ИСП — инструментальная система посадки
КПБ — концевая полоса безопасности
КРМ — курсовой радиомаяк
КГСП — курсо-глиссадная система посадки
ОПРС — отдельная приводная радиостанция
ОПРМ — отдельная приводная радиостанция с маркером
ОРЛ — обзорный радиолокатор
ОСП — оборудование системы посадки (система посадки по двум приводным радиостанциям)
ПРЛ — посадочный радиолокатор
РА — район аэродрома
РД — рулежная дорожка
РДС — район диспетчерской службы
РМ — радиомаркер
РСП — радиолокационная система посадки
СТД — стандартное давление
УМ — установленный метеоминимум
УНГ — угол наклона глиссады
УРП — ультракоротковолновый радиопеленгатор
ШТ — ширина авиатрассы

Условные обозначения



10.20,15 — отметка места самолета, которое получено экипажем визуально или с помощью самолетного радиолокатора (10,20,15 — время определения)



07.30,10 — отметка места самолета, которое получено экипажем счислением пути



15.40,20 — отметка места самолета, которое получено экипажем с Земли по запросу



20.32 — отметка места самолета, полученного прокладкой линий положения на карте

15.42 — линия пеленга от РНТ

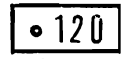
$\overrightarrow{10.20}$ — линия пеленга от контрольного ориентира КО


— ориентиры, определяющие точки маршрута (ИПМ, ППМ, КО, ИПОМ, ТРЦ, КПМ)

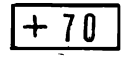

$\frac{18.10,00}{800}$ — цель (красным цветом);
18.10,00 — время прибытия;
800 — высота в м



— магнитное склонение (красным цветом)



— отметка высоты местности (над уровнем моря)



— отметка превышения местности (над уровнем аэродрома взлета)

S 30 *t* 2,16 — контрольный этап (*S* 30 — длина в км; *t* 2,16 — время полета в минутах и секундах)

t 45° 1,20 — время пролета базы (45° — величина угловой базы 1,20 — время пролета в ми и с)

КК 30° — компасный курс 30°

УС — 6° — угол сноса — 6°

H 600 — высота 600 м

V 180 — воздушная скорость 180 км

$V_п$ 250 — путевая скорость 250 км/ч

$\frac{2000}{120}\downarrow$ — снижение с 2000 до 120 м

$\frac{5000}{200}\uparrow$ — набор высоты от 200 до 5000 м

$\frac{18.31,15}{18.30,20}$ — фактическое время пролета ориентира (18 ч 31 мин 15 с); расчетное время пролета ориентира (18 ч 30 мин 20 с)



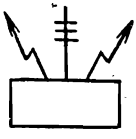
$\frac{ОБ}{290}$ — стационарная приводная радиостанция (ОБ — позывной, 290 — рабочая частота в кГц)



$\frac{ВЛ}{360}$ — подвижная приводная радиостанция (ВЛ — позывной, 360 — рабочая частота в кГц)



$\frac{АД}{700}$ — дальний приводной радиомаркерный пункт (АД — позывной, 700 — рабочая частота в кГц)



— радиотехническая система ближней навигации



— УКВ радиопеленгатор

РАДИОТЕЛЕГРАФНАЯ АЗБУКА

Буквы

А а	· —	О о	— — —
Б б	— · · ·	П п	· — — ·
В в	· — —	Р р	· — ·
Г г	— — ·	С с	· · ·
Д д	— · ·	Т т	—
Е е	·	У у	· · —
Э э	· · — · ·	Ф ф	· · — ·
Ж ж	· · · —	Х х	· · · ·
З з	— — · ·	Ц ц	— · — ·
И и	· ·	Ч ч	— — — ·
Й й	· — — —	Ш ш	— — — —
К к	— · —	Щ щ	— — · —
Л л	· — · ·	Ы ы	— · — —
М м	— —	Ю ю	· · — —
Н н	— ·	Ь ь	— · · —
		Я я	· — · —

Цифры

1	· — — — —	6	— · · · ·
2	· · — — —	7	— — · · ·
3	· · · — —	8	— — — · ·
4	· · · · —	9	— — — — ·
5	· · · · ·	0	— — — — —

СПРАВОЧНЫЕ ТАБЛИЦЫ

Перевод номеров фиксированных волн в частоту и длину волны

Номер волны	Частота, кГц	Длина волны, м
1	2	3
0	0	0
1	25	12 000
2	50	6000
3	75	4000
4	100	3000
5	125	2400
6	150	2000
7	175	1714,3
8	200	1500
9	225	1333,33
10	250	1200
20	500	600
30	750	400
40	1000	300
50	1250	240
60	1500	200
70	1750	171,43
80	2000	150
90	2250	133,33
100	2500	120
200	5000	60

