

Самолетовождение

Тема № 1. Краткие сведения по картографии

Вопросы:

Форма и размеры Земли.
Система координат на земной поверхности.
Единицы измерения расстояний.
Линии пути и линии положения самолета на поверхности земного шара.
Карты и картографические проекции.
Классификация картографических проекций по характеру искажений и по способу построения.
Карты в равноугольной конической проекции.
Карты в видоизмененной поликонической проекции.
Карты в равноугольной цилиндрической проекции.
Классификация и назначение авиационных карт.
Содержание и оформление карты.
Разграфка и номенклатура карт.

Тема № 2. Измерение времени

Вопросы:

Годовое движение и суточное вращение Земли.
Истинное солнечное, среднее солнечное и гражданское время.
Местное, поясное и декретное время.
Линия смены даты.
Условия естественного освещения.
Практическое определение моментов восхода и захода.
Солнца, наступления темноты и рассвета по графикам.
Служба времени.
Авиационные часы, устанавливаемые на самолете.

Тема № 3. Курс самолета. Авиационные магнитные компасы, курсовые системы и их применение

Вопросы:

Курсы самолета и зависимость между ними.
Краткие сведения о земном магнетизме.
Назначение, принцип действия и устройство совмещенного магнитного компаса КИ-13.
Курсовая система ГМК-1А.
Основные данные и агрегаты ГМК-1А.
Принцип действия ГМК-1А.
Проверка работоспособности курсовой системы.
Девияция магнитных компасов и методика ее устранения.

Тема № 4. Высота полета. Устройство и применение барометрических высотомеров

Вопросы:

Классификация высот полета по уровню начала отсчета.
Барометрический метод измерения высоты.
Назначение, устройство и использование барометрического высотомера ВД-10.
Инструментальные и методические ошибки барометрических высотомеров и методика их учета.
Определение истинной высоты полета по барометрическому высотомеру.
Определение приборной высоты для заданной истинной высоты полета.

Тема № 5. Воздушная скорость полета. Устройство и применение указателей воздушной скорости

Вопросы:

Аэродинамический метод измерения воздушной скорости.
Приемники воздушных давлений.
Назначение, устройство и использование указателя скорости УС-450.
Инструментальные и методические ошибки указателей воздушной скорости и методика их учета.
Расчет воздушной скорости полета.

Тема № 6. Влияние ветра на полет самолета

Вопросы:

Навигационный треугольник скоростей и его элементы.
Расчет элементов навигационного треугольника скоростей с помощью ветрочета, навигационной линейки НЛ-10М и приближенно в уме.
Зависимость навигационных элементов от изменения воздушной скорости, курса самолета, направления и скорости ветра.

Тема № 7. Визуальная ориентировка

Вопросы:

Отличительные признаки ориентиров.

Правила ведения визуальной ориентировки.
Способы определения места самолета по земным ориентирам.
Ориентирование полетной карты в полете по компасу и земным ориентирам.
Порядок ведения визуальной ориентировки.
Чтение карты и распределение своего внимания при ведении визуальной ориентировки.
Счисление и прокладка пути.
Глазомерное определение направлений и расстояний.
Определение с самолета дистанции до ориентира по вертикальному углу визирования.
Приближенный расчет истинной и приборной воздушной скорости.
Определение путевой скорости, пройденного расстояния и времени полета подсчетом в уме.
Определение обратного курса следования.

Тема № 8. Применение радиотехнических средств самолетовождения

Вопросы:

Угломерные радиотехнические системы.
Основные радионавигационные элементы: курсовой угол радиостанции (КУР), отсчет радиокompаса (ОРК), радиодевияция (Dr), пеленг радиостанции (ПР), пеленг самолета (ПС) и зависимость между ними.
Автоматический радиокompас АРК-15 и его данные.
Порядок включения и настройки АРК-15.
Полет на радиостанцию пассивным, курсовым и активным способами.
Полет на радиопеленгатор курсовым способом.
Полет от радиостанции с использованием АРК-15.
Вывод самолета на линию предвычисленного радиопеленга.
Определение места самолета пеленгованием двух радиостанций.
Методика выполнения радиодевиационных работ на самолете.
Спутниковые системы навигации GPS и ГЛОНАСС.

Тема № 9. Штурманская подготовка к полету

Вопросы:

Общая, предварительная и предполетная штурманская подготовка летного состава и ее содержание.
Изучение района полетов.
Общая подготовка полетной и бортовой карты.
Прокладка маршрута на полетной карте.
Предварительный и окончательный расчет полета.
Инженерно-штурманский расчет полета.
Изучение маршрута полета, средств РТО и метеорологических условий.
Разработка штурманского плана полета.
Штурманская проверка готовности летчика (экипажа) к полету.

Тема № 10. Штурманские правила выполнения полета по маршруту

Вопросы:

Общие правила и основной порядок самолетовождения.
Способы выхода на исходный пункт маршрута (ИПМ).
Способы выхода на линию заданного пути (ЛЗП): с курсом, рассчитанным перед полетом по известному ветру; подбором курса следования (Ксл) по створу; ориентиров; подбором курса следования по линейному ориентиру; исправление курса по боковому уклонению у первого контрольного ориентира.
Контроль пути по направлению и дальности.
Полный контроль пути.
Исправление пути.
Выход на цель в заданное время изменением скорости полета.
Погашение избытка времени отворотом от маршрута на 60°.
Погашение избытка времени на замкнутой петле.

Тема № 11. Безопасность самолетовождения

Вопросы:

Действия летчика (экипажа) при потере ориентировки.
Восстановление ориентировки выходом на радионавигационную точку (РНТ) и на линейный или характерный крупный ориентир.
Безопасная высота полета.
Методика расчета приборной безопасной высоты полета.
Методика расчета приборной безопасной высоты полета (Нпр.без) при установке на барометрическом высотомере давления аэродрома взлета.
Предотвращение случаев попаданий самолетов в зоны опасных для полетов метеоявлений.

Вертикальное, продольное и боковое эшелонирование летательных аппаратов в воздушном пространстве СССР.

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.

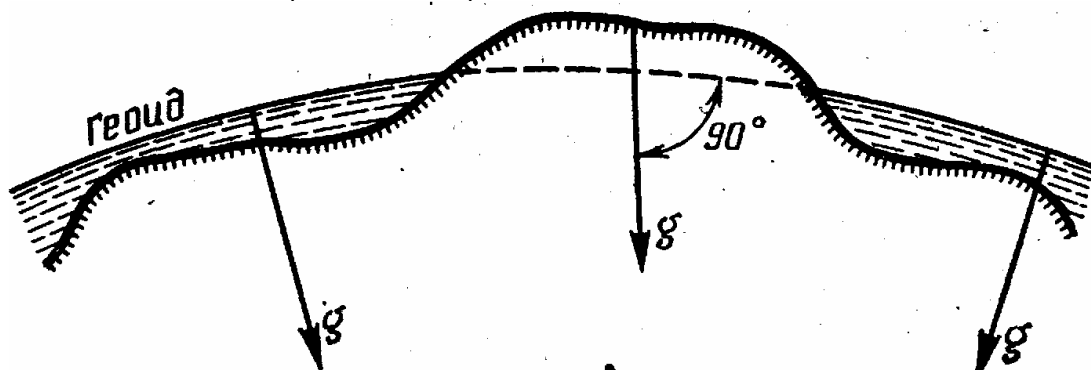


Рис. 1 Поверхность геоида

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 вращения. 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

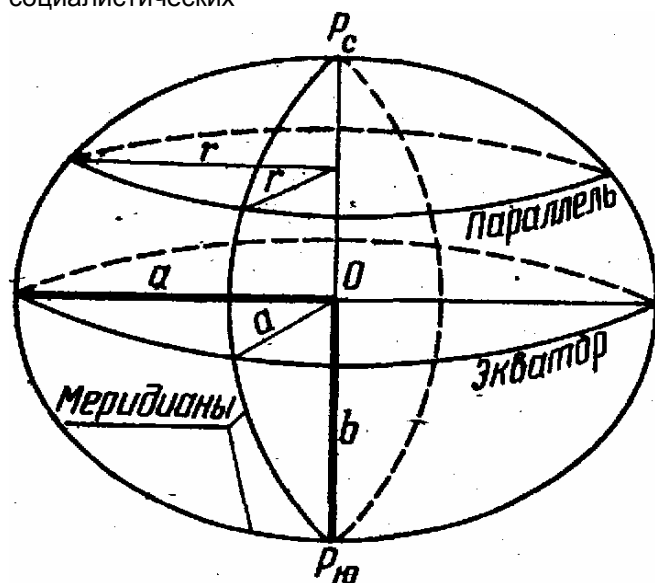


Рис. 2 Эллипсоид Красовского

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

большая полуось (радиус экватора) $a = 6378245 \text{ м}$;

малая полуось (расстояние от плоскости экватора до полюса) $b = 6356863 \text{ м}$;

$$\frac{a-b}{a} = \frac{21382}{6378245} = 0,00335233.$$

сжатие $c = \frac{a-b}{a}$

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 $R = 6371 \text{ км}$. 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);

$$L = 2 \cdot R = 2 \cdot 3,14 \cdot 6371 \approx 40000 \text{ км}.$$

Определив длину большого круга, можно найти длину дуги меридиана (экватора) в 1° или в $1''$
 1° дуги меридиана (экватора) $= L/360^\circ = 111 \text{ км}$,
 $1''$ дуги меридиана (экватора) $111/60'' = 1,853 \text{ км}$.

Длина каждой параллели меньше длины экватора и зависит от широты места.

Она равна $L_{\text{пар}} = L_{\text{эке}} \cos \varphi_{\text{пар}}$.

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, когда не нужно учитывать разности геодезических и астрономических координат, для определения положения точки в самолетовождении используются понятие 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.

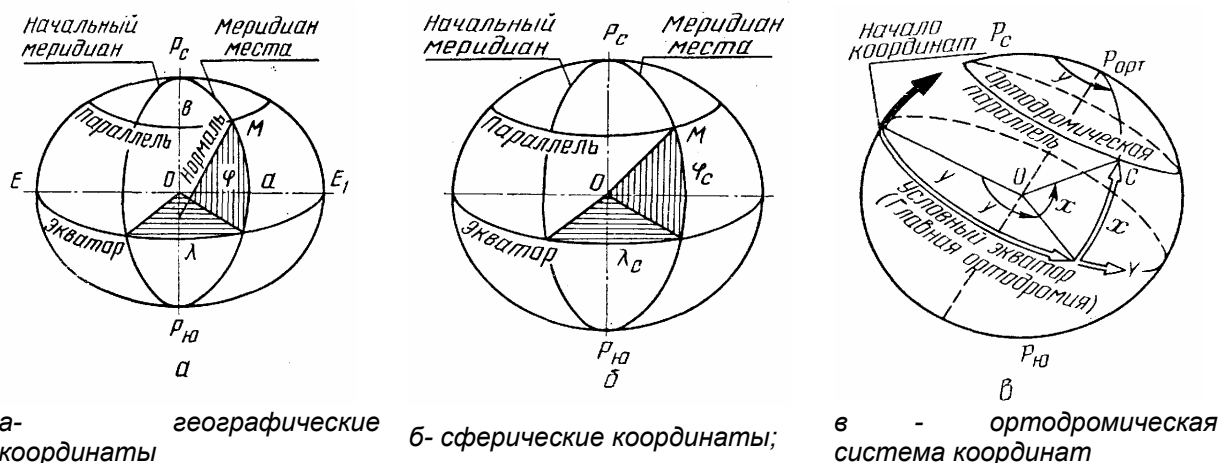


Рис. 3. Координаты точки на земной поверхности

Географической долготой 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_s) 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_s 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 $\pm 90^\circ$.

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.

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:

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

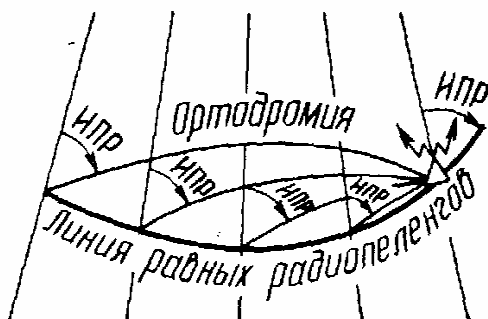


Рис. 5. Линия равных азимутов (радиопеленгов)

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 радиокompаса. Уравнение линии равных азимутов по сфере имеет вид:

$$\operatorname{ctg} \Pi = \cos \varphi_p \operatorname{ctg} \varphi_p \cos ec(\lambda_p - \lambda) - \sin \varphi_p \operatorname{ctg}(\lambda_p - \lambda),$$

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 РОСТО, 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 маршрутно- полетные карты	и	Бортовые карты	Карты целей	Специальные карты
1:2000000		1:1000000	1:50000	1:2000000
1:500000		1:2000000	1:100000	1:3000000
1:1000000			1:200000	1:4000000

1:2000000			
-----------	--	--	--

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.

Бортвые 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 посадке 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 бортвыми.

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 сначала 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.

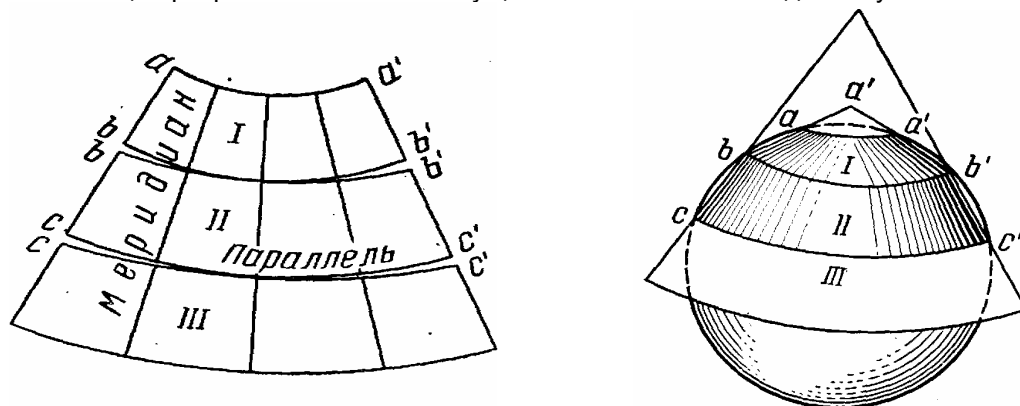
Карты в видоизмененной поликонической проекции

В видоизмененной поликонической проекции составлены карты масштабов 1:1 000000 и 1:2000000. Принцип построения карт в видоизмененной поликонической проекции масштаба

1:1000000 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 Элиста 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 1:1000000. В этом случае возникающие разрывы не вызывают существенных искажений длин и углов.



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

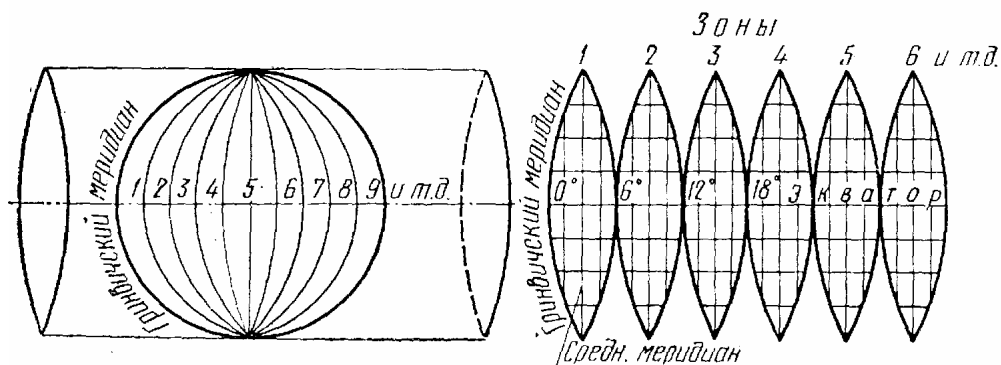


Рис. 7. Поперечно-цилиндрическая проекция

Аэронавигационная карта масштаба 1:2000000 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 1:2000000 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 РОСТО используются в основном карты, составленные в равноугольной поперечно-цилиндрической и косой равноугольной проекциях.

В равноугольной поперечно-цилиндрической проекции Гаусса составлены карты масштабов 1:500000 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 (1:200000 и крупнее) нанесены и оцифрованы вдоль рамок линии прямоугольных координат X и Y , составляющие километровую 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 1:500000 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:

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

где λ и λ_{cp} - координаты точки, в которой определяется угол;

λ_{cp} - 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

γ алгебраически прибавить угол сближения меридианов γ : $A = \alpha + \gamma$.

В **косой равноугольной цилиндрической** проекции издаются маршрутно-полетные карты масштабов 1:1000 000 и 1:2000000, 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.

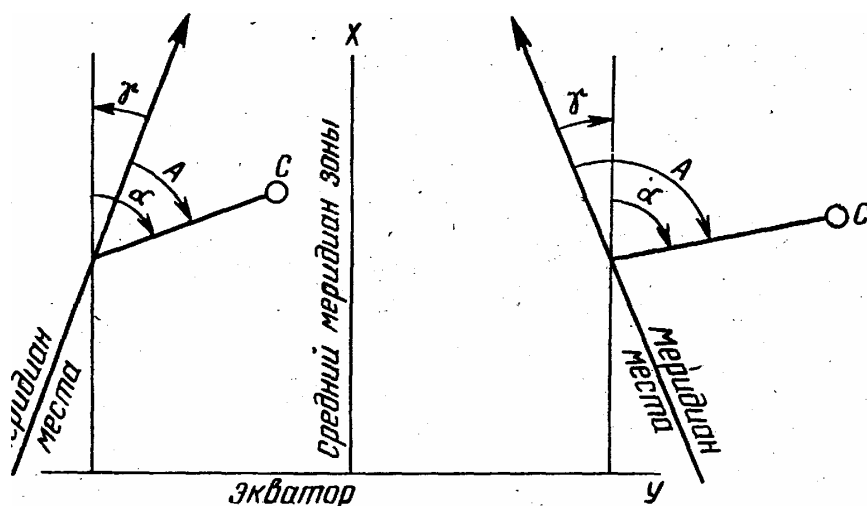


Рис. 8. Сближение меридианов α , дирекционный угол α и азимут A на картах в проекции Гаусса. По характеру искажений проекция равноугольна. Частные масштабы по главным направлениям равны. Если взять полосу маршрута шириной 10° дуги большого круга (по 5° в обе стороны от условного экватора), то максимальные 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 1:1000000 круги сечения глобуса цилиндром берут отстоящими от условного экватора на 1° и на 2° - для карт масштаба 1:2000000. На этих картах относительные искажения длин вдоль осевых линий (условных экваторов) не превышают 0,02 и 0,06.

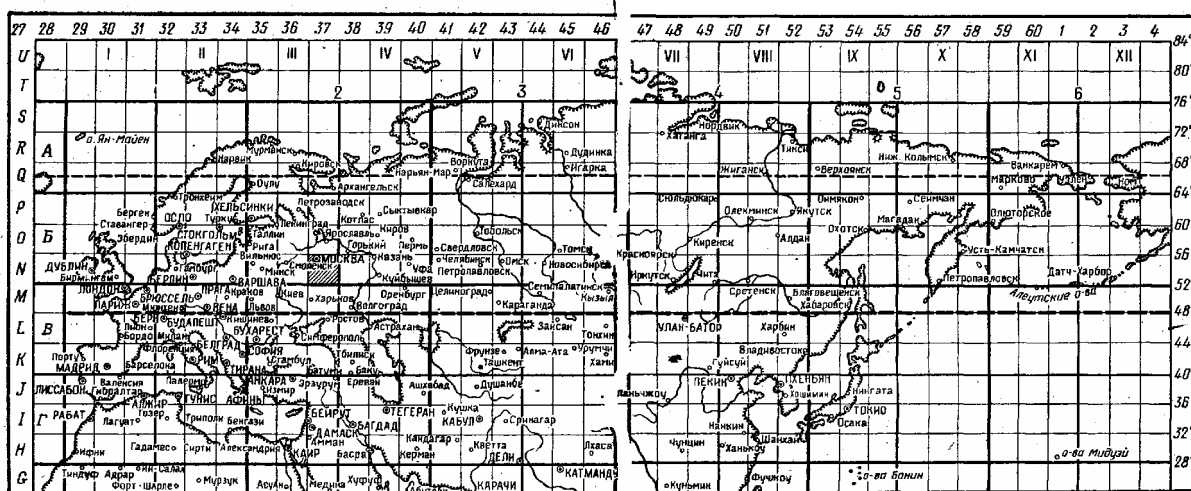


Рис. 9 Сборная разграфка.

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 1:1000000 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 прямоугольной разграфке общая карта делится на листы, имеющие форму прямоугольника. Рамка такого листа не совпадает с меридианами и параллелями.

Международная разграфка и номенклатура карты масштаба 1:1000000 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 1. 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 долготу.

Таким образом, номенклатура листа карты масштаба 1:1000000 состоит из буквы латинского алфавита и номера, написанного арабскими цифрами: например М-37 (г. Москва), (Рис. 9).

Разграфка карт масштаба 1:500000 получается делением листа карты масштаба 1:1000000 на четыре равные части, каждая из которых обозначается заглавной буквой русского алфавита: А, Б, В и Г (Рис. 11). Лист карты масштаба 1:500000 имеет размеры 2° по широте и 3° по долготу. Номенклатура листа такой карты состоит из номенклатуры листа карты масштаба 1:1000000 и заглавной буквы русского алфавита: например, М-37-Б.

Разграфка листов карт масштаба 1:200000 получается путем деления листа карты масштаба 1:1000000 на 36 равных частей (6 рядов и 6 колонок), которые нумеруются римскими цифрами от I до XXXVI. Лист карты масштаба 1:200000 занимает $40'$ по широте и 1° по долготу. Номенклатура листа карты масштаба 1:200000 состоит из номенклатуры листа карты масштаба 1:1000000 с добавлением соответствующего номера, написанного римскими цифрами: например, М-37-ХIУ (Рис. 10).

Для получения листов карты масштаба 1:100000 лист карты масштаба 1:1000000 делят на 144 равные части (12 рядов и 12 колонок), которые нумеруются арабскими цифрами от 1 до 144. Лист карты масштаба 1:100000 имеет размеры $20'$ по широте и $30'$ по долготу. Номенклатура листа карты масштаба 1:100000 состоит из номенклатуры листа карты масштаба 1:1000000 и соответствующего номера, написанного арабскими цифрами: например, М-37-75 (Рис. 12).

Для получения листа карты масштаба 1:2000000 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 долготу (занимает девять листов карты масштаба 1:100000), а его номенклатура состоит из буквы русского алфавита и номера, написанного римскими цифрами: например, А-111 (г. Мурманск).

Для полимаршрутных карт масштаба 1:2000000 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, чем на листе обычной карты масштаба 1:2000000. Номенклатура листа полимаршрутной карты состоит из буквы русского алфавита со штрихом и римской цифры: например, Б'-III (Мурманск, Москва, Киев).

I	II	III	IV	V	VI
VII					XII
XIII					XVIII
XIX					XXIV
XXV					XXX
XXXI	XXXII	XXXIII	XXXIV	XXXV	XXXVI

$40'$
 1°

Рис. 10. Номенклатура карты масштаба 1:200000

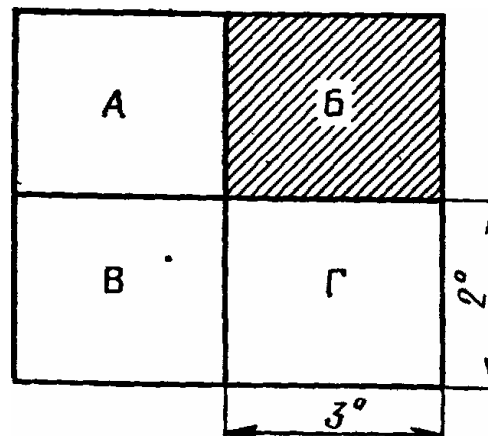


Рис. 11. Номенклатура карты масштаба 1:500000

Номенклатура листов карты масштаба 1:4000000 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 долготу (занимает четыре листа карты масштаба 1:1000000).

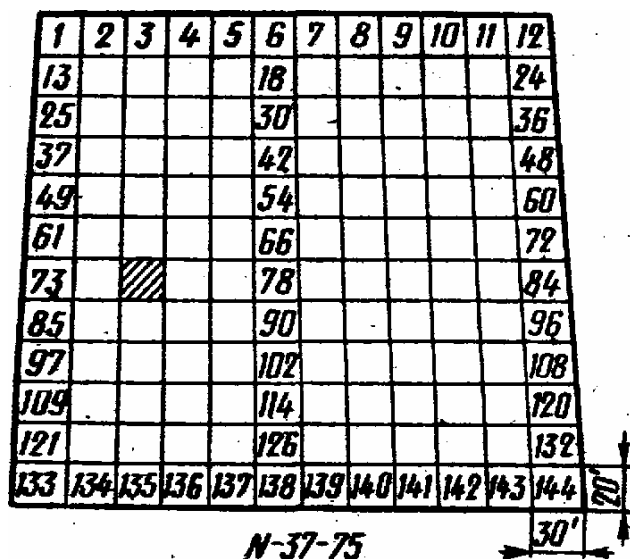


Рис. 12. Номенклатура карты масштаба 1:100000
Работа на карте

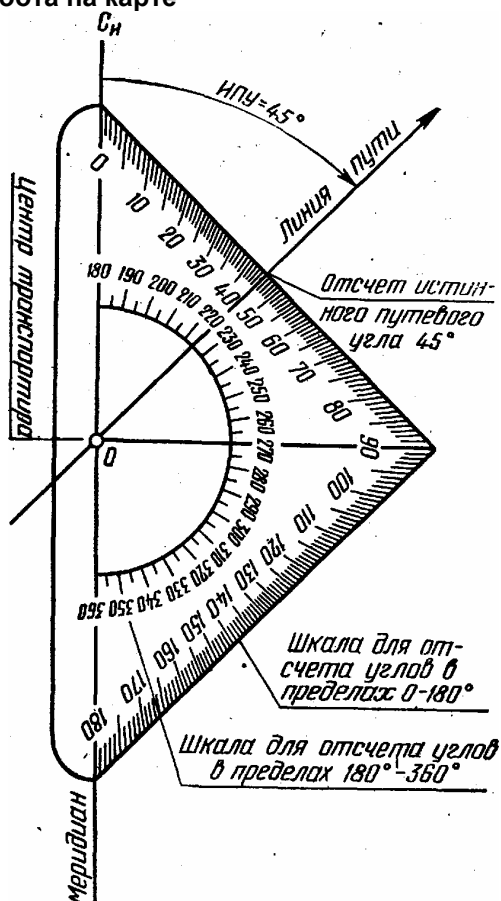


Рис. 13. Измерение путевого угла ПУ навигационным транспортиром

Определение широты и долготы пункта 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.

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 относительно 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: 1:20000; 1:500000; 1:1000000; 1:2500000 и 1:4000000.

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.

«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 сек. 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 последовательными верхними кульминациями звезды (точки весеннего равноденствия). Звездные сутки составляют 23 ч 56 мин 4 сек. 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.

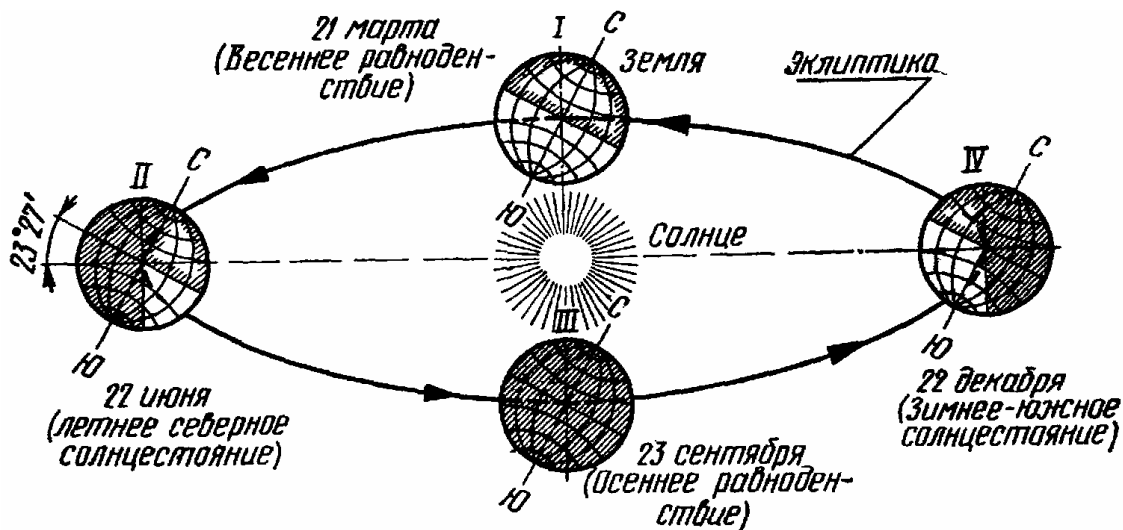


Рис. 14 Движение Земли вокруг Солнца.

Счет времени 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 $23^{\circ}27'$. 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** временем. Оно отличается от среднего солнечного времени ровно на 12 часов.

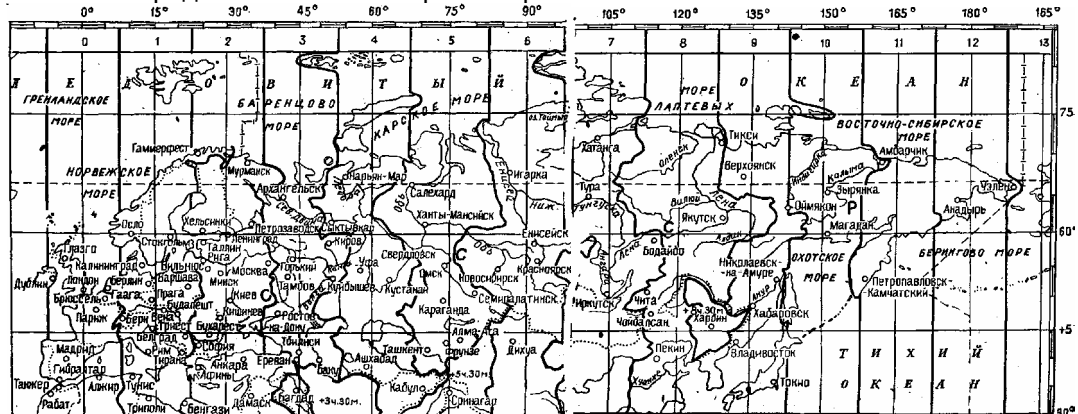


Рис. 15 Карта часовых поясов Евразии

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

Местное время, отсчитываемое от меридиана Гринвича (нулевого меридиана), называется **гринвичским Тгр** 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 Тп**.

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 середине 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 Тд.**

Московским временем Тмск называют время среднего меридиана второго часового пояса плюс декретный час.

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

$$T_m = T_p + \square N,$$

$$T_p = T_m - \square + N,$$

где T_m - местное время пункта;

T_p - поясное время пункта;

\square - 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:

$$T_p = T_{гр} + N + 1.$$

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 РФ 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.

День - часть суток от момента восхода Солнца до момента его захода.

Ночь - часть суток от момента захода Солнца до момента его восхода.

Сумерки - 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 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 продолжительность утренних и вечерних гражданских и навигационных сумерек для наблюдателя, находящегося на уровне моря.

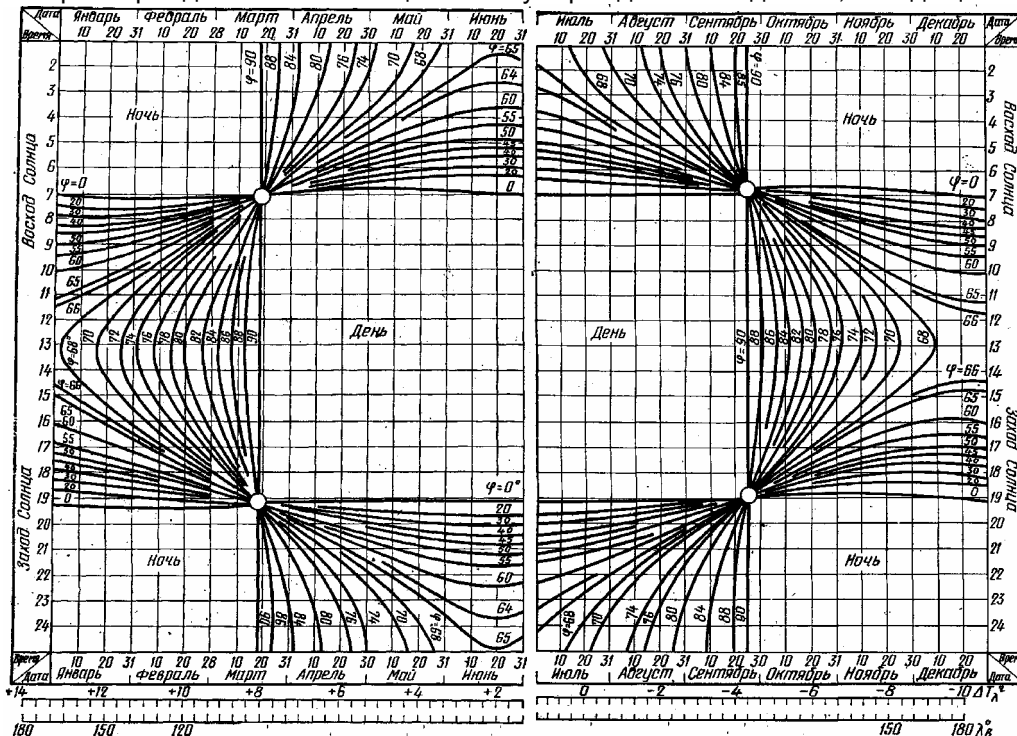


Рис. 16 График для определения моментов восхода и захода Солнца..

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 .

$\square T_{\lambda}^{\text{Ч}}$;

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

$$T_3 = T_{\text{табл.}} + \square T_{\lambda}^{\text{Ч}}.$$

Для перехода к Поясному времени в пределах территории РФ надо учесть разность номеров часовых поясов:

$$T_N = T_3 + (N-2).$$

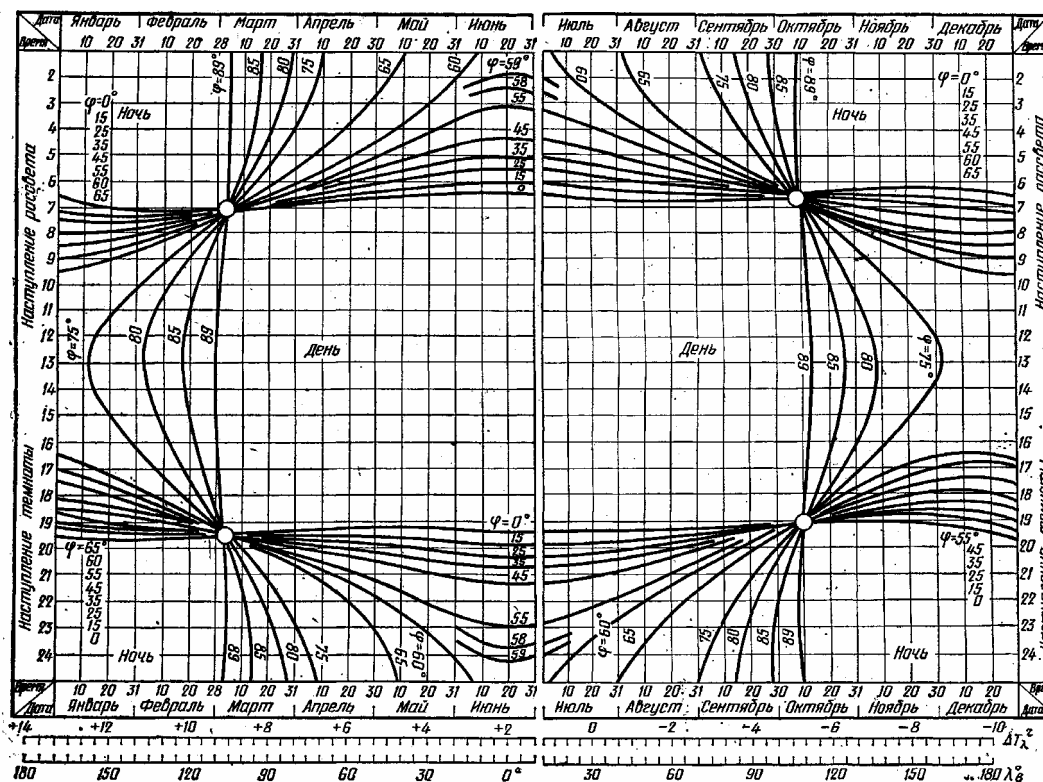


Рис. 17 График для определения моментов наступления рассвета и темноты

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

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

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

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

$$T_3 = T_{\text{табл.}} + \Delta T_\lambda = 9 \text{ ч } 10 \text{ мин.} + (-5 \text{ ч } 33 \text{ мин.}) = 3 \text{ ч } 37 \text{ мин.};$$

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

$$T_9 = T_3 (N-2) = 3 \text{ ч } 37 \text{ мин.} + (8-2) = 9 \text{ ч } 37 \text{ мин.}$$

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.

Под **службой времени** следует понимать постоянный контроль за точностью показаний бортовых, наручных 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 $\pm 2 \text{ с.}$ **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 определи постоянство хода. Величина изменения поправ один 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;

T_2, T_1 - моменты времени.

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

Авиационные часы

В авиации 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.

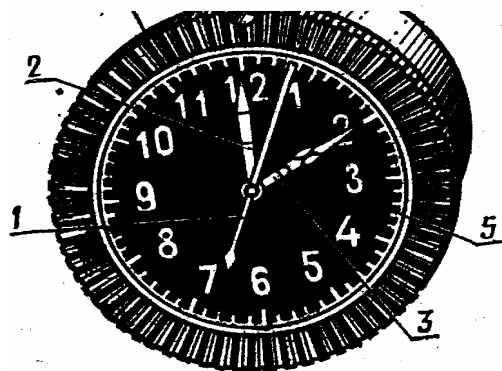


Рис. 18. Общий вид часов АВР-м:

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

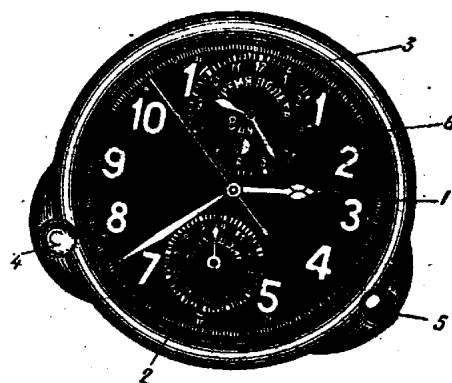


Рис. 19. Общий вид часов АЧХО:

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

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:

$$\text{ИК} = \text{МК} + (\pm \square m); \text{МК} = \text{КК} + (\pm \square k);$$

$$\text{ИК} = \text{КК} + (\pm \square) = \text{КК} + (\pm \square k) + (\pm \square m);$$

$$\text{УК} = \text{ИК} + (\pm \square a).$$

Магнитное склонение $\square m$ 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.

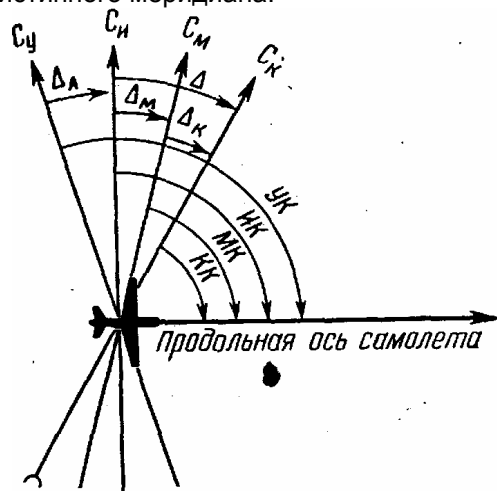


Рис. 20. Курсы самолета

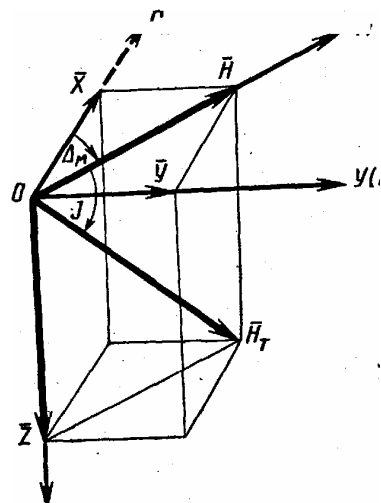


Рис. 21. Элементы земного магнетизма

Азимутальная поправка $\square a$ - 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.

Девияция $\square k$ - 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 \square - это угол, заключенный между северным направлением истинного и компасного меридианов. Она равна алгебраической сумме магнитного склонения и девииции и считается положительной, если компасный меридиан отклонен к востоку (вправо), и отрицательной, если компасный меридиан отклонен к западу (влево) от истинного меридиана.

$$\square = (\pm \square m) + (\pm \square k).$$

Краткие сведения о земном магнетизме

Для определения и поддержания 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 H_T измеряемой в эрстедах, наклоном J и склонением α которые измеряются в градусах.

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

С увеличением широты места вертикальная составляющая Z изменяется от нуля (на экваторе) до максимального значения (на полюсе), а горизонтальная составляющая 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 H_T называется магнитным наклоном и обозначается буквой J . Изменяется магнитное наклонение от 0 до $\pm 90^\circ$. Наклонение считается положительным, если вектор H_T 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**) 7 (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.

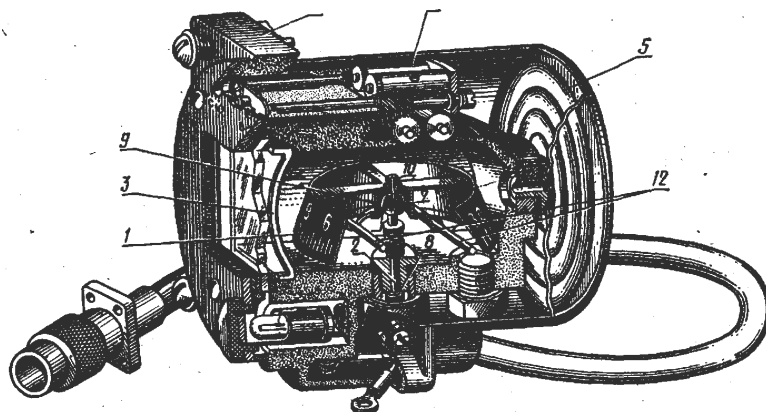


Рис. 22. Разрез компаса КИ-12

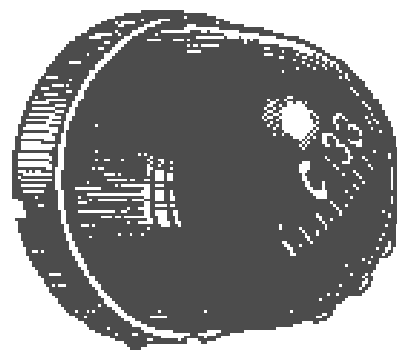


Рис. 23 Внешний вид компаса КИ-13

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 радиоконпасом по шкале указателя гироманитного 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 гиropolукомпаса 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 трансформатора, расположенного в соединительной коробке **СК**.