Таблица стандартной атмосферы

Высота, H, м	Давление на высоте P_H, мм рт. ст.	Температура на высоте t_H, в градусах	Плотность воздуха ρ, кг, см^3
1	2	3	4
0	760,0	15,0	1,2255
100	751,0	14,4	1,2137
200	742,1	13,7	1,2021
300	733,3	13,1	1,1906
400	724,6	12,4	1,1791
500	716,0	11,8	1,1677
600	707,4	11,1	1,1564
700	699,0	10,5	1,1452
800	690,6	9,8	1,1340
900	682,2	9,2	1,1230
1000	674,0	8,5	1,1120
1500	634,1	5,3	1,0581
2000	596,1	2,0	1,0067
2500	560,0	—1,2	0,9578
3000	525,7	—4,5	0,9093
3500	493,1	—7,7	0,8633
4000	462,2	—11,0	0,8192
4500	432,8	—14,2	0,7768
5000	404,8	—17,5	0,7361
5500	378,5	—20,7	0,6971
6000	353,7	—24,0	0,6596
6500	330,1	—27,2	0,6238
7000	307,8	—30,5	0,5894
7500	286,7	—33,7	0,5565
8000	266,8	—37,0	0,5250
8500	248,0	—40,2	0,4949
9000	230,9	—43,5	0,4662
9500	213,7	—46,7	0,4387
10 000	198,7	—50,0	0,4125
15 000	90,2	—56,5	0,1935
20 000	40,9	—56,5	0,0880

Перевод скорости из км/ч в м/с

$$\left(1\ \text{км/ч} = \frac{1000}{3600} = 0{,}277\ \text{м/с}\right); \quad \left(1\ \text{м/с} = \frac{3600}{1000} = 3{,}6\ \text{км/ч}\right)$$

км/ч	м/с	км/ч	м/с	км/ч	м/с	км/ч	м/с
1	2	3	4	5	6	7	8
1	0,3	10	2,8	100	27,8	1000	277,8
2	0,6	20	5,6	200	55,6	2000	555,6
3	0,8	30	8,3	300	83,3	3000	833,3
4	1,1	40	11,1	400	111,1	4000	1111,1
5	1,4	50	13,9	500	138,9	5000	1388,9
6	1,7	60	16,7	600	166,7	6000	1666,7
7	1,9	70	19,4	700	194,4	7000	1944,4
8	2,2	80	22,2	800	222,2	8000	2222,2
9	2,5	90	25,0	900	250,0	9000	2500,0

Перевод скорости из метров в секунду в километры в час осуществляется путем умножения на коэффициент 3,6.

Таблица для определения элементов разворота

$V_{ист}$, км/ч	Крен β°	R, м	t, мин, с виража	Время разворота на зад. угол, мин, с						
				30°	40°	50°	60°	70°	80°	90°
350	15	3630	3,54	0,20	0,26	0,32	0,39	0,45	0,52	0,59
	20	2700	2,54	0,14	0,19	0,24	0,29	0,34	0,39	0,44
	30	1665	1,57	0,09	0,13	0,16	0,19	0,22	0,25	0,28
400	15	4700	4,26	0,22	0,30	0,37	0,44	0,51	0,59	1,06
	20	3450	3,16	0,16	0,21	0,27	0,33	0,38	0,43	0,49
	30	2200	2,04	0,10	0,14	0,17	0,21	0,24	0,28	0,31
500	15	7330	5,31	0,28	0,37	0,46	0,55	1,04	1,14	1,24
	20	5400	4,05	0,20	0,27	0,34	0,41	0,48	0,54	1,01
	30	3400	2,34	0,13	0,17	0,21	0,26	0,30	0,34	0,39
600	15	10 550	6,42	0,34	0,45	0,56	1,07	1,19	1,30	1,41
	20	7800	4,54	0,25	0,33	0,41	0,49	0,57	1,06	1,14
	30	4900	3,06	0,15	0,20	0,26	0,31	0,36	0,41	0,46

Упреждение разворота в километрах при углах разворота от 0° до 150°

$V_{ист}$, км/ч	R, м	Упреждение разворота в км при углах разворота										$t_{разв}$ на 90°
		15°	30°	45°	60°	75°	90°	105°	120°	135°	150°	
400	4600	0,6	1,2	2,0	2,7	3,5	4,6	6,0	8,0	11	15	65
500	7300	1,0	2,0	3,1	4,3	5,7	7,3	9,7	12,8	18	27,5	82
600	10 600	1,4	2,8	4,2	6,1	8,2	10,6	13,8	18,3	25,5	40	100
700	14 700	1,9	3,8	6,0	8,3	11	14,4	19	25	35	52	116
800	18 500	2,4	4,8	7,7	10,7	14	18,5	24	32	42	70	132
900	23 500	3,1	6,2	9,7	13,5	18	23,5	30	40	58	87	148

Таблица значений тригонометрических величин

Град	sin	cos	tg	ctg	Град.
0	0,0000	1,0000	0,0000	∞	90
1	0,0175	0,9998	0,0175	57,2899	89
2	0,0349	0,9994	0,0349	28,6362	88
3	0,0523	0,9986	0,0524	19,0811	87
4	0,0698	0,9976	0,0699	14,3007	86
5	0,0872	0,9962	0,0875	11,4300	85
6	0,1045	0,9945	0,1051	9,5143	84
7	0,1219	0,9925	0,1228	8,1443	83
8	0,1392	0,9903	0,1405	7,1154	82
9	0,1564	0,9877	0,1584	6,3137	81
10	0,1736	0,9848	0,1763	5,6713	80
11	0,1908	0,9816	0,1944	5,1445	79
12	0,2079	0,9781	0,2126	4,7046	78
13	0,2250	0,9744	0,2309	4,3315	77
14	0,2419	0,9703	0,2493	4,0108	76
15	0,2588	0,9659	0,2679	3,7320	75
16	0,2756	0,9613	0,2867	3,4874	74
17	0,2924	0,9563	0,3057	3,2708	73
18	0,3090	0,9511	0,3249	3,0777	72
19	0,3256	0,9455	0,3443	2,9042	71
20	0,3420	0,9397	0,3640	2,7475	70
21	0,3584	0,9336	0,3839	2,6051	69
22	0,3746	0,9272	0,4040	2,4751	68
23	0,3907	0,9205	0,4245	2,3558	67
24	0,4067	0,9135	0,4452	2,2460	66
25	0,4226	0,9063	0,4663	2,1445	65
26	0,4384	0,8988	0,4877	2,0503	64
27	0,4540	0,8910	0,5095	1,9626	63
28	0,4695	0,8829	0,5317	1,8807	62
29	0,4848	0,8746	0,5543	1,8040	61
30	0,5000	0,8660	0,5774	1,7320	60
31	0,5150	0,8572	0,6009	1,6643	59
32	0,5299	0,8480	0,6249	1,6003	58
33	0,5446	0,8387	0,6494	1,5399	57
34	0,5592	0,8290	0,6745	1,4826	56
35	0,5736	0,8192	0,7002	1,4281	55
36	0,5878	0,8090	0,7265	1,3764	54
37	0,6018	0,7986	0,7536	1,3270	53
38	0,6157	0,7880	0,7813	1,2799	52
39	0,6293	0,7771	0,8098	1,2349	51
40	0,6428	0,7660	0,8391	1,1917	50
41	0,6561	0,7547	0,8693	1,1504	49
42	0,6691	0,7431	0,9004	1,1106	48
43	0,6820	0,7314	0,9325	1,0724	47
44	0,6947	0,7193	0,9657	1,0355	46
45	0,7071	0,7071	1,0000	1,0000	45
Град.	cos	sin	tg	tg	Град.

ЛИТЕРАТУРА

Авиационные приборы и их эксплуатация. Учебное пособие. М., Воениздат, 1953.

Баранов А. М. и др. Авиационная метеорология. М., Воениздат, 1971.

Григорьев Л. М., Калашников А. В. Авиационные компасы, М., Воениздат, 1960.

Инструкция по выполнению девиационных и радиодевиационных работ на самолетах и вертолетах. М., Воениздат, 1972.

Инструкция экипажу самолета Ту-124 по самолетовождению. М., Редиздат Аэрофлота, 1963.

Калашников М. В. Навигационный расчетчик НРК-2. М., Воениздат, 1970.

Марков Г. В., Острогский Л. А. Справочник пилота и штурмана гражданской авиации. М., «Транспорт», 1971.

Молоканов Г. Ф. Самолетовождение, ч. I. М., Воениздат, 1972.

Наставление по производству полетов авиации Вооруженных Сил СССР (НПП-71). М., Воениздат, 1971.

Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР (НППГА-71). М., Редиздат Аэрофлота, 1971.

Наставление по штурманской службе авиации Вооруженных Сил СССР (НШС-69). М., Воениздат, 1969.

Руководство по самолетовождению. М., Воениздат, 1972.

Самолетовождение, ч. II, III. Под ред. В. М. Лавского. М., Воениздат, 1974.