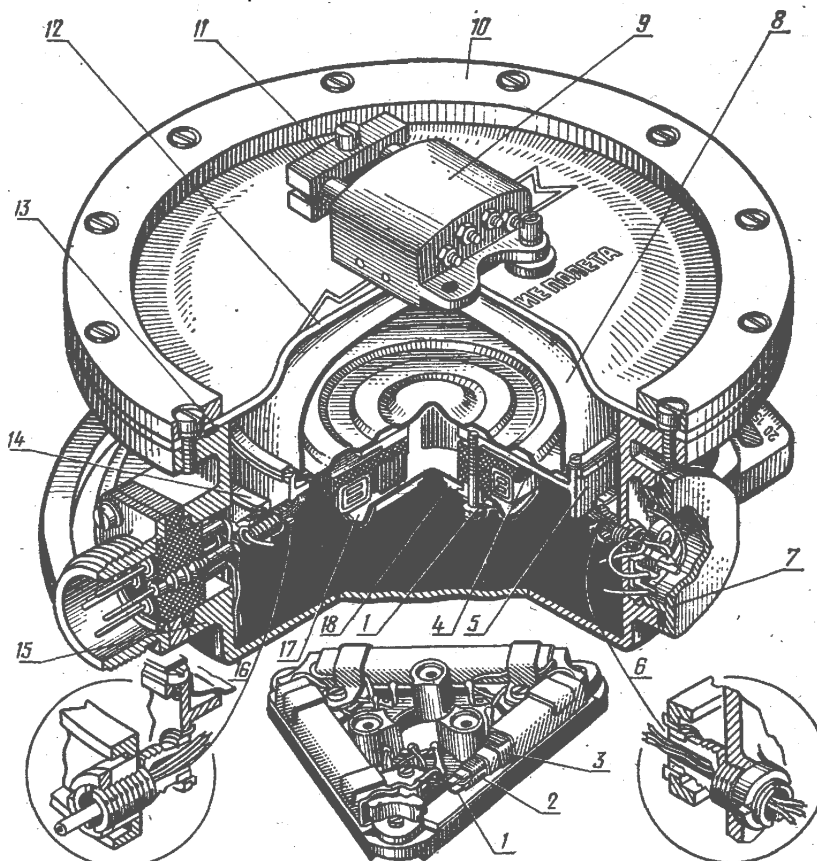


Рис. 24. Конструкция индукционного датчика

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; // - зажим; 12 - крышка; 13-уплотнительная прокладка; 14-наружное кольцо кардана; 15 - корпус датчика; 16,- полая ось кардана; 17- чашка; 18-груз

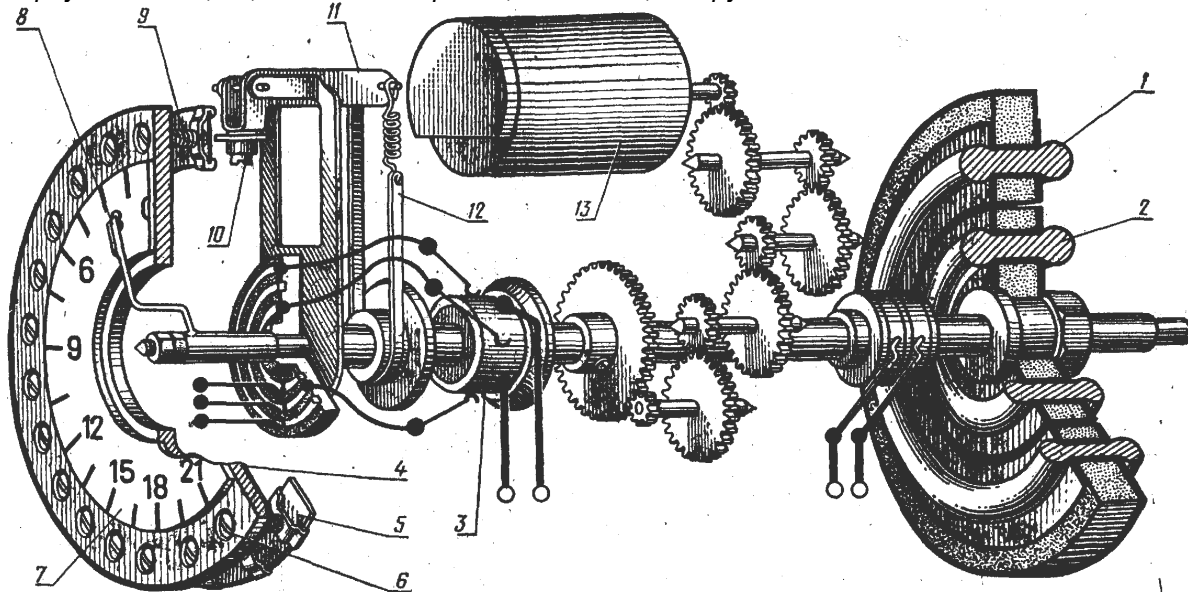


Рис. 25. Конструкция коррекционного механизма

1-статорная обмотка сельсин-приемника; 2- роторная обмотка сельсин-приемника; 3-щетki 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 - отработывающий двигатель ДИД-0,5 ,

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 гироагрегатом 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 радиокompаса 5 относительно шкалы 1. Курсовой угол радиостанции отсчитывается по шкале 7 и стрелке 5.

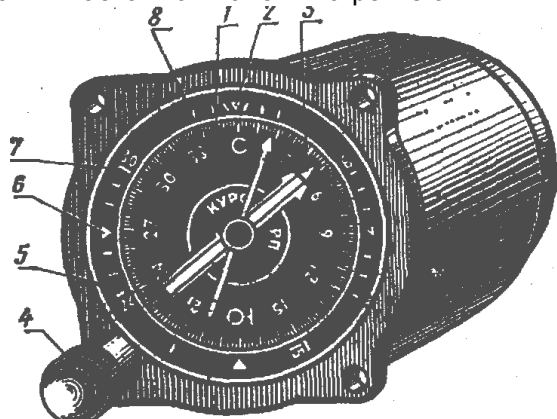


Рис. 26. Указатель УГР-1

Для выполнения разворотов на 90° служат треугольные индексы. Стрелка курсозадатчика 3 устанавливается ручкой кремальеры 4. Ось стрелки радиокompаса поворачивается сельсин-приемником, который соединен с сельсин-датчиком рамки автоматического радиокompаса. 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 $\pm 1,5^\circ$. Магнитный пеленг радиостанции определяется с точностью $\pm 3,5^\circ$. 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 радиокompас. 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 радиокompасами **АРК-9** и **АРК-15 ГМК-1А** позволяет отсчитывать курсовой угол радиостанции и радиопеленг.

Основные данные ГМК-1а	
Напряжение питания постоянного тока	27 В $\pm 10\%$;
Напряжение питания переменного тока	36 В $+5\%, -10\%$;
Частота переменного тока	400 Гц $\pm 2\%$;
Допустимая погрешность в определении ИК	$\pm 1,5^\circ$;
Допустимая погрешность в определении КУР	$\pm 2,5^\circ$.

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 $\pm 20^\circ$ (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-1 А** 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 согласования 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 'А согласовании курсовой системы после ее включения, а также периодически в процессе ее работы в полете.

Девияция 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:

$$\alpha_K = A + B \sin MK + C \cos MK + D \sin 2MK + E \cos 2MK,$$

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 компаса, создаются силы, равные по величине и обратные по направлению тем силам, которые вызывают полукруговую девиацию (**B'** и **C'**).

Четвертная девиация вызывается переменным магнитным полем самолета (силами **D'** и **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 гиropolукомпаса 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 наклона и угла крена самолета. Движение картушки при этом настолько 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. 29) 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):

$$МК = МПО - КУО.$$

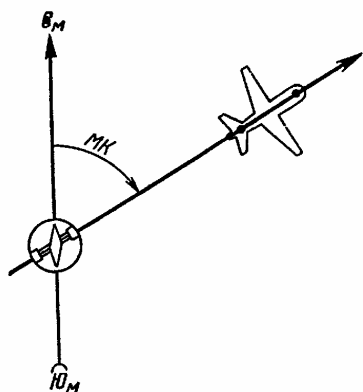


Рис. 27. Определение магнитного курса самолета по курсовому углу удаленного ориентира

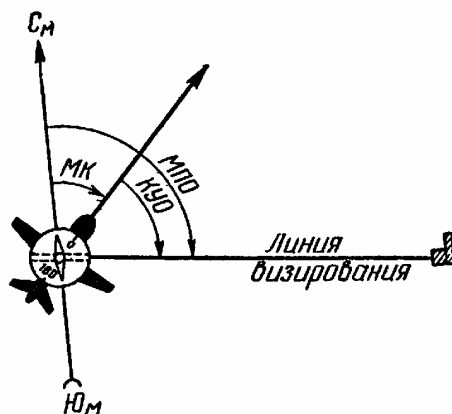


Рис. 28. Определение МК пеленгованием продольной оси самолета

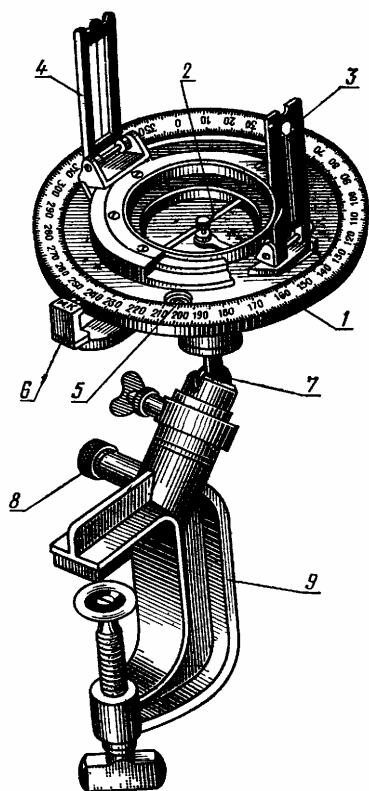


Рис. 29. Девиационный пеленгатор

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.

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;
- расстопорить лимб и магнитную стрелку;
- вращением лимба совместить «О» 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: **$KYO = МПО - МК_{зад}$** ;
- 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 (**МК2**), нужно отстопорить лимб, подвести под индекс «МК» курсоотметчика значение **МК2** и застопорить его. Разворотом самолета совместить линию визирования с ориентиром.

Для установки самолета на магнитный курс пеленгованием продольной оси самолета следует (Рис. 28):

- 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).

ВЫСОТА ПОЛЕТА. УСТРОЙСТВО И ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОТОМЕРОВ.

Высота полета.

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

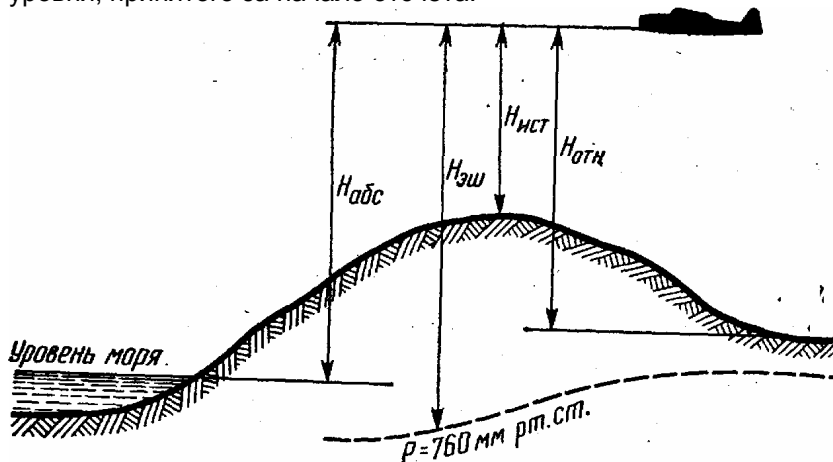


Рис. 30. Классификация высот полета по уровню начала отсчета

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 11000 м выражается формулой

$$P_n = P_0 \left(1 - \frac{t_{zp} H}{T_0}\right) \frac{1}{R t_{zp}}$$

Решая это уравнение относительно высоты, получим:

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

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

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

Если принять параметры P_0 , T_0 и t_{zp} 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 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. 31* и *Рис. 32*. В качестве чувствительного элемента в приборе применен анероидный блок, состоящий из двух коробок 1 (см. *Рис. 32*).

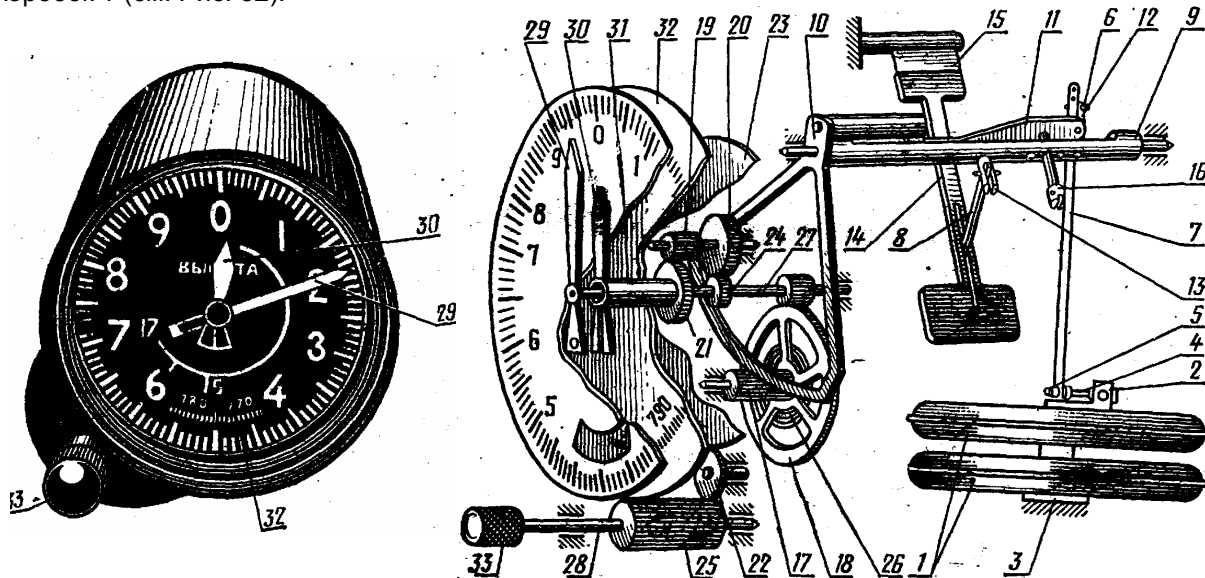


Рис. 32, Кинематическая схема высотомера ВД-17

1- анероидные коробки; 2,3- центры; 4 - биметаллический валик 5, 6 - штифты 7, 8- тяги; 9-переходная ось; 10-разубчатый 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 - коробок; 4 - втулка; 32 - шкала барометрического давления; 33 - головка кремальеры.

Рис. 31 Внешний вид высотомера

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,

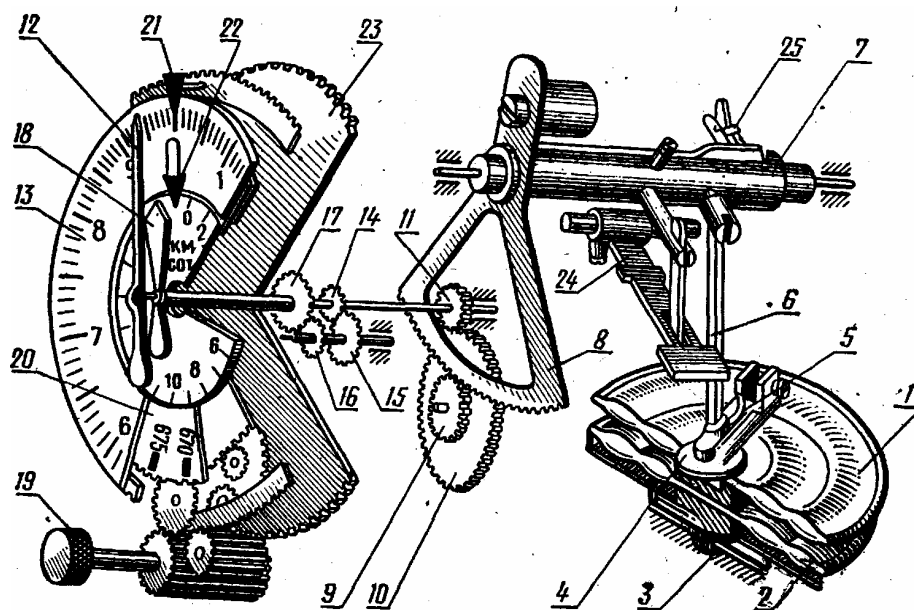


Рис. 33. Кинематическая схема высотомера ВД-20

1,2- блок anerоидных 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 баланси́р 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 10000м.

При помощи кремальеры 19 в прибор можно вводить поправки на изменение барометрического давления.

Погрешность прибора у земли ± 20 м, а на высоте 17000м ± 300 м.

На Рис. 33 показана кинематическая схема высотомера ВД-20. С увеличением высоты полета вследствие уменьшения статического давления anerоидный 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 укреплен 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, укреплен малая стрелка 18, указывающая по внутренней шкале высоту в километрах. Диапазон шкалы 20 км. Механизм высотомера, включая anerоидный 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 уравнивания отдельных узлов механизма высотомера поставлен пружинный баланси́р 24. Погрешность в показаниях прибора, возникающая вследствие изменения упругих свойств anerоидных 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 10000 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 $\square H_{инстр}$ 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 $\square H_a$ 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 $t_0 = +15^\circ \text{C}$, температурный вертикальный градиент $\text{tr} = 6,5^\circ$ на 1000 м высоты.

Методические ошибки включают три составляющие. Первая – барометрическая ошибка. 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 $\square H_{\text{бар}}$, обусловленная непостоянством атмосферного давления у Земли.

Ошибка $\square H_{\text{бар}}$ 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 ошибки $\square H_{\text{тем}}$ 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 – $\square H_{\text{рел}}$ возникает потому, что высотомер в продолжение 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

$$\square H_{\text{рел}} = H_{\text{рел}} - H_{\text{азр}}$$

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

$H_{\text{рел}}$ – абсолютная высота точки рельефа местности. определяется летчиком (экипажем) по полетной карте;

$H_{\text{азр}}$ – абсолютная высота аэродрома взлета.

Тогда:

$$H_{\text{ист}} = H_{\text{отн}} - \square H_{\text{рел}},$$

где $H_{\text{отн}}$ – 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

$$H_{\text{ист}} = H_{\text{пр}} + \square H_{\text{инстр.}} + \square H_a + \square H_{\text{тем.}}$$

Расчет приборной высоты для заданной истинной высоты производится в обратном порядке

$$H_{\text{пр}} = H_{\text{ист}} - \square H_{\text{тем.}} - \square H_a - \square H_{\text{инстр.}}$$

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:

$$H_{\text{ист}} = H_{\text{пр}} + \square H_{\text{инстр.}} + \square H_a + \square H_{\text{тем.}} - \square H_{\text{рел.}}$$

Определение приборной высоты при заданной истинной производится по формуле:

$$H_{\text{пр}} = H_{\text{ист}} + \square H_{\text{рел.}} - \square H_{\text{тем.}} - \square H_{\text{инстр.}} - \square H_a - \square H_{\text{инстр.}}$$

ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА.

Устройства и применение указателей воздушной скорости

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:

$$q = \rho_n \frac{V^2}{2},$$

где q - скоростной напор;

ρ_n - массовая плотность воздуха;

V - воздушная скорость.

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho_n}}.$$

Отсюда воздушная скорость

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

$$\rho_n = \frac{P_n}{gRT_n}.$$

Тогда

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

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 отдельными системами замера давлений.

Совмещенный приемник воздушных давлений (Рис. 34) 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. Доннышко динамической трубки предохраняет ее от засорения. Динамическая трубка проходит вдоль всего приемника и заканчивается штуцером 4.

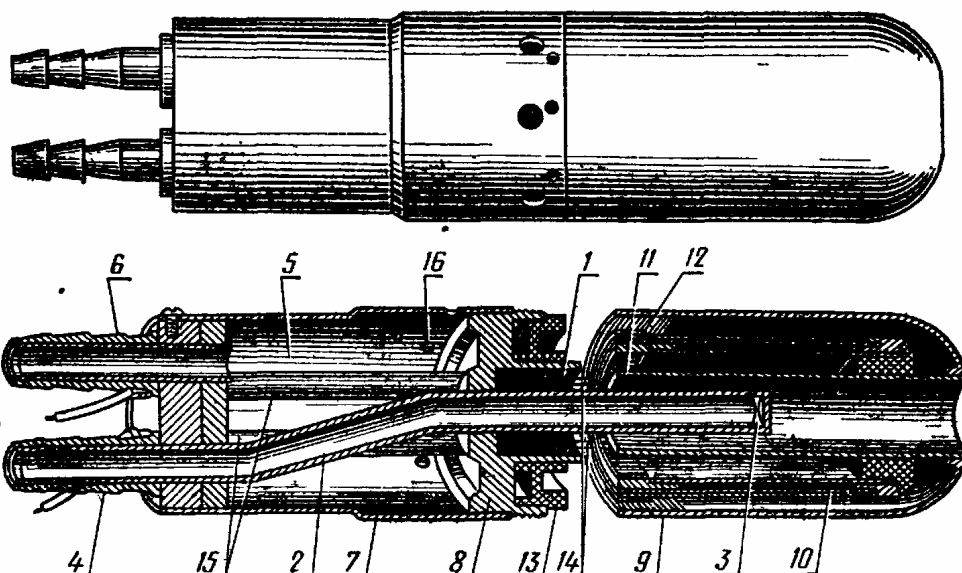


Рис. 34. Приемник воздушных давлений.

1-динамическая камера, 2 -динамическая трубка; 3- доньшко; 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

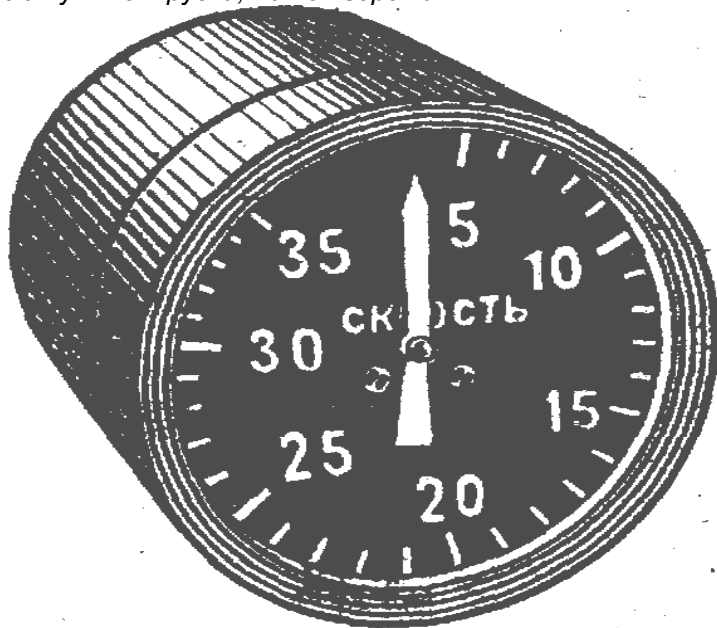


Рис. 35. Общий вид указателя воздушной скорости УС-350

Статическая камера 5 отделена от динамической камеры перегородкой и имеет восемь расположенных, по 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 отдельные 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. 35, а схема его механизма - на Рис. 36. 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.

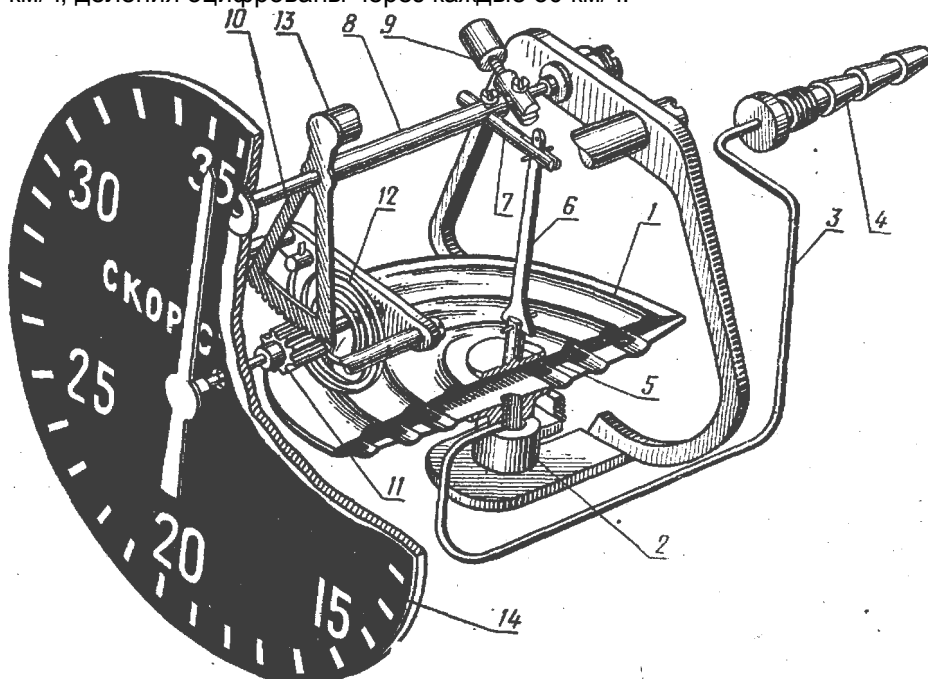


Рис. 36 Схема механизма указателя воздушной скорости типа УС-350:

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.

Расчет воздушной скорости полета

Ошибки указателей воздушной скорости

Инструментальные ошибки $\square V_{инстр}$ 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 $\square V_a$ 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** $\square V_a$ 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 $0,125 \text{ кг м}^{-3}$. Такая плотность соответствует атмосферному давлению $P=760 \text{ мм рт. ст.}$ и температуре воздуха $t_0 = +15^\circ \text{ С}$. 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 ΔV_M , 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 воздуха $\Delta V_{сж}$ незначительна, но с увеличением высоты и скорости полета она заметно возрастает. Поправка на изменение сжимаемости воздуха определяется с помощью графика (Рис. 37) 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 учитывается по стандартной атмосфере при тарировке шкалы. Величина методической погрешности КУС зависит от величины отклонения температуры наружного воздуха на высоте полета от стандартной.

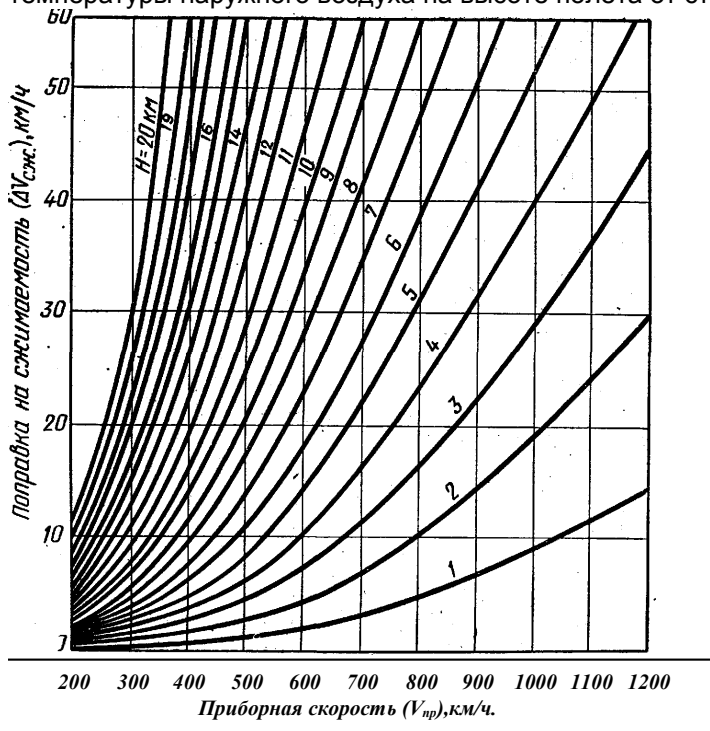


Рис. 37. График поправок на изменение сжимаемости воздуха.

Расчет истинной воздушной скорости по показанию однострелочного указателя скорости

Расчет производится по формуле: $V_{ист} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_M$

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

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

ΔV_M - 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 $t_n = -10^\circ \text{ С}$; инструментальная поправка $\Delta V_{инстр} = +6 \text{ км/ч}$. 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 $t_n = -10^\circ$, 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: **$V_{пр} = V_{ист} - \Delta V_M - \Delta V_{инстр}$.**

Пример. Заданная истинная воздушная скорость **200 км/ч**; высота полета **3000 м**; температура воздуха на высоте полета **$t_n = -20$ °C**; 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. ??), 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:

$$V_{ист} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_a - \Delta V_{с.ж} + \Delta V_{м.},$$

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

ΔV_a - аэродинамическая поправка указателя скорости;

$\Delta V_{с.ж}$ - 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 **$t_n = -40$ °C**; инструментальная поправка **$\Delta V_{инстр} = + 5$ км/ч**; аэродинамическая поправка **$\Delta V_a = -8$ км/ч**. Определить истинную скорость.

Решение. 1. Учитываем инструментальную и аэродинамическую поправки:

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

2. Из графика (см. Рис. 37) 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:

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

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, **$t_{пр} = -35$ °C**; инструментальная поправка **$\Delta V_{инстр} = -8$ км/ч**, **$\Delta V_a = + 10$ км/ч**. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Учитываем инструментальную и аэродинамическую поправки:

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

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

Тогда фактическая температура наружного воздуха будет равна

$$t_n = t_{пр} - \Delta t = -35 - 20 = -55 \text{ °C.}$$

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.**

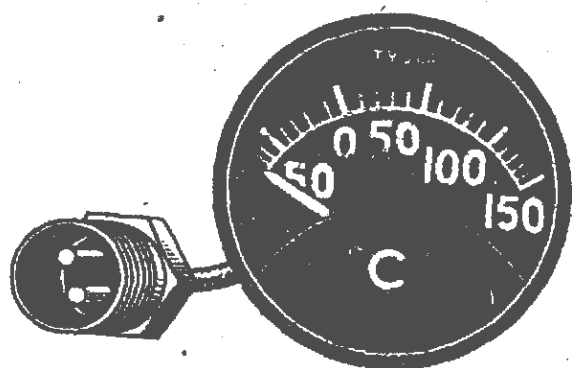


Рис. 38 Внешний вид термометра

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.

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.

Определение $V_{ист}$ по показаниям $V_{пр КУС}$

Температура окружающего воздуха является основным фактором для определения $V_{ист}$

Зависимость $V_{ист}$ от температуры окружающего воздуха является точно такой же, как и при определении $V_{ист}$.

$$5^\circ \square t = 1\% V_{пр.кус}$$

Пример. Определить $V_{ист}$, если $t \square = +20^\circ$, $V_{прКУС} = 500$ км/ч.

Решение: $\square t = +20 - 15 = +5^\circ$, следовательно $V_{ист} = 505$ км/ч.

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОЛЕТ САМОЛЕТА

Навигационный треугольник скоростей и его элементы

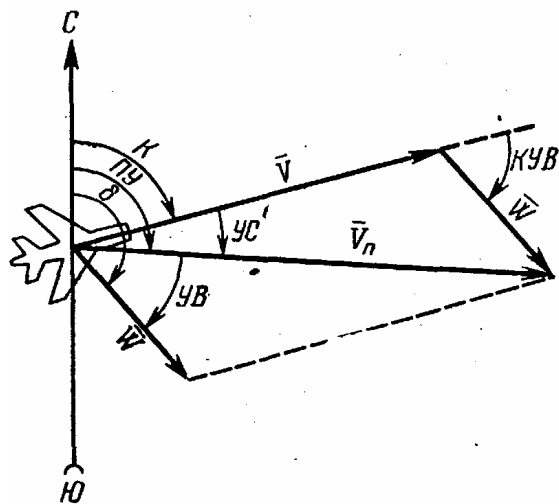


Рис. 39. Навигационный треугольник скоростей

Треугольник, образованный вектором воздушной скорости, вектором ветра и вектором путевой скорости, называется **навигационным треугольником скоростей** (Рис. 39).

Элементами навигационного треугольника скоростей являются: V - воздушная скорость; W - скорость ветра; V_n - путевая скорость; \square - направление ветра; K - 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 ветра 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:

$$V_{\Pi} = V \cos UC + W \cos UB$$

$$\sin UC = \frac{W}{V} \sin UB$$

$$\operatorname{tg} Ug = \frac{W \sin KUB}{V + W \cos KUB}$$

или приближенно

$$V_{\Pi} \approx V + W \cos UB,$$

$$UC \approx 60 \frac{W}{V} \sin UB$$

$$V_{\Pi} = V \cos UC + W \cos UB$$

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

Определение путевой скорости

Ввиду того, что **$\cos UC \approx 1$** , формулу **$W = V \cos UC \pm U \cos UB$** можно использовать для приближенных определений:

$$W = V \cos UC \pm U \cos UB,$$

где **UB** - угол ветра (определяется по формуле **$UB = \square - MK$**).

Пример. Определить W, если направление ветра $\square = 170^\circ$, MK = 110°. V = 780 км/ч. U = 70 км/ч.

Решение: 1. UB = 170 - 110 = 60°. 2. W = 780 + 0.5 * 70 = 815 км/ч.

Зависимость навигационных элементов от изменения режима полета или ветра

Изменение воздушной скорости приводит к изменению путевой скорости на величину $\square V$

$$V_{\Pi 1} = V_{\Pi} + (\pm \square V)$$

и к изменению угла сноса на величину $\square UC$:

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

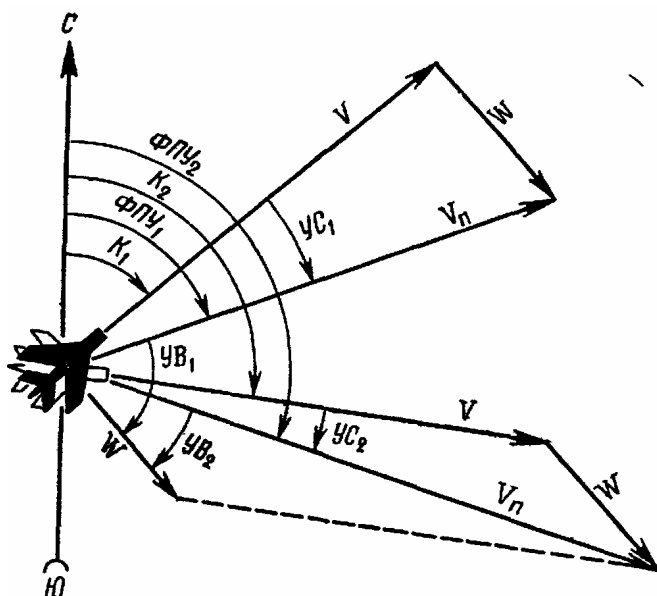


Рис. 40. Изменение элементов навигационного треугольника скоростей при изменении курса самолета

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_n , YC , YB , FPU (Рис. 40).

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 продолжать 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 $YB=0^\circ$ (ветер попутный) $YC=0$, $V_n=V+W$;

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

при $YB=90^\circ$ (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 $YB=180^\circ$ (ветер встречный) $YC=0$, а $V_n = V-W$;

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

при $YB=270^\circ$ (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.

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 визиркн. На корпусе и движке нанесены шкалы, индексы, формулы и надписи (Рис. 41).

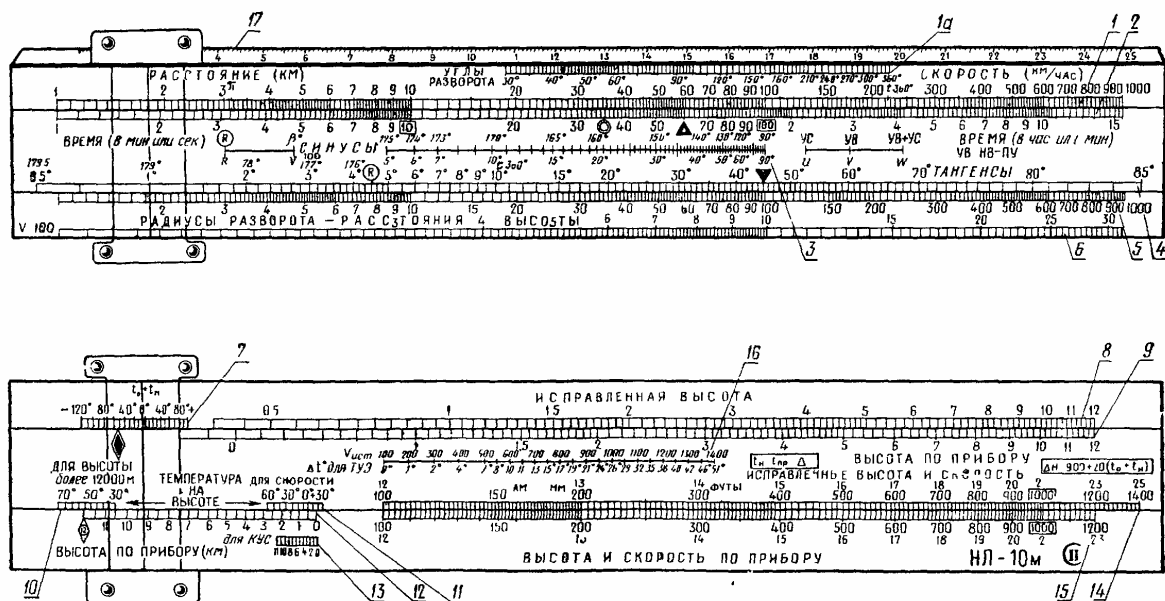


Рис. 41. Навигационная линейка НЛ-10М

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. 42).

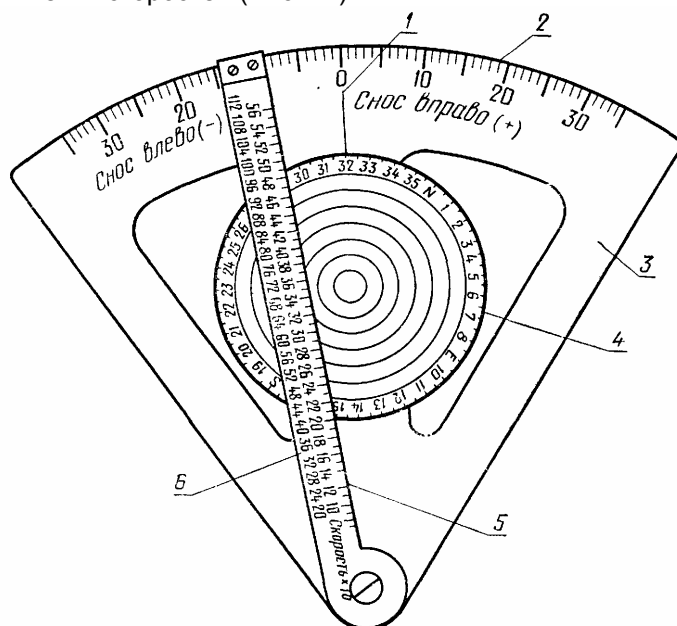


Рис. 42. Устройство ветрочета:

1 - курсовая черта, 2 - шкала углов сноса; 3 - сектор; 4 - азимутальный круг; 5 - рабочая часть линейки, 6 - линейка со шкалой скоростей

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 100-25000 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.

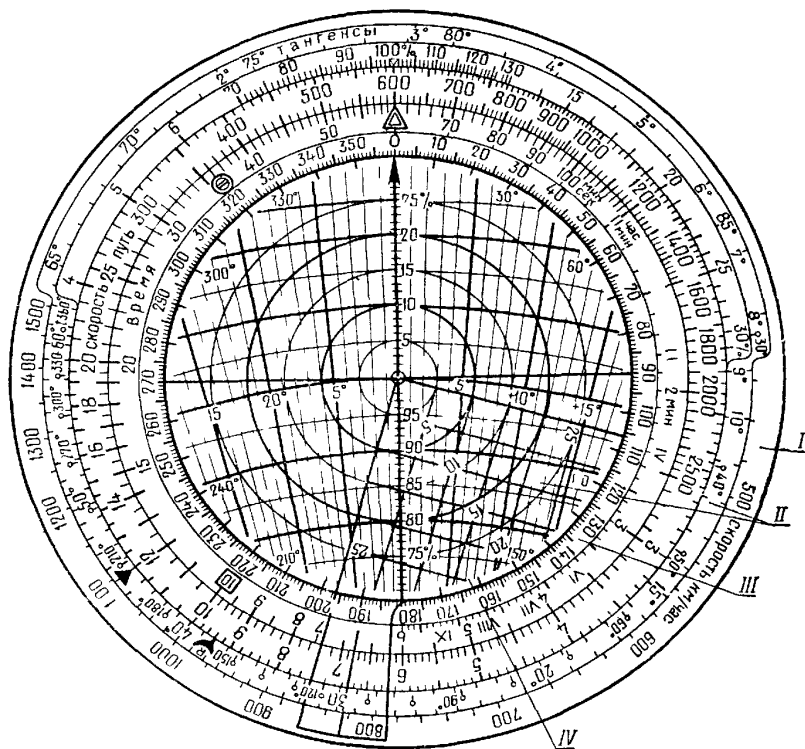


Рис. 43. Общий вид лицевой стороны навигационного расчетчика (ветрочет):

I - основание, II - поворотный диск с номограммой, III - курсовой лимб ветрочета, IV - визирная линейка с секторов.

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 появления 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 шоссеыные 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.

Определение обратного курса следования

В практике самолетовождения возникает необходимость в определении курса полета для следования по линии пути, обратной заданной (например, при фотографировании площади, возвращении с маршрута и т.п.). В этом случае летчик может самостоятельно определить обратный магнитный курс (ОМК)

$$ОМК = МК \pm 180^\circ \pm 2УС,$$

где **МК** и **УС** - магнитный курс и угол сноса до разворота.

Пример. Определить обратный магнитный курс, если при полете по маршруту летчик выдерживал **МК=120°**, а **УС= -8°**,

$$\text{Решение: } ОМК = 120^\circ + 180^\circ + (-2 \cdot 8) = 284^\circ$$

Методы приближенного штурманского расчета при визуальном ориентировании.

В сложной и быстро меняющейся обстановке полета летчик не имеет времени и возможности произвести то или иное измерение на карте с помощью транспорта и

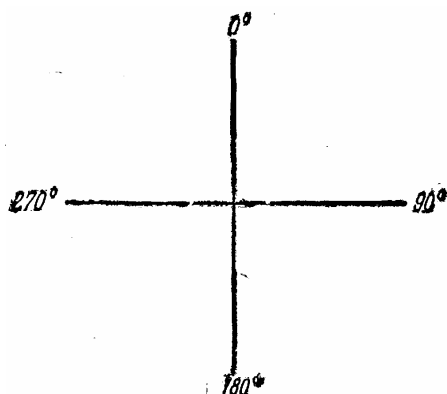


Рис. 44 . Основные направления

масштабной линейки. В таких случаях для летчика особое значение имеют штурманский глазомер и приближенный расчет в уме.

Быстрое определение направлений и расстояний.

Для овладения хорошим штурманским глазомером необходима систематическая индивидуальная тренировка летчика в определении направлений и расстояний на карте. При совершенном штурманском глазомере направления на карте могут быть определены с точностью до 3-5°, а расстояния-с точностью 3-5% измеряемого расстояния (Рис. 44).

Тренировку в измерениях направления целесообразно проводить методом половинных делений. На чистом листе бумаги, используя транспортир, провести две взаимно перпендикулярные линии и обозначить 0° (Север), 90° (Восток), 180° (Юг) и 270° (Запад). Затем полученные четверти делим пополам и обозначаем в реальных значениях градусов (Рис. 45). Необходимо твердо запомнить эти опорные направления, научиться наносить их без помощи транспортира карандашом, а затем представлять мысленно.

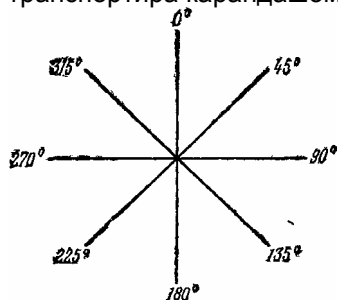


Рис. 45. Главные румбы

После того как будут приобретены навыки в нанесении восьми опорных углов (0, 45, 90, 135, 180, 225, 270, 315°), следует перейти к нанесению более мелких промежуточных углов методом половинных делений (Рис. 46), помня, что половина каждого образованного угла равна 20° (эта ошибка в 2,5° в дальнейшем уменьшается до одного градуса, поэтому нет необходимости с ней считаться, тем более, что она меньше требуемой точности, т. е. 3-5°).

Например, требуется определить направление на пункт А. Из Рис. 46 видно, что если мысленно провести линию от начала координат в точку А, то эта линия разделит опорный угол на две части, следовательно, направление на пункт А будет равно $90+20=110^\circ$.

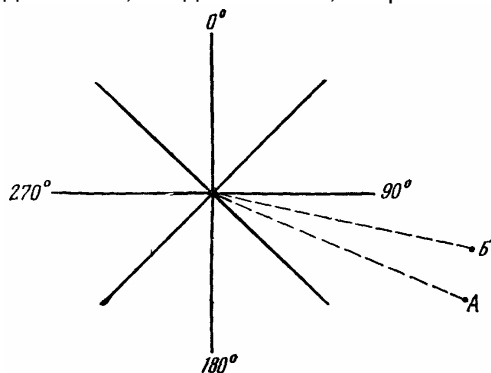


Рис. 46. Использование метода половинных делений

Из рисунка видно, что направление на пункт Б получим, если мысленно разделим уже поделенный опорный угол еще на два, т. е. необходимо учесть угол, равный $20/2=10^\circ$, что даст $90+10=100^\circ$. Поступая таким образом, уже после 2-3 делений опорных углов можно получить точность в нанесении направлений не хуже 3-5°. Иногда целесообразно опорный угол делить на

Точность глазомерного определения расстояний необходимо проверять масштабной линейкой. После того как точность измерения глазомерной прокладкой составит 5-10% измеряемого расстояния, можно перенести тренировку непосредственно на карту. При этом вначале на карте надо произвести несколько глазомерных откладывании расстояний различной длины и в различных направлениях. После этого приступить к тренировке в измерениях расстояний и направлений между отдельными пунктами на карте, начиная с небольших расстояний и кончая расстояниями в 300-400 км.