Справочник летчика и штурмана. М., Воениздат, 1974.

Учебник механика Военно-Воздушных Сил. М., Воениздат, 1967.

Черный М. А., Караблин В. И. Самолетовождение. М., «Транспорт», 1973.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава I. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО КАРТОГРАФИИ . . . 3

Форма и размеры Земли. Системы координат на земной поверхности 3
Основные линии на поверхности Земного шара 7
Карты и картографические проекции 10

Глава II. ИЗМЕРЕНИЕ ВРЕМЕНИ 24

Годовое движение и суточное вращение Земли 24
Условия естественного освещения 29
Служба времени 33

Глава III. АВИАЦИОННЫЕ МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ 38

Курс самолета 38
Назначение, принцип действия и устройство авиационных компасов 41
Девиация магнитного компаса 49
Определение магнитного курса с помощью девиационного пеленгатора 52

Глава IV. ВЫСОТА ПОЛЕТА. УСТРОЙСТВО И ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОТОМЕРОВ 59

Барометрический метод измерения высоты 60
Ошибки барометрических высотомеров 63
Радиотехнический метод измерения высоты 66

Глава V. ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОЛЕТ САМОЛЕТА 72

Аэродинамический метод измерения воздушной скорости 72
Расчет воздушной скорости полета 78
Влияние ветра на полет самолета 84

Глава VI. ШТУРМАНСКИЕ СЧЕТНЫЕ ИНСТРУМЕНТЫ . . 88

Назначение и устройство навигационной линейки НЛ-10М 88
Назначение и устройство ветрочета 97
Назначение и устройство навигационного расчетчика НРК-2 103

Глава VII. ВИЗУАЛЬНАЯ ОРИЕНТИРОВКА 124

Правила и порядок ведения визуальной ориентировки . 124
Условия ведения визуальной ориентировки 127

Глава VIII. ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ 129

Угломерные радионавигационные системы 131
Самолетовождение с использованием радиокомпаса и наземных радиопеленгаторов 145
Выполнение радиодевиационных работ 153
Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2 . . 161
Использование РСБН-2 в полете 166

Глава IX. ШТУРМАНСКАЯ ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ . . . 183

Общая подготовка полетных карт 183
Прокладка маршрута 185
Расчет полета 188
Изучение маршрута полета, средств РТО и метеорологических условий 190
Разработка штурманского плана полета 192

Глава X. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ . . . 193

Способы выхода на исходный пункт маршрута ИПМ . . 193
Способы определения курса следования 194
Контроль и исправление пути 196
Маневрирование для выхода на цель в заданное время 199
Способы захода на посадку 203

Глава XI. БЕЗОПАСНОСТЬ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ . . . 215

Действия экипажа (летчика) при потере ориентировки . . 215
Безопасность от столкновения самолета с наземными препятствиями 218
Безопасность от столкновения самолета с другими летательными аппаратами 222
Предотвращение случаев попадания самолетов в районы с опасными для полетов метеоявлениями 227

Глава XII. ШТУРМАНСКИЙ ГЛАЗОМЕР И РАСЧЕТ В УМЕ 229

Расчет навигационных элементов полета в уме. Глазомерное определение ветра 229

Глава XIII. МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ ЭЛЕМЕНТЫ И ЯВЛЕНИЯ ПОГОДЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА 236

Метеорологические элементы 236
Опасные для авиации явления погоды 246
Местные признаки погоды 255

Глава XIV. СПРАВОЧНЫЕ ДАННЫЕ 257

Условные обозначения и сокращения, принятые в самолетовождении 257
Радиотелеграфная азбука 263
Справочные таблицы 264
Литература 268

Хамза Гарифилович Иткинов

ШТУРМАНСКИЙ СПРАВОЧНИК

Редактор *М. Е. Орехова*
Художественный редактор *Т. А. Хитрова*
Технический редактор *З. И. Сарвина*
Корректоры *Р. М. Рыкунина, И. С. Судзиловская*

ИБ № 591

Сдано в набор 31/V—1977 г. Подписано в печать 5/XII—1977 г. Г-91596. Изд. № 1/1087. Формат 84×108¹/₃₂. Бумага типографская № 3. Литературная гарнитура, высокая печать. Усл. п. л. 14,28. Уч изд. л. 13,532. Тираж 35 000. Зак. № 7-233. Цена 85 коп.
Ордена «Знак Почета» Издательство ДОСААФ СССР
107066, Москва, Б-66, Новорязанская ул., д. 26

Книжная фабрика «Коммунист» РПО «Полиграфкнига» Госкомиздата, УССР, 310012. Харьков-12, ул. Энгельса, 11.