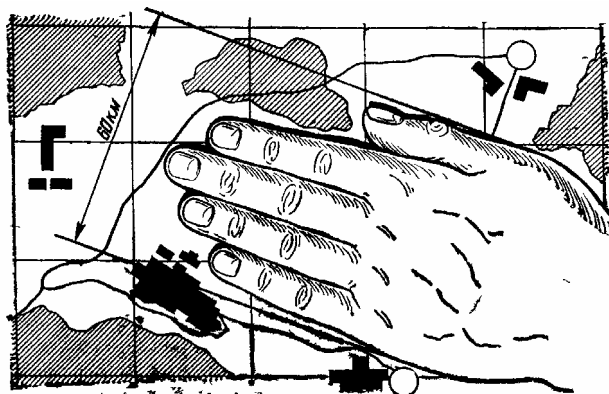
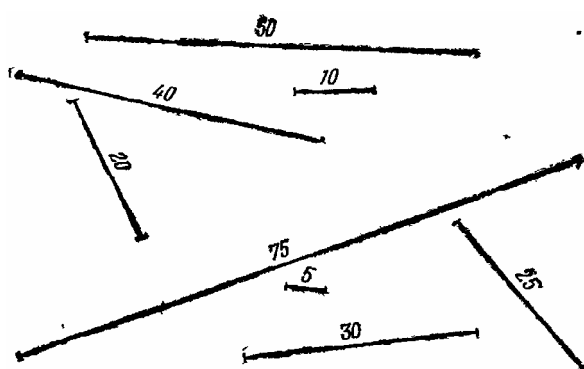


Рис. 48. Определение захвата кистью для своей полетной карты

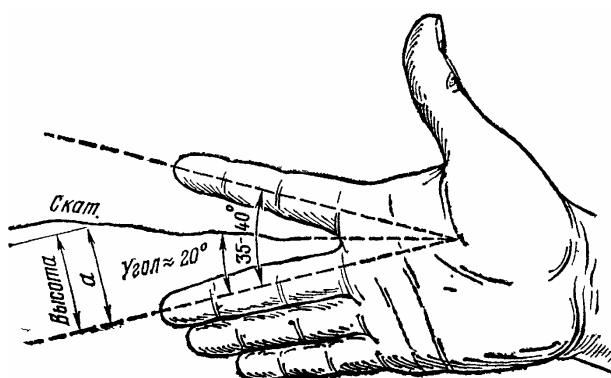
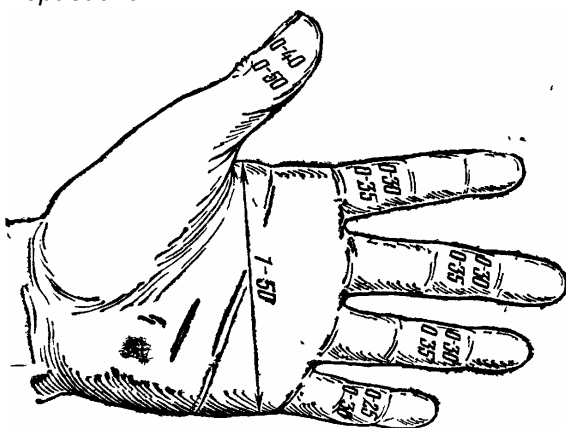


Рис. 50. Использование раствора пальцев для определения углов на местности

Определение ПК без расчета $S_{пр}$, $S_{ост}$ и ЛБУ

На основании свойства внешнего угла треугольника сразу находим величину ПК без определения ***Snp*** и ***Socm*** (Рис. 51). Если имеется возможность использовать транспорт, то приложить его так, как показано на Рис. 52.

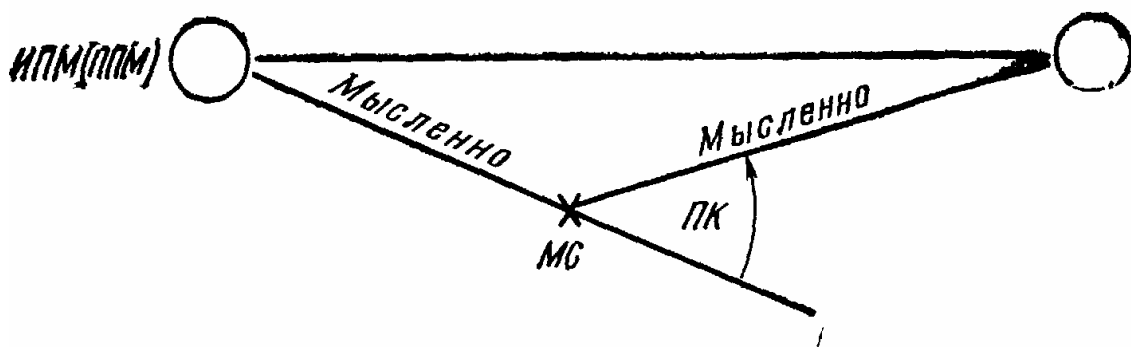


Рис. 51. Глазомерное определение ПК

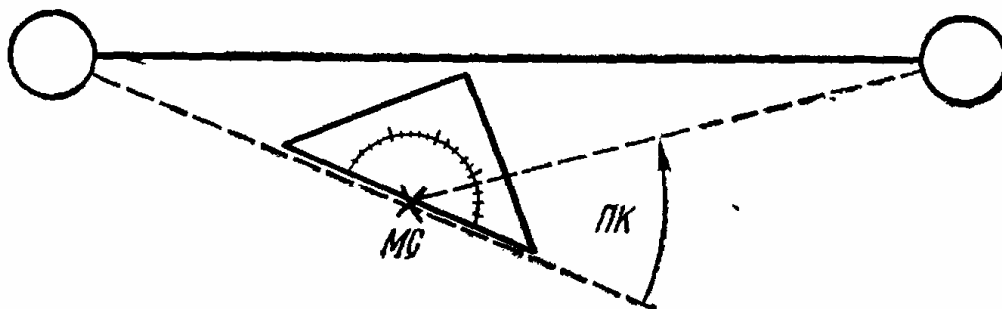


Рис. 52. Определение ПК с помощью транспортира

Определение момента выхода на линию заданного пути

Для выхода на линию заданного пути (ЛЗП), когда радиостанция располагается в ИПМ, необходимо курсозадатчик установить на МК, равный ЗМПУ (Рис. 53).

Тогда момент совпадения стрелки радиокompаса с курсозадатчиком будет свидетельствовать о выходе самолета на ЛЗП.

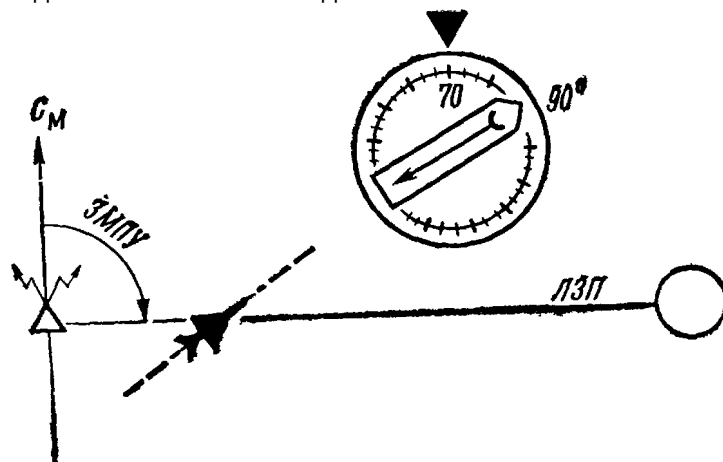


Рис. 53. Определение момента выхода на ЛЗП

Определение момента выхода на линию заданного радиопеленга

Так как современные указатели курсов полета совмещены со стрелкой АРК, то нет необходимости определять промежуточное значение КУР. Сразу можно определить величину МПР в точке начала разворота (Рис. 54), т. е. МПР_{нтр} (3° необходимы для учета элементов разворота: при возрастании МПР берется знак «минус», при уменьшении—«плюс»).

$$МПС = МК + КУР \pm 180^\circ;$$

$$ИПС = ИК - КУР \pm 180^\circ;$$

$$ИПС = КК + \square_k \square_m + КУР \pm 180^\circ.$$

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 $1,5^\circ$. При большей разности долгот ошибка существенно сказывается на точности определения линий положения. Поэтому при расчете ИПС необходимо учитывать поправку на угол схождения меридианов δ :

$$ИПС = ИК + КУР \pm 180^\circ + (\pm \delta).$$

Для карт видоизмененной поликонической проекции поправка на угол схождения меридианов будет равна:

$$\square = (\square_p - \square_c) \sin \square_{ср. л. к.}$$

где \square_p - долгота радиостанции;

\square_c - долгота самолета;

$\square_{ср. л. к.}$ - 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 Π 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 $\pm 180^\circ$** (МПС -- магнитный пеленг самолета).

«Прибой» практически равен магнитному курсу для полета на радиопеленгатор, что объясняется небольшой дальностью действия данной радиопеленгаторной системы, 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 $2-3^\circ$.

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, гироманнитного 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-15м

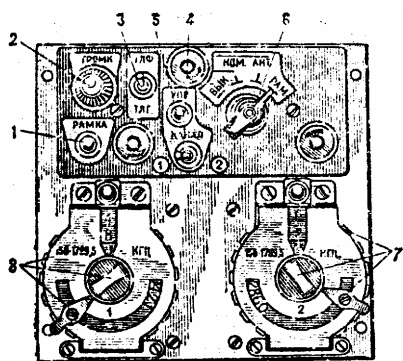


Рис. 2 Передняя панель пульта управления (основной вариант).

1 - рамка; 2 - громкость; 3 - ТЛ5-ТЛГ; 4 - переключатель каналов; 5 - кнопка управления; 6 - рамка; 7 и 8 - ручки плавной настройки.

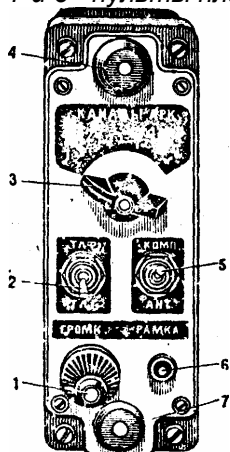


Рис. 3. Передняя панель пульта управления (упрощенный вариант)

1 - громкость; 2 - ТЛФ-ТЛГ; 3 - переключатель каналов; 4 и 7 лампочки подсвета, 5 - Ант-Комп; 6 - рамка.

Автоматический радиокompас АРК-15М предназначен для самолетовождения по приводным и широкоэвещательным радиостанциям и радиомаякам.

Радиокompас обеспечивает получение непрерывного отсчета курсового угла и позволяет решать следующие навигационные задачи:

- совершать полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курсового угла;
- автоматически определять пеленг радиостанции по стрелкам приборов УГР-4УК;
- обеспечивать непрерывный отсчет курсового угла радиостанции;
- выполнять заход на посадку по системе ССП;
- вести прием и прослушивание сигналов средневолновых станций в диапазоне 150 - 1 799,5

Кгц.

Отличительными особенностями радиокompаса АРК-15М являются:

- неповоротная рамочная антенна, сопряженная с гониометром через высокочастотные кабели;

- фиксированная настройка частот через 500 Гц;
- сетка частот выполнена на одном опорном кварце с применением счетно-логических схем;
- для перестройки тракта высокой частоты применены варикапы;
- в приборе использована модульная конструкция, построенная полностью на транзисторах.

Радиокompас АРК-15М может использоваться в двух режимах:

- режим "компас" (основной режим работы)
- режим автоматического пеленгования радиостанций.

Работа радиокompаса в режиме "компас" основана на автоматическом сравнении сигналов, принимаемых как направленной, так и ненаправленной антеннами.

В этом режиме радиокompас при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции автоматически устанавливает стрелки приборов указателей курса в положение, соответствующее курсовому углу на пеленгуемую радиостанцию. При этом сигналы радиостанции могут прослушиваться с помощью телефонов на выходе радиокompаса.

Режим "антенна" - режим работы, когда радиокompас используется в качестве средневолнового приемника.

Выбор режима работы радиокompаса производится установкой переключателя рода работ на пульте управления в одно из двух положений: "компас" или "антенна".

Пеленгование (определение направления на радиостанцию) основано на использовании направленной характеристики рамочной антенны, диаграмма направленности которой имеет вид восьмерки (две соприкасающиеся окружности). Интенсивность приема такой антенны меняется в зависимости от того, с какого направления приходят радиоволны.

Особенностью схемы радиокompаса АРК-15М является использование неповоротной рамочной антенны. В качестве направленной антенны используется система, состоящая из двух взаимно перпендикулярных обмоток рамочной антенны, конструктивно оформленных в виде одного блока, и гониометра. Гониометр представляет собой устройство, имеющее две взаимно перпендикулярные неподвижные полевые катушки и одну подвижную искательную катушку, размещенную в пространстве между полевыми катушками.

Таким образом система из двух взаимно перпендикулярных рамок, соединенных с гониометром с точки зрения характеристик направленности, заменяет одну поворотную рамку, но при этом механизм вращения рамки исключается, заменяясь вращением касательной катушки внутри гониометра, связанной при помощи синусно-косинусного трансформатора и блока механического переходного БМП со стрелками приборов УГР-4УК.

Все это относится к основному режиму работы радиокompаса режиму автоматического пеленгования "компас". В остальных режимах работы некоторые элементы либо вовсе отключаются, либо работают несколько иначе.

В режиме "антенна" радиокompас работает как обычный связной средневолновый приемник, отключается весь рамочный вход, а также ряд других элементов схемы. Этот режим используется для прослушивания радиостанций и использования радиокompаса в качестве резервного приемника с достаточно высокой чувствительностью.

В комплект радиокompаса АРК-15М входят:

- приемник;
 - два упрощенных пульта управления;
 - переключатель пультов;
 - два пульта предварительной настройки;
 - два переключателя Б - Д;
 - контрольный разъем;
 - рамочная антенна;
 - антенное согласующее устройство;
 - эквивалент рамочного кабеля и соединительные кабели.
- Радиокompас работает через блок механический переходной БЖ на два указателя УГР-4УК.

В первой кабине установлены:

- пульт управления;
- указатель УГР-4УК;
- кнопка управления АРК;
- переключатель Б-Д.

Во второй кабине установлены:

- пульт управления;
- указатель УГР-4УК;
- кнопка управления АРК;
- переключатель Б-Д;
- контрольный разъем.

На пульте управления радиокompасов расположены следующие органы управления:

- переключатель каналов;
- переключатель режимов работы положения "антенна" и "компас";
- переключатель ТЛФ-ТЛГ;
- регулятор громкости телефонов;
- кнопка РАМКА.

Кнопка РАМКА. используется для включения автономного вращения искательной катушки гониометра.

Пульты предварительной настройки служат для предварительной установки частоты рабочих каналов.

При включенном бортовом питании радиокompас включается автоматом защиты АРК, расположенный на левом пульте 1-й кабины.

Радиокompас можно считать включенным, если при этом загорелись лампы подсвета, у стрелки индикатора появился небольшой ход или отклонение под влиянием шумов и при установке переключателя ТЛФ-ТЛГ а положение "ТЛФ" в телефонах появляется характерный шум. Полная работоспособность радиокompаса при работе в широкой полосе на мощные радиостанции устанавливается в течение 1-2 мин после включения.

Выход приемника радиокompаса на СПУ-9 осуществляется с помощью тумблера РК-ВЫК,

расположенного на каждом абонентском щитке.

Основные данные:

Потребление:	
по постоянному току 27 В	не более 2А
по переменному току 36 В 400 Гц	не более 1А
Диапазон частот, КГц,	150-1799,5
Точность установки частоты, Гц	□100
Предельная чувствительность в режиме "Тлф" на участках диапазона, мкВ	
150-200 КГц	8
200-1799,5	5
Дальность действия по приводу на высоте 1000 м, км	не менее 150
Дальность действия по приводу на высоте 10000 м, км	не менее 340

Сигналы, поступающие от радиокompаса, в системе СПУ регулировки не имеют. Регуляторы громкости расположены на абонентских щитках.

Питание СПУ осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27 В и включается автоматом защиты СПУ. Поскольку сигнал с приемника АРК поступает в систему СПУ, то перед проверкой АРК, необходимо убедиться в исправности СПУ.

Проверка СПУ перед полетом.

Для включения и проверки необходимо:

включить автомат защиты СПУ;

регулятор громкости СПУ на абонентских щитках в обеих кабинах повернуть вправо до отказа;

поочередно нажимая кнопки СПУ в первой и второй кабинах, проверить внутрисамолетную связь, после чего регуляторами громкости СПУ установить желаемую громкость.

Включение и проверка автоматического радиокompаса АРК-15М

Для включения и проверки необходимо:

включить автомат защиты сети ПТ-200;

включить автомат защиты сети АРК;

включить автомат защиты сети СПУ;

установить выключатель «РК - Выкл.» на абонентском щитке СПУ в положение «РК»;

установить переключатель «ТЛФ-ТЛГ» в положение «ТЛФ», при этом в телефонах должен появиться характерный шум, а у стрелки индикатора - небольшие колебания. Полная работоспособность радиокompаса появляется через 1-2 мин после его включения;

установить переключатель «Приводная ближняя - Дальняя» в положение «Дальняя», а переключатель «Каналы АРК» - на необходимый канал;

установить переключатель режимов в положение «Ант.», а регулятор громкости - вправо до отказа. В телефонах должны прослушиваться позывные ДПРС. При вращении регулятора громкости уровень сигнала должен измениться;

установить переключатель «ТЛФ-ТЛГ» в положение «ТЛГ»;

установить переключатель режимов в положение «Комп.». Стрелка указателя должна установиться в направлении на ДПРС с точностью $\pm 5^\circ$;

установить переключатель «Приводная ближняя - Дальняя» в положение «Ближняя». Стрелка указателя должна установиться в направлении на БПРС с точностью $\pm 5^\circ$;

установить переключатель «Приводная ближняя - Дальняя» в положение «Дальняя», а переключатель «Каналы АРК» на необходимый канал;

нажать кнопку «Рамка» и отвести стрелку указателя на 160° . При отпускании кнопки стрелка указателя должна возвращаться в прежнее положение со скоростью не менее 30 град/с;

установить выключатель «РК -- Выкл.» на абонентском щитке СПУ в положение «Выкл.».

Эксплуатация радиокompаса в полете.

1. Вырулив на взлетную полосу, проверить правильность показаний АРК и ГМК (стрелка радиокompаса на УГР-4УК должна показывать КУР= 180° , шкала курсов - курс взлета).

2. Полет на ДПРС осуществлять пассивным способом, выдерживая КУР= 0° по УГР-4УК.

3. Момент пролета ДПРС определять по передней стрелки радиокompаса с. КУР= 0° На КУР= 180°

4. Для переключения АРК на БПРС необходимо переключатель «Приводная ближняя - Дальняя» поставить в положение «Ближняя». При этом стрелка радиокompаса установится в направлении БПРС.

5. Для перестройки радиокompаса в полете на частоту запасного аэродрома необходимо:

проверить установку переключателя «Приводная ближняя - Дальняя» в положение «Дальняя»;

регулятор громкости повернуть вправо до отказа;

установить переключатель режимов в положение «Ант.»;
 усыновить переключатель «Каналы АРК» на необходимый канал;
 прослушать позывные ДПРС запасного аэродрома;
 установить переключатель режимов в положение «Комп.».

Стрелка указателя установится в направлении ДПРС запасного аэродрома.

Путем нескольких повторных переключении (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 радиокомпыаса 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. 4). Максимально возможное боковое уклонение радиодромии от линии заданного пути зависит от соотношения скоростей самолета и ветра $n=V/W$, и расстояния S_0 , с которого начинается полет пассивным способом:

$$ЛБУ_{\text{макс}} = \frac{0,37W}{V} S_0$$

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.

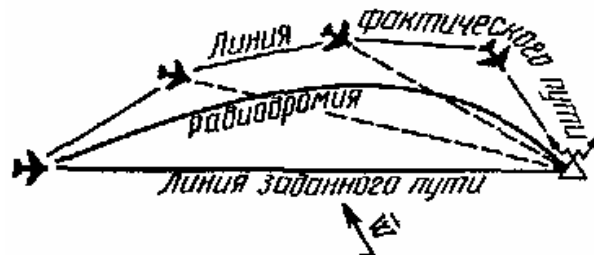
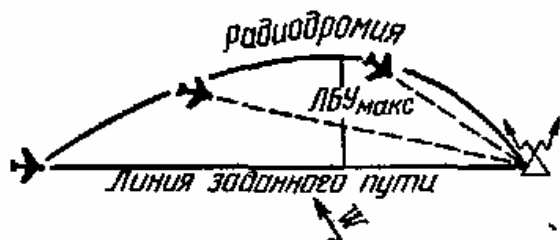


Рис. 4. Полет на радиостанцию пассивным способом

Рис. 5. Полет на радиостанцию курсовым способом

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. 5). При курсовом способе, как и при пассивном, увеличивается время полета и возникает боковое уклонение самолета от линии заданного пути. Курсовой способ полета для 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 $КУР = 360^\circ \pm УС$ (Рис. 6). 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 известному ветру или подбираться в процессе выполнения полета.

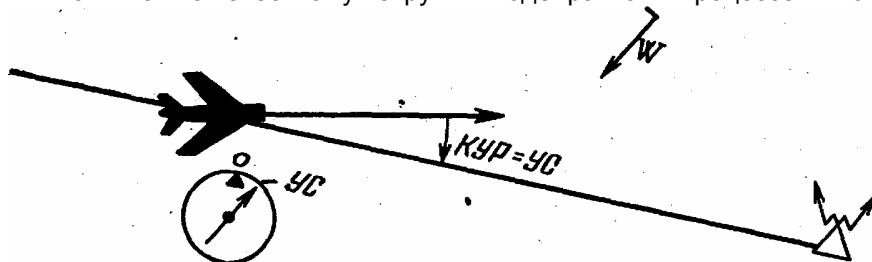


Рис. 6. Полет на радиостанцию активным способом

Полет на радиопеленгатор, как правило, применяют при выводе самолета на аэродром посадки, если отказали радиокompас 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.

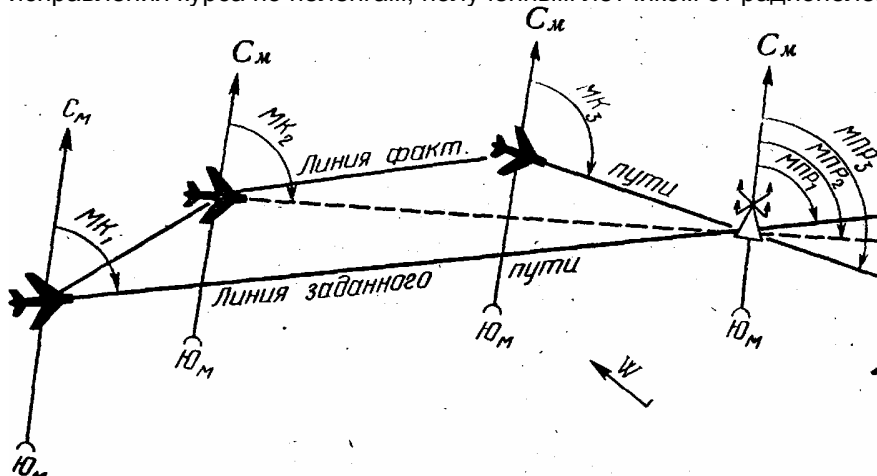


Рис. 7. Полет на радиопеленгатор курсовым способом

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. 7).

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 радиокompаса определить пеленг самолета.



Рис. 8. Определение УС и ФПУ при помощи радиокompаса.

Зная заданный путевой угол и средний курс самолета (Рис. 8), можно рассчитать боковое отклонение 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 отклонение самолета равно углу сноса и определяется по формуле:

$$БУ = УС = КУР - 180^\circ.$$

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. 9). 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.

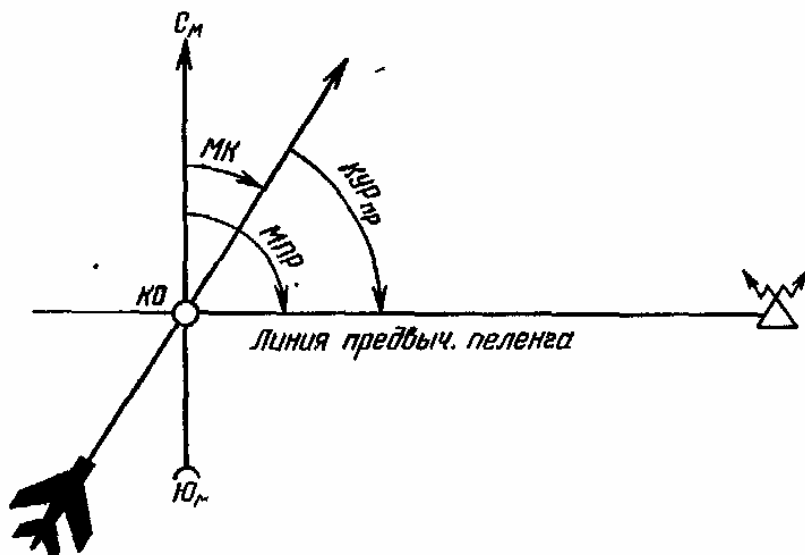


Рис. 9. Выход на линию предвычисленного радиопеленга

При использовании указателей типа СУП и СУШ момент выхода на линию предвычисленного радиопеленга определяется по предвычисленному курсовому углу:

$$КУРпр = МПР - МК.$$

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. 10) и в точке пересечения линии пеленга и линии пути измерить величину предвычисленного пеленга.

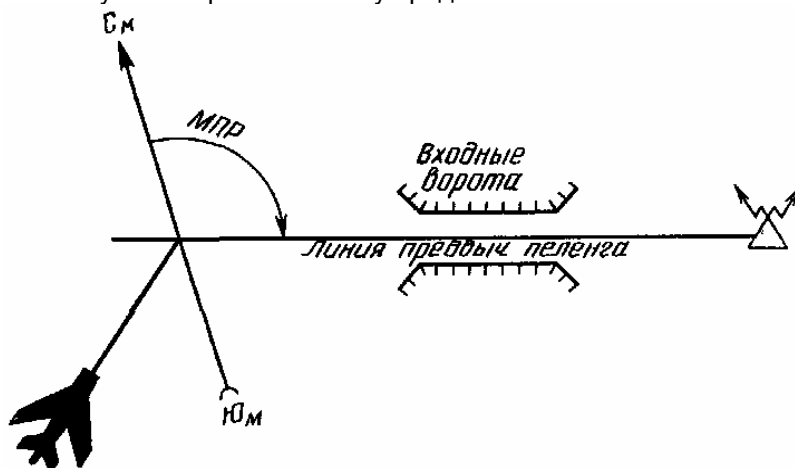


Рис. 10. Выход на линию входных ворот

Для обхода запретных зон или препятствий необходимо проложить на карте пеленг от радиостанции к месту разворота самолета, находящемуся на безопасном удалении от зоны (Рис. 11). В точке пересечения линии пеленга и линии пути измерить величину предвычисленного пеленга.

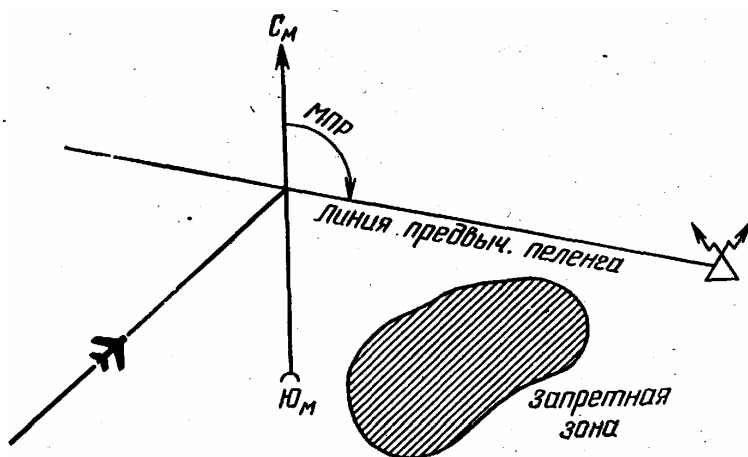


Рис. 11. Обход запретной зоны

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. 12).

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, записать время и курс полета;

настроить АРК на радиостанцию, которая находится на траверзе, снять КУР, записать время и курс полета;

рассчитать значения ИПС ($\text{ИПС} = \text{ИК} + \text{КУР} \pm \pm 180^\circ \pm \square$);

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 определять 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.

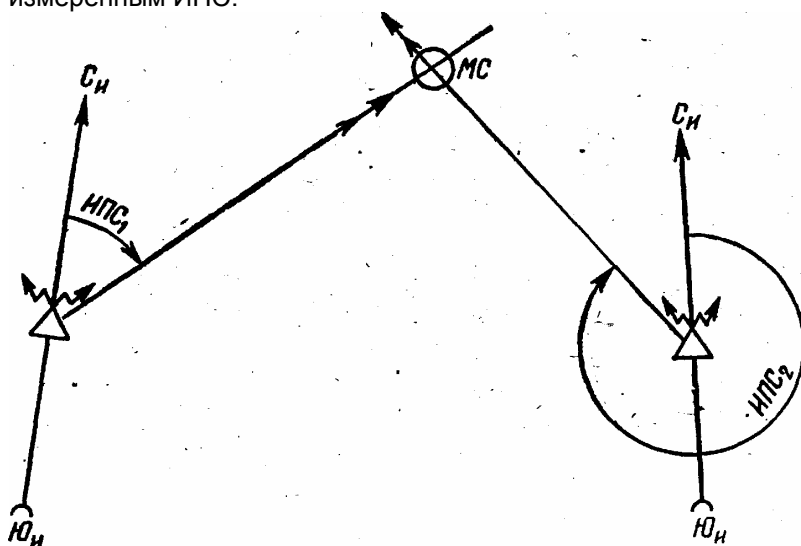


Рис. 12. Определение МС пеленгованием двух радиостанций

Практически определить пеленги по двум радиостанциям одновременно невозможно. За время пеленгования самолет переместится вдоль линии пути на величину $V_n t$. 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 $S = V_n t$ пройденное самолетом за время пеленгования первой и второй радиостанций. Точка пересечения перенесенной линии пеленга первой радиостанции с линией пеленга второй радиостанции (ИПС₂) даст МС в момент пеленгования второй радиостанции.

Второй способ. Первую радиостанцию пеленгуют дважды с таким расчетом, чтобы промежутки времени 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 радиодeviационных работ

Радиодeviационные работы производят:

- не реже одного раза в год в процессе эксплуатации АРК;
- при замене или дополнительной установке радиооборудования на самолёте (вертолете), влияющего на радиодeviацию;
- после установки или снятия с самолета металлических выступающих частей;
- в случае обнаружения ошибок или возникновения сомнений в правильности показаний радиокompаса;
- при установке нового комплекта АРК на самолет;
- при определении остаточной радиодeviации;
- после замены указателей курсовых углов или рамочной антенны.

Радиодeviационные работы выполняются специалистами ИАС совместно с экипажем самолета под руководством штурмана авиационной организации.

Подготовка к проведению радиодeviационных работ

Подготовка к проведению радиодeviационных работ включает:

подготовку девиационного пеленгатора, бланков протоколов выполнения радиодeviационных 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 радиостанций не должно быть зданий и возвышенностей;

выбор радиостанции, по которой будет проводиться определение радиодeviации. Для большей точности определения радиодeviации радиостанцию необходимо выбирать на удалении 100-150 км от аэродрома. При использовании мощной РВС это расстояние может быть

Установочная ошибка рамки радиокompаса устраняется на курсовом угле радиостанции, равном 0°, поворотом корпуса рамки или указателя.

Для определения установочной ошибки рамки радиокompаса следует:

вырулить или отбуксировать самолет на площадку для выполнения радиодeviационных 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 радиокompас на радиостанцию, по которой будет определяться радиодeviация;

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 радиокompаса необходимо:

не выключая радиокompаса, 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 радиокompаса,

Определение радиодeviации

Радиодeviация определяется на 24 ОРК через 15°. На каждом ОРК с помощью девиационного пеленгатора измеряется КУР и вычисляется радиодeviация по формуле: $\square p = \text{КУР} - \text{ОРК}$.

Определение радиодeviации по невидимой радиостанции производится в такой последовательности:

установить самолет на МК=МПР, устранить установочную ошибку рамки радиокompаса и записать данные в протоколе выполнения радиодeviационных 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 радиокompасу на ОРК = 15°, затем вращением визирной рамки совместить линию визирования с ориентиром и отсчитать КУР по лимбу против предметного диоптра. Определить радиодeviацию 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 устанавливая самолет на остальные 22 ОРК через 15°; на каждом ОРК определять КУР и радиодевiation и записывать данные в протокол выполнения радиодевiationных работ.

Определение радиодевiation по **видимой радиостанции** производится в такой последовательности:

установить самолет на МК=МПР, устранить установочную ошибку рамки радиокompаса и записать данные в протокол выполнения радиодевiationных 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 радиокompасу на ОРК=15°, затем вращением визирной рамки совместить линию визирования с мачтой радиостанции и отсчитать КУР по лимбу против предметного диоптра. Определить радиодевiation и записать в протокол:

в таком же порядке устанавливать самолет на последующие 22 ОРК через 15°; на каждом ОРК определять КУР, вычислять радиодевiation и записывать данные в протокол выполнения радиодевiationных работ.

Компенсирование радиодевiation

Радиодевiation компенсируется в следующем порядке:

выключить радиокompас и отсоединить компенсатор от блока рамки;

снять скобу с указателя радиодевiation;

составить таблицу компенсации радиодевiation, которая имеет вид:

ОРК	Δp	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 радиодевiation 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 радиодевiation 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 радиодевiation на компенсатор, для чего поворотом диска компенсатора совместить нуль шкалы радиодевiation с делением ОРК=0° и, удерживая его в этом положении, с помощью регулировочного винта, расположенного против деления ОРК =0°, установить указатель радиодевiation на 0° по шкале радиодевiation;

установить диск компенсатора на ОРК=345° и вращением регулировочного винта против этого деления переместить стрелку-указатель радиодевiation на значение, указанное в первом цикле таблицы компенсации;

таким же образом нанести радиодевiation первого цикла на остальных ОРК, соблюдая последовательность, указанную в таблице;

в таком же порядке выполнить второй, третий и четвертый циклы компенсации;

проверить точность нанесения радиодевiation на компенсатор, для чего последовательно устанавливать диск компенсатора нулем шкалы радиодевiation на каждый из 24 ОРК по шкале,

при этом стрелка-указатель должна показывать величину и знак радиодевииации согласно протоколу;

если на каком-либо ОРК радиодевииация 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 радиодевииации до требуемой величины на одном каком-либо ОРК вызывает появление ошибок в установленной величине радиодевииации 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 радиодевииации.

Остаточная радиодевииация определяется с целью обнаружения ошибок и неточностей, допущенных в процессе выявления и компенсирования радиодевииации. Она определяется на 24 курсовых углах радиостанции, кратных 15° (0°, 15°, 30° и т. д.).

Для определения остаточной радиодевииации 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 радиодевииация по формуле: $\square_{p\text{ ост}} = КУР - КУР_{ук}$ ($КУР_{ук}$ - отсчет курсового угла по указателю АРК).

Если остаточная радиодевииация на всех КУР не превышает $\pm 2^\circ$, то по результатам определения остаточной радиодевииации составить график и поместить его в кабинах летчика (пилота) и штурмана. Если остаточная радиодевииация превышает $\pm 2^\circ$, производится ее докомпенсирование;

Порядок выполнения докомпенсирования:

снять компенсатор с блока рамки;

вращением диска компенсатора установить конец стрелки-указателя на тот ОРК, на котором обнаружена радиодевииация более $\pm 2^\circ$;

удерживая диск компенсатора в этом положении, вращением винта, расположенного ближе всего к нулю шкалы радиодевииации, переместить стрелку-указатель вправо или влево на величину остаточной радиодевииации. Направление перемещения стрелки, определяется по знаку остаточной радиодевииации и знаку, нанесенному на диске компенсатора. Для верхнего расположения рамки знаки нанесены черным цветом, а для нижнего - красным. Для контроля правильности декомпенсации радиодевииации рекомендуется перед тем, как вращать винт, выписывать знак и величину нанесенной на компенсатор радиодевииации. Это позволит при случайном сдвиге диска узнать, сколько градусов радиодевииации компенсировано и сколько еще осталось докомпенсировать;

аналогично провести декомпенсацию радиодевииации на остальных ОРК.

проверить плавность вращения диска и правильность докомпенсации радиодевииации, после чего установить компенсатор в блок рамки;

произвести контрольное определение остаточной радиодевииации на 24 ОРК и составить ее график.

Проверка радиодевииации в полете

При выполнении полетов экипаж (летчик) должен проверять остаточную радиодевииацию 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 радиодевииации: $МПР_{отсч} = МК + ОРК$;

соединить на карте этот ориентир с точкой расположения радиостанции, измерить фактический ИПР и определить фактический МПР: $МПР_{факт} = ИПР_{факт} - (\pm \square м)$;

определить радиодевииацию по формуле: $\square p = МПР_{факт} - МПР_{отсч}$.

Система спутниковой навигации GPS.

Система GPS представляет собой самый совершенный на сегодняшний день навигационный инструмент. Где бы Вы ни находились - на земле, на море или в воздухе, при помощи глобальной системы определения координат Вы можете легко, точно и быстро определить свое местоположение.

Первоначально приемники GPS применялись исключительно для военных целей. Но постепенно штатские берут свое, и в настоящее время существует два стандарта использования системы GPS - для гражданских и для военных целей.

Первый стандарт называется PPS (Precise Positioning System) и позволяет определять положение объектов с крайне высокой точностью. Этот стандарт используется ВС США, госслужбами США и гражданскими лицами, имеющими специальное разрешение правительства. PPS позволяет определить положение с точностью 17,8 м для горизонтальных и 27,7 м для

вертикальных измерений и дает ошибку в измерении времени не более 10^7 с. Нам с Вами, понятное дело, такая точность недоступна.

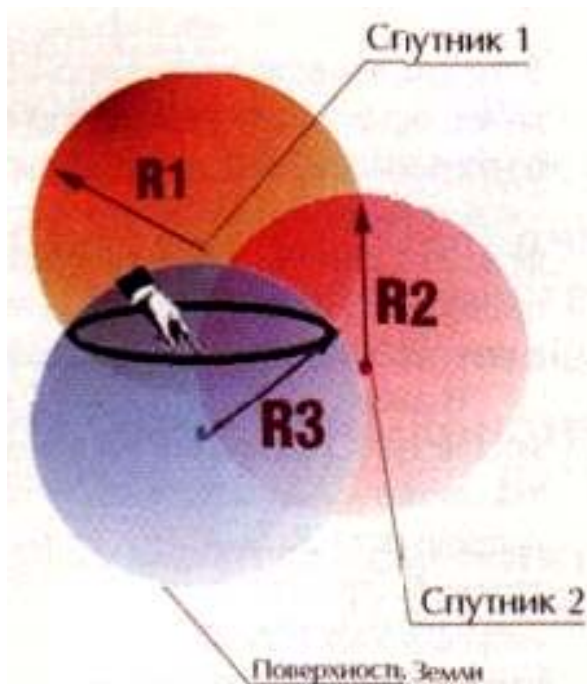
Нам доступен второй стандарт - SPS (Standard Positioning System). Точность измерений по нему специально понижается. Точность по стандарту SPS составляет 100 м по горизонтали и 156 м по вертикали. Допустимая шибка по времени - $1.67 \cdot 10^{-7}$ с.

Система GPS состоит из трех основных сегментов:

Космический сегмент включает в себя 24 (21 активный и 3 резервных) низкоорбитальных спутника, расположенных на высоте чуть больше 19.000 км, с периодом обращения вокруг земли составляющим 12 часов. Эта система (она называется NAVSTAR) принадлежит Министерству Обороны США, которое предоставляет ее для гражданских пользователей на некоммерческой основе. Всего существует шесть орбитальных плоскостей, расположенных под углом около 55° к полярной. На каждой плоскости находится четыре спутника. Все это позволяет Вам получать данные как минимум от пяти спутников в каждой точке земного шара. Контрольный сегмент состоит из сети наземных станций слежения, разбросанных по всему миру. Когда спутник проходит над одной из станций, он получает информацию о своих координатах, высоте над уровнем моря и скорости. Центральная станция расположена на базе ВВС США ФАЛЬКОН в Колорадо.

Рабочий сегмент системы представлен приемником GPS. Спутник передает свой код, основанный на псевдослучайной последовательности (т.н. PRN-код, представляющий собой шумоподобную, но, на самом деле, заранее определенную индивидуальную последовательность - Pseudo Random Noise), для расчета времени, а также свои координаты. Система действует в трех измерениях и пригодна, таким образом, для определения положения движущихся объектов на земле, на море и в воздухе. В обычном случае небольшой приемник GPS определяет расстояние до спутника путем измерения времени прохождения сигнала от спутника. Если расстояние, отделяющее приемник GPS от Спутника 1 составляет 37.000 км, приемник расположен на поверхности сферы, радиус которой равен 37.000 км, а координаты центра совпадают с координатами спутника. Расстояние в 15.000 км до Спутника 2 определяет вторую сферу соответствующего радиуса с центром на Спутнике 2. Пересечение двух сфер дает Окружность 3. Если приемник GPS находится на уровне моря, то определена и третья сфера, центр которой совпадает с центром Земли, а радиус - с радиусом земного шара. Эта сфера пересекает Окружность 3 в двух точках, одна из которых заведомо не подходит - скажем, соответствует слишком высокой скорости перемещения и может быть проигнорированная. Микропроцессорный блок обработки данных производит все соответствующие вычисления. Теоретически достаточно трех сфер, но на самом деле, обычно возникает необходимость в дополнительных измерениях, обусловленная особенностями работы хронометрирующих устройств.

Приемник GPS использует небольшие и довольно точные электронные часы. Их точность составляет 10^{-9} с, в то время как точность атомных часов, используемых спутниками - 10^{-12} с. Это вызывает появление существенной ошибки в определении координат, для устранения которой необходимы дополнительные данные спутниковых измерений. В итоге, для получения точной информации необходимы данные по четырем спутникам для наземных и воздушных измерений и по трем - для морских (радиус и координаты центра четвертой сферы совпадают соответственно с радиусом Земли и координатами центра Земли).



Таким образом, если позволить себе немного отвлечься от профессиональной терминологии, в основу системы GPS положен тот основной принцип, на котором базируется работа всех навигационных устройств - определение направления по известным ориентирам. Таким ориентиром может служить все, что угодно - и неподвижная Полярная звезда, и магнитный полюс Земли и орбитальный спутник.

Спутник передает сигналы на двух несущих частотах в дециметровом диапазоне. Сигналы на первой частоте F1 (1575,42 МГц) включают информацию о местоположении и код SPS, а сигналы на второй частоте F2 (1227,60 МГц) используются для измерения ионосферной задержки.

В качестве метода модуляции применяется так называемая технология SST (Spread Spectrum Transmission), основанная на использовании широкополосных сигналов. Модуляция сигналов на частотах F1 и F2 осуществляется при помощи трех различных бинарных кодов. C/A-код (стандартного определения местоположения) модулирует фазу несущей F1, «размазывая» спектр в полосе 1 МГц. Он представляет собой повторяющийся с периодом 1 МГц PRN-код. Каждому спутнику соответствует собственный C/A-код. Код, модулирующий фазу несущей F1, (является основой гражданского стандарта) SPS. P-код (точного определения местоположения) модулирует фазы обеих несущих - F1 и F2. Он предоставляет собой длительный PRN-код с периодом 10 МГц. Каждому спутнику выделяется индивидуальный семидневный интервал P-кода, причем начальное состояние таких кодов меняется каждую неделю для обеспечения защиты от несанкционированного доступа.

Третий код - так называемое «навигационное сообщение» - также модулирует фазу несущей F1 при помощи C/A-кода. Это код с периодом 50 Гц, передаваемый в виде шестисекундных кадров, каждый из которых состоит из пяти 300-битных субкадров.

В процессе создания системы GPS разработчикам пришлось столкнуться с серьезными проблемами технологического характера.

Первая из таких проблем - как определить момент посылки сигнала со спутника. Она была решена следующим образом. Вышеописанные PRN-коды генерируются и спутником и приемником GPS каждую миллисекунду и ничем не отличаются друг от друга. Сравнение кодов позволяет определить временную разницу между спутником и приемником.

Вторая проблема, вернее, даже целый комплекс сходных проблем, заключалась в необходимости коррекции ошибок определения координат. Что может обусловить появление таких ошибок и какими они бывают?

Первая разновидность обусловлена как помехами в PRN-коде, так и на линии радиосвязи.

Второй тип ошибок - так называемые ошибки смещения, количество и величина которых определяется степенью селективности и рядом других факторов. Степень селективности определяет точность измерений, производимых системой GPS и намеренно снижается для гражданских пользователей. Так, потенциальная точность измерений составляет около 30 м, а реальная, как уже было упомянуто, снижена до 100 м. Возможно, нелишним будет напомнить, что снижение степени селективности достигается за счет использования различных PRN-кодов для гражданских и военных целей.

Ошибки смещения могут также возникнуть в том случае, если ошибки хронометрических

данных по той или иной причине не были исправлены контрольным сегментом системы GPS. Для повышения точности измерений следует также учитывать так называемые тропосферные задержки, обусловленные изменениями температуры, атмосферного давления и влажности воздуха, приводящими к искривлению траектории распространения радиосигнала. Величина таких ошибок обычно не превышает одного метра.

Еще одну существенную проблему представляют собой интерференционные замирания, обусловленные многократным отражением сигнала спутника от находящихся вблизи приемника естественных препятствий - например, высотных зданий. Ошибка, обусловленная «раздроблением» может достигать 10 м. Причем и учесть и свести на нет помехи подобного рода иногда оказывается достаточно сложно.

Наконец, разного рода неприятности могут быть связаны либо с аппаратными ошибками (например, если на военной базе в Колорадо отключат свет ввиду неуплаты долгов) и ошибками операторов станций слежения; либо со сбоями в работе программного и аппаратного обеспечения. Величина ошибок такого рода естественным образом варьируется от одного метра до нескольких сотен километров.

Для устранения вышеописанных препятствий на пути к точному определению координат, создателями системы GPS были разработаны специальные методы, на основе так называемого дифференциального приема. Например, для морских наблюдений, дифференциальные GPS позволяют достичь точности определения положения 5-10 метров и скорости - ± 0.9 км/ч. Для достижения таких результатов нужно приобрести и присоединить к Вашему устройству GPS специальный приемник. Последний декодирует сигналы с более низких частот, получаемые от передатчика наземного базирования с заранее определенными координатами и корректирует данные, полученные от спутника. Интересно, что поправки могут вноситься в данные как в режиме реального времени, так и *post factum*. Во втором случае данные, полученные от наземного передатчика записываются, а все необходимые вычисления производятся позднее. Базируется эта система на сети наземных станций. В частности, в США эту функцию берут на себя станции береговой охраны.

Основная задача устройств GPS - определение и отображение в удобном для пользователя виде информации о местонахождении объекта с таким устройством в любое время суток, при любой погоде, в любой точке земного шара. Было бы наивно полагать, что производители приемников GPS остановятся лишь на возможности определения координат. В настоящее время это небольшое устройство (размерами не больше плитки шоколада) наделено многими полезными (и не очень) функциями, вполне очевидно вытекающими из возможности определения местоположения в пространстве. Наиболее полезным, как показывает практика, является возможность приемника GPS вести вас по заранее указанному курсу. Вам достаточно лишь ввести координаты точки прибытия - и на экране вы увидите направление, в котором надо двигаться, расстояние до объекта следования, отклонение от курса, а также время, за которое вы достигнете цели при определенной скорости движения. Свои координаты приемник GPS определяет (вычисляет), принимая сигналы со спутников, находящихся на высоких околоземных орбитах. Сегодня на орбите располагаются 24 спутника, запущенных в недалеком прошлом военно-воздушными силами США. Достаточно сказать, что тысячекилограммовая бомба, запускаемая с самолета F-16 и ведомая с помощью системы GPS, поражает цель с точностью до нескольких метров.

Для гражданских применений в сигнал, передаваемый со спутников, вводится специальная ошибка, которая при вычислении координат дает погрешность в несколько десятков метров.

Если назначение приемников GPS стало для вас вполне очевидным и вы чувствуете непреодолимое желание приобрести в свое личное пользование подобное устройство, то мы просто обязаны поделиться некоторыми соображениями по поводу особенностей структуры приемников GPS.

Выделяют три типа приемников, применяемых в системах GPS. Многоканальные, мультиплексируемые и с последовательным опросом. В системах, перемещающихся со значительной скоростью, предпочтительнее использовать многоканальные приемники. Поскольку объектов, передвигающихся с очень большими скоростями, что может существенно повлиять на точность определения координат, не так много, то, в принципе, все равно, какой тип приемников используется.



Самые простые приемники имеют обычный двух - четырех строчный дисплей с точечным изображением символов, на котором отображается буквенно-цифровая информация и простейшие графики и схемы. Естественно, графическое изображение очень полезно и удобно для восприятия. Так, например, на дисплее можно увидеть направление, в котором надо двигаться, пройденный путь, компас и многое другое.

Наиболее удобны в пользовании дисплеи с большими экранами, на которых ваши координаты "привязываются" к электронной карте конкретной местности. Таким образом, вы всегда будете иметь систему слежения за своим передвижением. Следует иметь в виду, что разнообразные модификации приемников GPS, имеющих различные характеристики и возможности, имеют и различные дисплеи. Помимо размеров, важными являются такие свойства дисплея, как разборчивость изображения (четкость), темнота символов, а также возможность работы как при ярком солнце, так и при свете одних только звезд, ибо некачественное изображение может перечеркнуть все функциональные преимущества данного приемника по сравнению с другим, обладающим меньшими возможностями, но оснащенным более "читаемым" дисплеем. Особенно важна простота работы с отображаемой информацией и информативность каждого из дисплейных "окон" с тем, чтобы для получения необходимой информации не требовалось переходить от одного "окна" к другому (т. е. несколько раз менять изображение на дисплее). Самыми интересными в этом смысле являются GPS дисплеи, позволяющие самому выбирать содержимое каждого из "окон", в зависимости от специфики его применения.

Все устройства определения координат можно условно разделить, как и многие другие средства связи на два класса: носимые (портативные) и возимые (мобильные) приемники GPS. Как правило, у возимых вариантов более широкий экран и имеется приспособление для крепления к подвижному объекту. Что касается антенной системы, то здесь также можно выделить два класса устройств:

приемники с внутренними (встроенными) антеннами и с внешними антеннами. Внешние антенны, в свою очередь, могут быть двух типов: маленькие антенны, которые крепятся непосредственно к приемнику GPS, и выносная антенна, более эффективная, размещаемая, в основном, с помощью магнита на крыше автомобиля, катера и т. д. Выносные антенны применяют в том случае, если приемник GPS находится под экранирующей поверхностью (например, под крышей автомобиля).

Некоторых может не устроить точность определения координат (несколько десятков метров), как, например, при движении судов по очень узким рекам и каналам и т. д. В этом случае применяются дифференциальные приемники GPS (DGPS). Под этим понимается установка специального отдельного дифференциального приемника, который подключается к обычному приемнику GPS. Дифференциальный приемник принимает сигнал с опорного пункта, который содержит информацию об ошибке определения координат. Эта ошибка учитывается при отображении координат на дисплее приемника GPS, доводя точность до 2...5м. Ошибка в определении координат вычисляется следующим образом. Координаты опорного пункта заведомо известны, там же устанавливается приемник GPS, который определяет "неточные" координаты. По

известным и вычисленным координатам определяется ошибка и через передатчик посылается сигнал в эфир всем, кто сможет его принять (см. рисунок). По такому принципу, например, построена работа береговой охраны США.

Теперь давайте снова обратимся к возможностям приемников GPS и поговорим о хранении информации. В зависимости от фирмы изготовителя и модификации приемника, они могут запоминать от 100 до 2000 точек (пунктов). Дав каждой из них свое название (его вы устанавливаете сами), затем можно найти любую из этих точек по названию. Можно также запомнить ваши текущие координаты, также дав им название. Помимо координат, приемник может хранить в памяти несколько десятков путей, которые вы устанавливаете сами или которые приемник GPS отслеживает. Затем выбираете нужный вам путь, и с помощью приемника сможете успешно добраться до пункта назначения, при этом на экране отображается много полезной информации: типа отклонения от курса, примерное время в пути и т. д.

Практически все приемники GPS имеют функцию оповещения о приближении к точке, которая по каким-либо причинам является опасной для вас. Границы опасной зоны вы, естественно, выбираете сами.

Последнее, о чем просто необходимо упомянуть, это возможность обмениваться информацией с другими устройствами, например, локаторами, эхолотами и т. д. Для этого предусмотрен специальный протокол передачи данных NMEA. Это, в частности, позволяет накладывать информацию об объектах, полученную с локатора, на карту конкретной местности. Помимо этого, многие приемники GPS имеют разъем RS-232 и последовательный порт.

Расскажем также несколько подробнее о некоторых интересных, принадлежащих к данному классу, устройствах. Пожалуй, уникальным в своем роде устройством является приемник GPS фирмы MAGELLAN GSC 100. Особенность его заключается в том, что, помимо приемника со всеми полагающимися ему возможностями, GSC 100 является еще и устройством передачи и приема электронной почты (e-mail) через спутниковую систему ORBCOMM. Система ORBCOMM состоит из 28 спутников, расположенных на низких орбитах (примерно 750 км над землей), она позволяет передавать и принимать сообщения e-mail в любой точке земного шара. Для того, чтобы сопрягать спутниковый сегмент (сигналы со спутников) с наземными сетями общего пользования, был построен ряд наземных шлюзовых станций.

Таким образом, в довольно маленьком устройстве (20'9'4,5 см) фирме MAGELLAN удалось объединить сразу две спутниковые технологии, что сделало его незаменимым спутником в местах, где еще долго будут отсутствовать обычные средства связи.

Еще одно довольно необычное устройство совсем недавно было выпущено фирмой GARMIN и носит название GPSCOM190. Оно сочетает в себе, по сути, два устройства: двенадцати канальный приемник GPS и УКВ приемник авиационного диапазона, что делает его незаменимым для пилотов малогабаритных частных самолетов. Технологией GPS могут пользоваться также гражданские воздушные авиалайнеры.

ГЛОНАСС - РОССИЙСКАЯ ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА

Навигационные системы, использующие искусственные спутники Земли, становятся основным средством наземной, воздушной и морской навигаций.

Первым шагом в этом направлении было создание низкоорбитальных спутниковых систем: отечественной "Цикады" и американской "Транзит". Следующим этапом явилась реализация программ по созданию глобальных навигационных спутниковых систем — российской ГЛОНАСС и американской NAVSTAR (GPS). Обе они сейчас находятся в эксплуатации.

Основными требованиями к навигационным системам являются высокая точность местоопределения, глобальность действия, а также получение навигационного радиосигнала в любое время суток. К важнейшим качествам современных навигационных средств относятся их независимость от погодных условий, надежность работы и возможность свободного доступа неограниченному числу пользователей.

Всем этим требованиям соответствует система ГЛОНАСС, обладающая более высокой точностью и оперативностью, чем ранее развернутые низкоорбитальные системы. Установка на борту навигационных спутников атомных стандартов частоты позволяет использовать эту систему и для измерений в интересах службы времени.

ГЛОНАСС дает возможность пользователю определять координаты местоположения, скорость движения и точное время. Каждый спутник (всего их в орбитальной группировке 24) непрерывно излучает навигационный радиосигнал. Аппаратура пользователя одновременно принимает сигналы от четырех ИСЗ ГЛОНАСС и автоматически определяет беззапросным способом дальность до этих спутников и скорость их движения. При необходимости определить только две координаты объекта (горизонтальные, например на поверхности моря) навигационной аппаратуре пользователя достаточно сигналов от трех спутников. По результатам этих измерений и с помощью цифровой информации, передаваемой со спутников, после ее обработки автоматически решается навигационная задача:

определяются местоположение пользователя и другие параметры. При этом навигационная задача может быть решена с момента первого включения аппаратуры в течение нескольких минут, с последующим определением через каждую секунду.

Навигационная информация незаменима при геодезических работах, составлении земельных кадастров, прокладке коммуникаций. Она необходима геологам при разработке и обустройстве нефтяных и газовых месторождений, в том числе и на прибрежных шельфах.

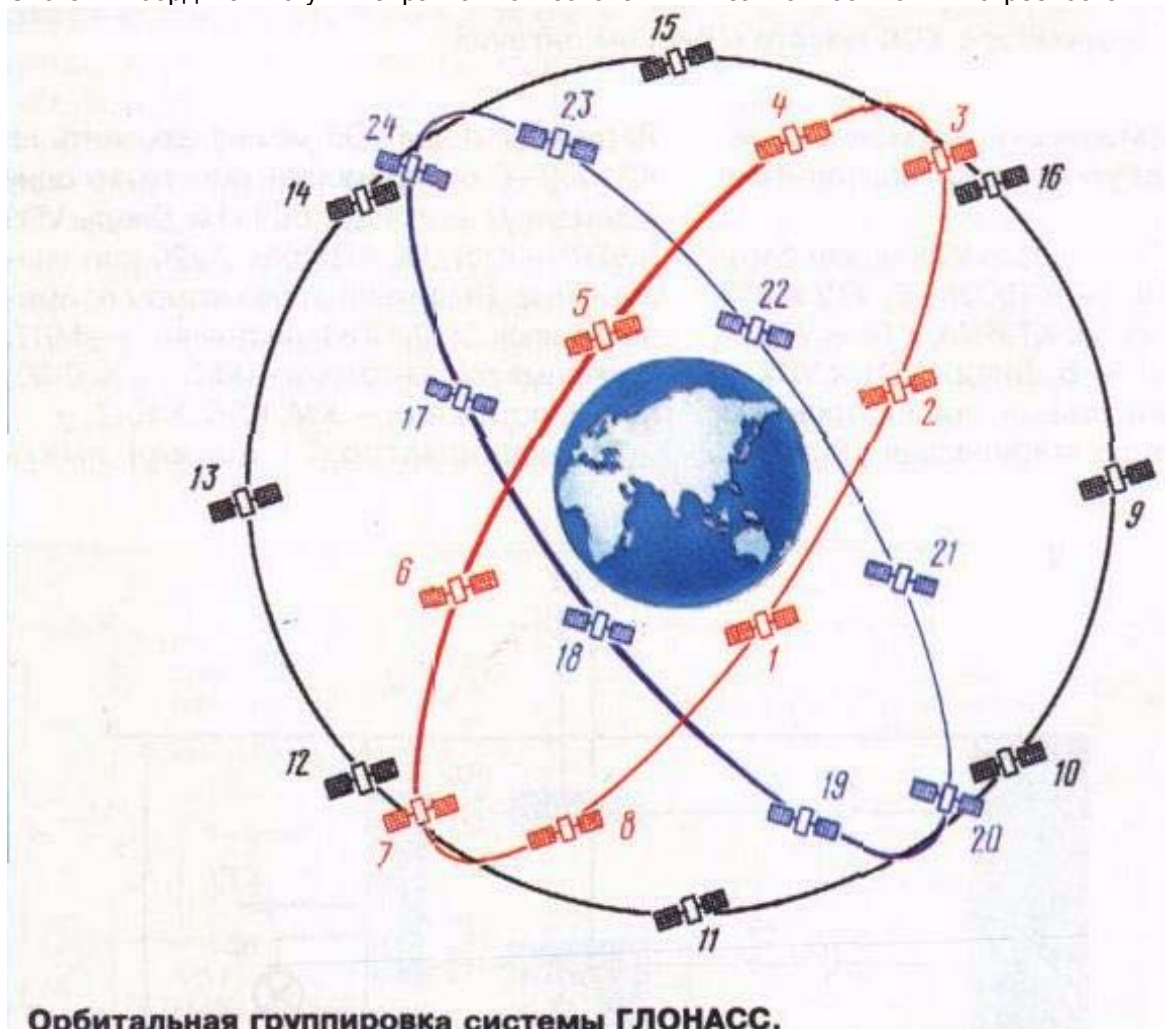
Система ГЛОНАСС открыла новые возможности для научных исследований и решения прикладных задач. Этот перечень может быть достаточно широким — от определения смещения горных массивов, литосферных плит, сейсмических измерений до прецизионных измерений в интересах геодинамики и радиоастрономии, синхронизации шкал времени удаленных друг от друга объектов.

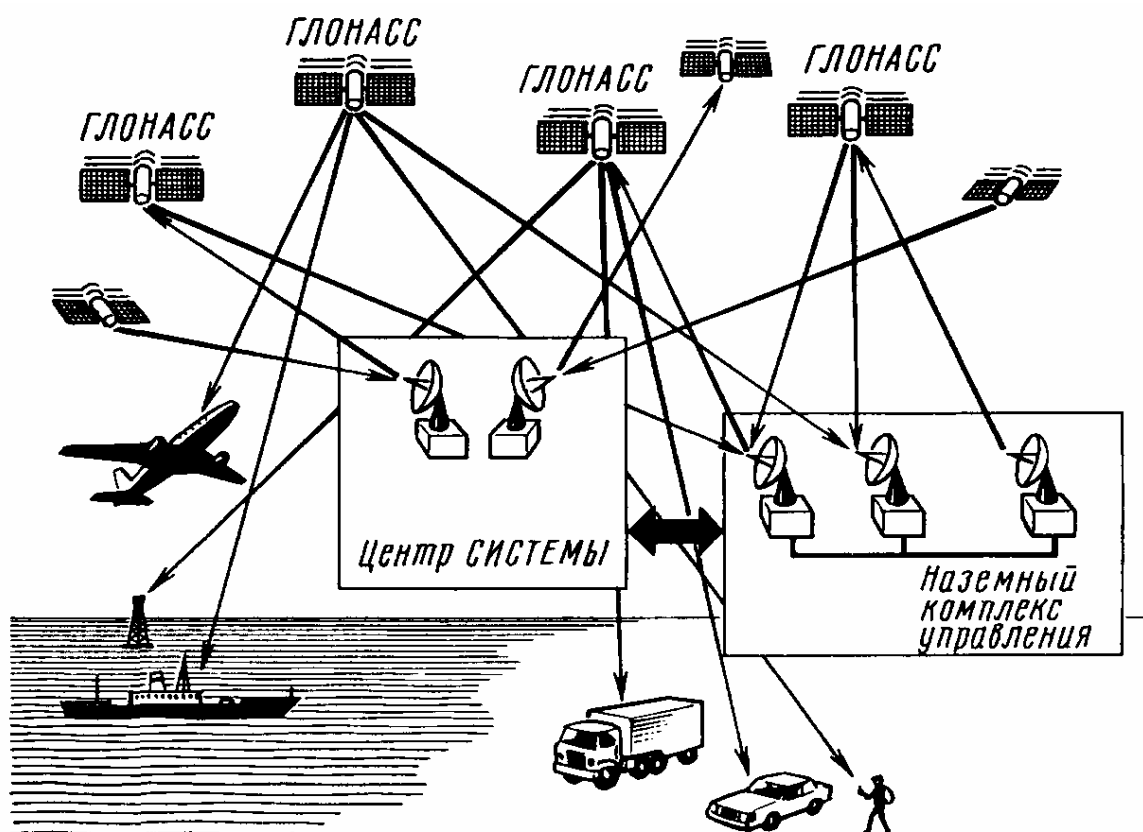
Еще одна область применения навигационной информации — организация поисково-спасательных работ.

В системе ГЛОНАСС принято частотное разделение каналов. Каждый спутник в диапазоне 1600 МГц излучает навигационный радиосигнал на своей несущей частоте, отличной от частот других ИСЗ.

Навигационные данные могут выводиться на табло в виде числовых значений координат, скорости и времени, а также отображаться на электронных картах в графическом изображении маршрута движения.

Системы координат могут выбираться пользователями в зависимости от их потребностей.





Принцип работы системы ГЛОНАСС.

В состав системы ГЛОНАСС входит, как уже отмечалось, орбитальная группировка из 24 спутников, находящихся на круговых орбитах на высоте 19100 км. Они были запущены и будут запускаться для восполнения группировки с космодрома "Байконур" ракетой-носителем тяжелого класса "Протон" со специальным разгонным блоком по три спутника сразу. Причем масса каждого из них составляет более 13000 кг. Спутники расположены в трех орбитальных плоскостях, разнесенных на 120° . В каждой плоскости находится восемь ИСЗ, которые удалены друг от друга на 45° по широте. Период обращения каждого спутника вокруг Земли — 11 ч 15 мин.

Такое построение орбитальной группировки позволяет создать оптимальные условия для непрерывного и глобального обеспечения всей поверхности Земли радионавигационными сигналами. Это дает возможность пользователю со среднеквадратической ошибкой около 20 м устанавливать свои координаты и с погрешностью не хуже чем 15 см/с определять скорость.

Для этого на каждом спутнике имеется навигационный комплекс, который формирует навигационное сообщение и излучает его на Землю со скоростью 50 бит/с. Излучаемый радионавигационный сигнал содержит эфемериды спутника (данные о его местоположении на орбите на каждый момент времени), служебные данные, информацию об исправности бортового комплекса.

"Сердцем" бортового комплекса является высокостабильный генератор с относительным уходом частоты за сутки $5 \cdot 10^{-10}$ с. Он служит основным источником для создания бортовой шкалы времени и обеспечивает синхронизацию всех процессов, проходящих в системе ГЛОНАСС. Важнейшую роль играет также бортовая ЭВМ, которая "запоминает" и обрабатывает принимаемую с наземных пунктов управления информацию и обеспечивает выполнение программы работы специальных бортовых систем.

В передаваемом с борта сигнале содержится информация о положении всех других спутников на орбите. Эта информация включает в себя начальные условия движения ИСЗ, что позволяет пользователю с помощью навигационной аппаратуры выбирать оптимальные созвездия спутников для точного определения своего местоположения.

Управление спутниками осуществляется с наземного комплекса. В него входят Центр управления, расположенный под Москвой, и станции измерения и контроля, рассредоточенные на территории России: в Москве, Санкт-Петербурге, Енисейске, Комсомольске-на-Амуре.

Наземный комплекс управления контролирует правильность функционирования орбитальной группировки, измеряет параметры орбит ИСЗ, передает на спутники программу работ и специальную информацию.

Передача информации на наземный комплекс управления и передача навигационной

информации пользователям производится по разным радиоканалам.

Для того, чтобы все процессы в такой сложной системе происходили в одной шкале времени, в состав аппаратуры Центра управления включен центральный синхронизатор. Его основа — высокостабильный водородный генератор частоты, обеспечивающий на порядок более высокую суточную относительную нестабильность, чем генератор, который установлен на спутнике. Таким образом, бортовые шкалы времени системы ГЛОНАСС синхронизируются с центральным синхронизатором, а через него — и с государственным эталоном частоты и времени.

Такое построение системы позволяет пользователю получать широкий набор сервисных услуг, помимо определения своих координат и поправки времени. При этом режим работы пользователя — беззапросный, что делает возможным одновременное применение неограниченного числа приемников сигналов системы ГЛОНАСС.

Для пользователей системы ГЛОНАСС российскими предприятиями разработана и выпускается навигационная аппаратура в нескольких модификациях, рассчитанная на массовое производство и применение в различных условиях. В комплект аппаратуры пользователя входят приемник, антенна, процессор и устройство индикации общим весом 1,5—2,5 кг.

Приемники аппаратуры — многоканальные, могут принимать одновременно сигналы от 6—12 спутников, находящихся в зоне видимости пользователя. Кроме того, они могут настраиваться на передатчики системы NAVSTAR. Все это позволяет выбрать оптимальное созвездие спутников для повышения точности измерений.

Массогабаритные характеристики отечественной аппаратуры близки к зарубежным аналогам и позволяют использовать ее на личных автомобилях, на яхтах, а также в геологических партиях.

Несмотря на высокую точность определения местонахождения объектов, получаемую в настоящее время с помощью

системы ГЛОНАСС, широко развернуты работы, направленные на дальнейшее повышение ее технических характеристик и устойчивости функционирования в различных условиях. Одно из таких направлений связано с использованием режима дифференциальных навигационных определений.

Внимание к дифференциальному режиму вызвано необходимостью обеспечивать решение некоторых задач, например, определения координат с точностью до нескольких сантиметров.

В основе дифференциального метода лежит формирование разности отсчетов, что и определило его название — дифференциальный.

Сущность метода заключается в том, что наземные опорные станции, координаты которых известны, с высокой точностью осуществляют непрерывные измерения параметров спутников ГЛОНАСС, находящихся в зоне видимости. В результате обработки полученных данных эти станции вырабатывают дифференциальные поправки и передают их в навигационную аппаратуру пользователя, которая использует их для компенсаций систематических погрешностей в своих измерениях.

Практическим стимулом применения этого режима была необходимость использования спутниковых навигационных систем для посадки самолетов. Поэтому современная аппаратура пользователя может работать в дифференциальном режиме.

В настоящее время в дифференциальном режиме в сочетании со специальными техническими измерениями и программно-математическими методами удается достигать точностей до нескольких сантиметров.

По оперативности и точности аппаратура системы ГЛОНАСС находится на уровне лучших мировых аналогов. Это стало возможным благодаря использованию последних достижений в развитии элементной базы с высокой степенью быстродействия и интеграции.

Тем не менее, к сожалению, по количеству модификаций отечественная аппаратура пользователя не столь разнообразна, как зарубежная. Объясняется это, прежде всего, недостаточным финансированием разработчиков и заводов-изготовителей серийной аппаратуры. Этим не замедлили воспользоваться зарубежные фирмы, прежде всего в США. В России и государствах СНГ появилась дешевая аппаратура пользователя нового поколения. В результате произошло смещение спроса в пользу зарубежных образцов, а отечественной технике приходится вести нелегкую конкурентную борьбу.

Однако несмотря на это, близкий научно-технический уровень российской и американской систем навигации вызывает интерес к сотрудничеству. По предложению российской и американской сторон в международных организациях по авиации (ИКАО) и морского флота (ИМО) рассматривается вопрос о совместном использовании систем ГЛОНАСС и NAVSTAR. Это дало бы возможность повысить точность получения навигационной информации, так как пользователи могли бы выбирать оптимальное созвездие из большего числа видимых спутников, достигающего до 16—20, и пользоваться приемниками с числом каналов 12 и более.

Совмещение глобальных систем навигации, несомненно, ведет к большей достоверности навигационных определений за счет избыточности навигационных спутников в зоне видимости

пользователя. А это позволит расширить рамки использования систем, в том числе для такой сложной операции, как заход самолетов на посадку, что привлечет дополнительное число пользователей.

В настоящее время постоянно растут требования пользователей к навигационному обеспечению. Это учитывают предприятия-разработчики ГЛОНАСС, в числе которых такие известные коллективы, как НПО прикладной механики, Российский НИИ космического приборостроения, Российский институт радионавигации и времени. Их усилия направлены на то, чтобы еще больше повысить точность навигационных определений, поднять надежность и срок службы бортового комплекса и аппаратуры пользователя, добиться большей совместимости ГЛОНАССа с другими радиотехническими системами.

Несомненно, высокий научно-технический потенциал отечественных разработчиков, их сотрудничество в международном масштабе приведут к новому качественному скачку в глобальной навигации.



Навигационная аппаратура пользователей системы ГЛОНАСС.

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 X. 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 **1:1000000** и мельче наносят линии пеленгов.

На картах масштаба **1:1000000** 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 **1:2000 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 РФ 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. 55).

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:

$$ЛУР = R \operatorname{tg} \frac{УР}{2},$$

где **R**-радиус разворота самолета;

УР-угол разворота.

Криволинейные участки ЛЗП прокладывают с помощью циркуля, командирской линейки или специально подготовленного шаблона навигационного транспорта. Прямолинейные участки маршрута прокладывают с помощью масштабной линейки.

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 **$S \gg R \cdot \sin \alpha$** , 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 (+), понижение - знаком минус (-).

Отметки характерных высот местности, имеющих значение для безопасности полета и ориентировки, находящиеся вблизи маршрута, обводят черным прямоугольником.

Величину магнитного склонения $\square m$ 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 **1:200000** 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 лад 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 до $t_{\text{ц}}$ следует увеличить на **1-3%**.

Время прохода ИПМ рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{ипм}} = T_{\text{взл}} + t_{\text{до ИПМ}}$$

Время посадки определяется по формуле:

$$T_{\text{пос}} = T_{\text{взл}} + t_{\text{общ}}.$$

где $t_{\text{общ}}$ - 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 самолет-вой 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.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ

Способы выхода на исходный пункт маршрута ИПМ

Выход на ИПМ **по земным ориентирам** применяют при наличии хорошо опознаваемых ориентиров, имеющих 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 ИПМ 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 радиоконписа на радионавигационную точку пассивным или активным способом. Для выхода на ИПМ необходимо после взлета развернуть самолет на радиостанцию и выходить на нее по радиоконпису 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 предвычисленному КУР (МНР). 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 $K_{сн}$ **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 Кол» 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. 56) применяют при хорошей видимости и наличии на линии заданного пути в районе ИПМ двух или 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 приблизительно 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. 57).

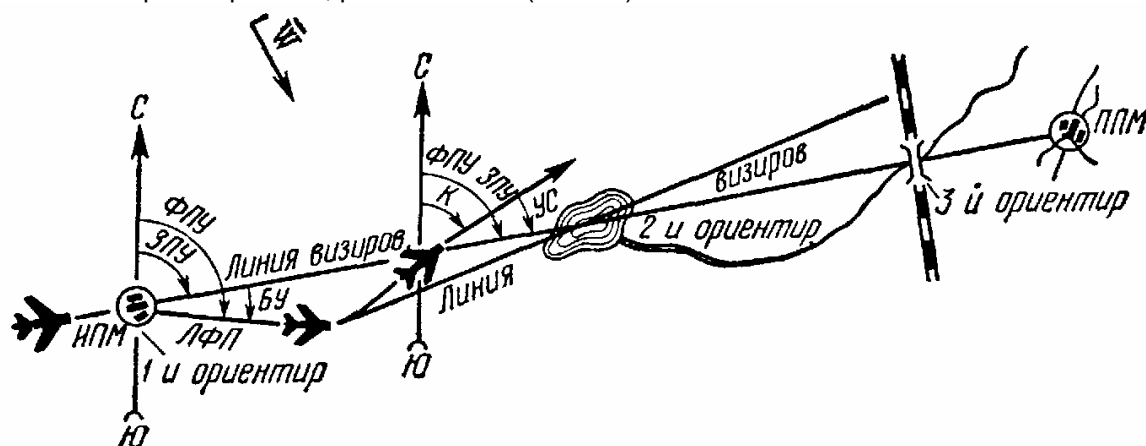


Рис. 56. Подбор курса следования по створу ориентиров

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.

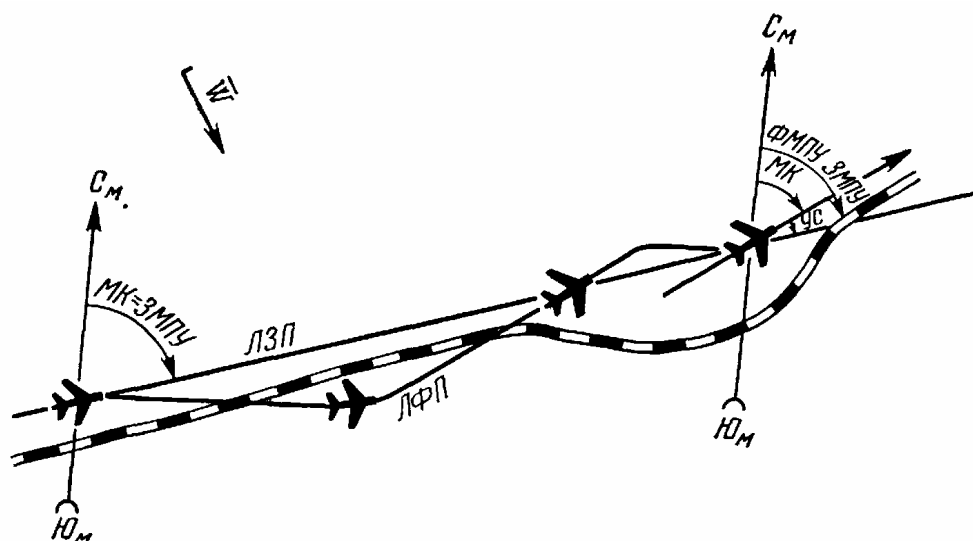


Рис. 57. Подбор курса следования по линейному ориентиру

Контроль и исправление пути

Контроль пути по направлению сводится к определению фактического направления полета для исключения ошибок в курсе и установления величины отклонения 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 отклонения от линии заданного пути;

контрольными промерами угла сноса, нахождением ФПУ и сравнением ФПУ с ЗПУ:

$$\text{ФПУ} = K_{\text{ср}} + \text{УС},$$

$$\text{БУ} = \text{ФПУ} - \text{ЗПУ};$$

прокладкой на карте линий положения, совпадающих с направлением линии заданного пути. Проложенная на карте линия положения дает возможность найти величину линейного бокового отклонения 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° ($60-120^\circ$).

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 отклонение. 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 отклонения в градусах (БУ) и дополнительной поправки (ДП) на отклонение за оставшееся расстояние (Рис. 58). Зная величину бокового отклонения (линейного бокового отклонения), пройденное, оставшееся и общее расстояние, можно рассчитать поправку в курс ПК для выхода на линию заданного пути, цель или поворотный пункт маршрута:

$$\sin PK = \frac{S_{\text{общ}}}{S_{\text{ост}}} \sin БУ$$

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:

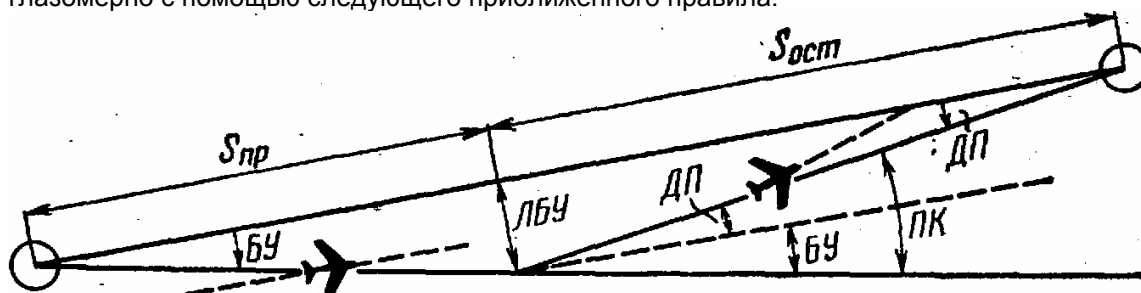


Рис. 58. Исправление пути самолета

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 требуемые путевые скорости для своевременного выхода на цель. Таблицу путевых скоростей обычно наносят на карту вблизи контрольного ориентира.

Погашение избытка времени отворотом от маршрута на 60°

Для погашения избытка времени **отворотом от маршрута на 60°** (Рис. 59) 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 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.

Время t_1 без учета ветра находят по графику (Рис. 60) или рассчитывают по формуле;

$$t_1 = \Delta t - 0,1 t_{360},$$

где t_{360} - время разворота на 360°.

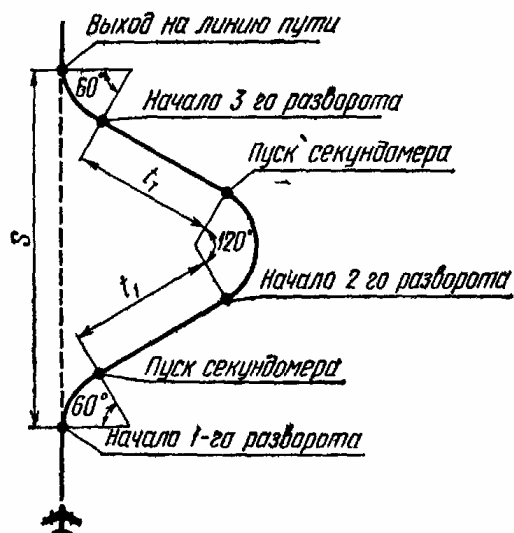


Рис. 59. Погашение избытка времени отворотом от маршрута на 60°

Для своевременного применения маневра необходимо знать продвижение самолета по маршруту за время его выполнения, которое до полета для различных избытков времени определяют по формуле:

$$S = V(\Delta t + 0,45t_{360});$$

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

Погашение избытка времени на замкнутой петле выполняют с одним направлением разворотов (Рис. 61) 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:

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{360}}{2},$$

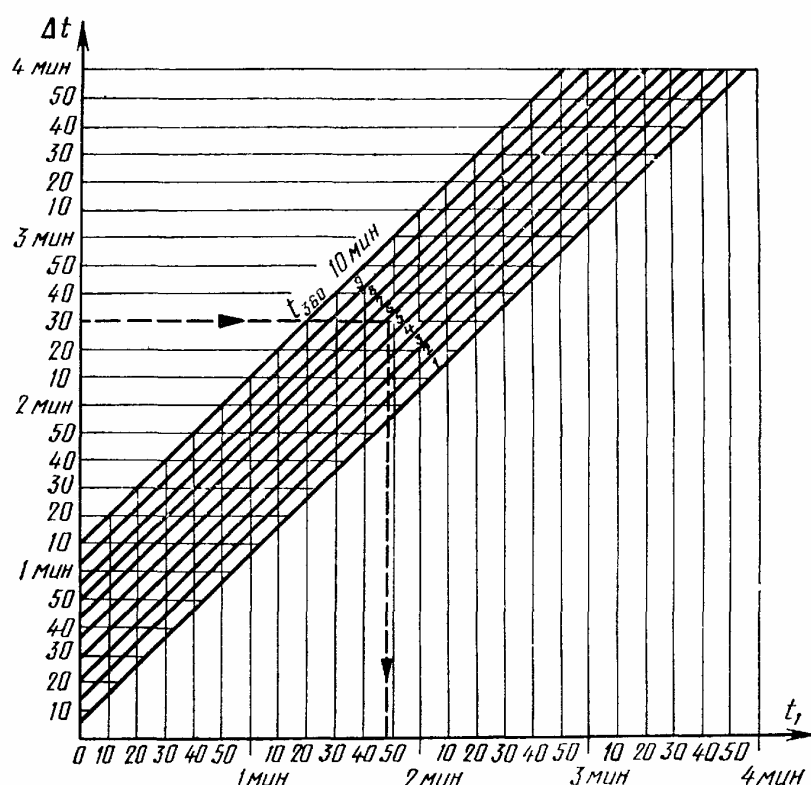


Рис. 60. График для определения времени t_1 при погашении избытка времени отворотом от маршрута на 60°

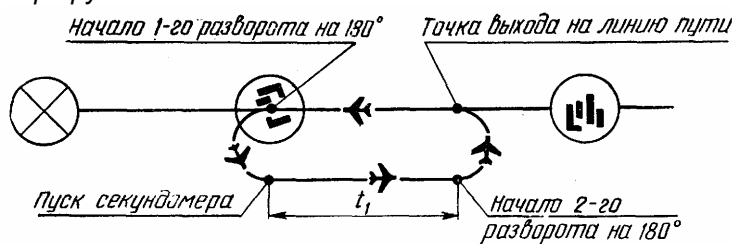


Рис. 61. Погашение избытка времени на замкнутой петле

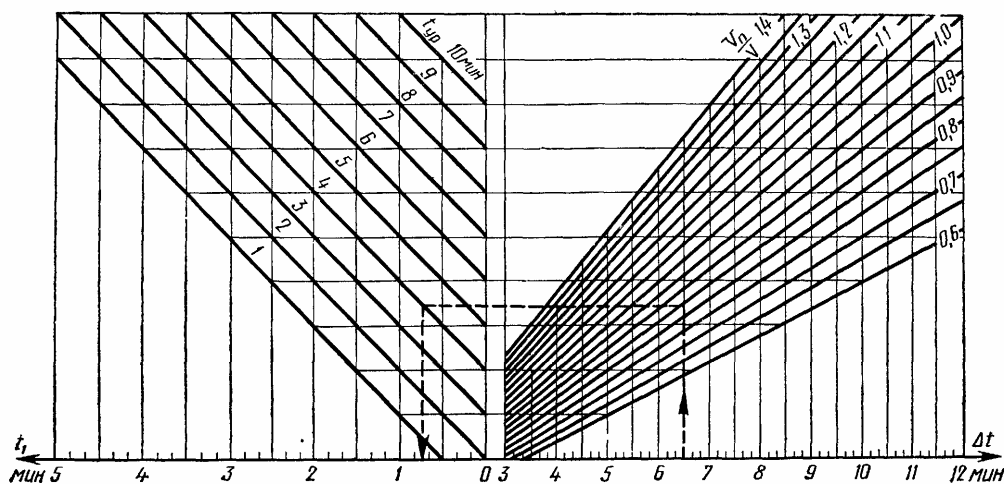


Рис. 62. Номограмма для расчета времени t_1 на петле

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 приводит к некоторой ошибке во времени выхода на цель. С учетом влияния ветра значение находят с помощью номограммы (Рис. 62) или по формуле:

$$t_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{V_n}{V} \Delta t - t_{yp} \right),$$

где $V_{п}$ - путевая скорость полета на втором прямолинейном участке петли (на линии заданного пути);

$t_{ур} = t_{360}$ - для замкнутой петли.

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 радиокompас 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 горючего на самолете достаточен для выхода из района потери ориентировки на линейный ориентир и затем на аэродром посадки.

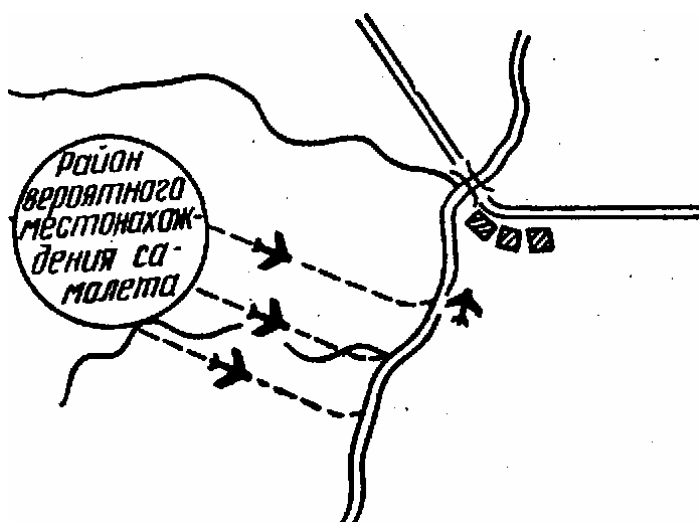


Рис. 63. Восстановление ориентировки выходом на линейный ориентир

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. 63) 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 равниной, 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 **Нпр.без.**

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 основную 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.

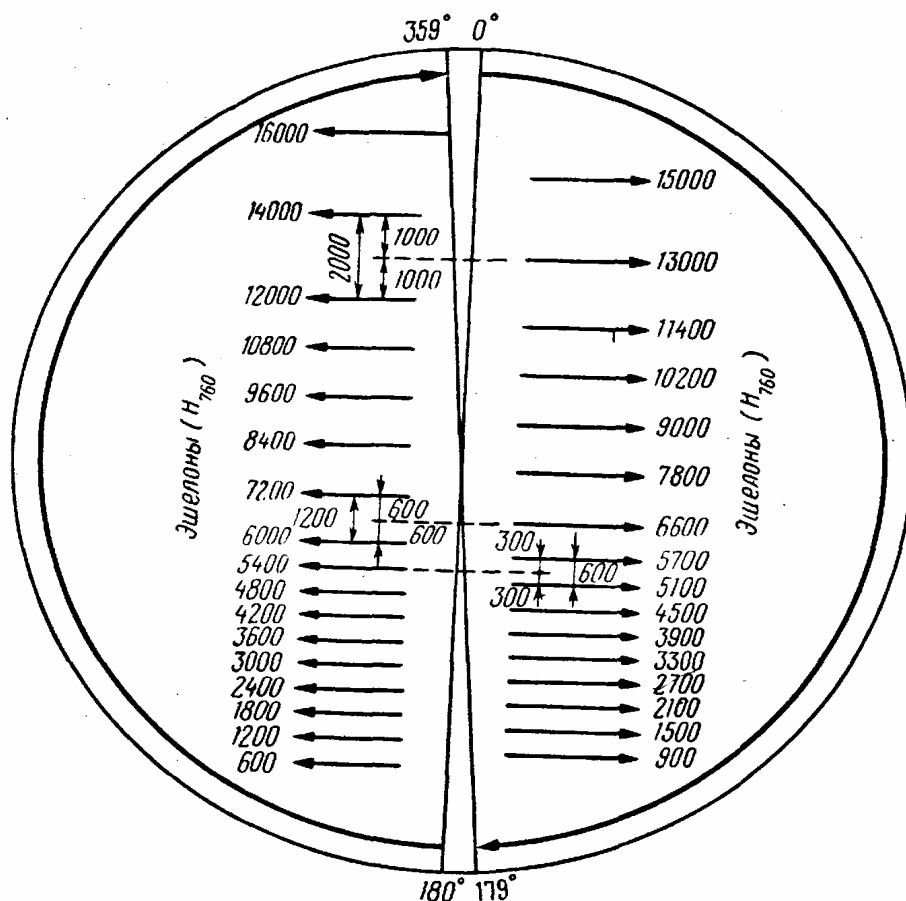


Рис. 64. Схема эшелонирования самолетов по высотам

Для воздушных трасс РФ устанавливается полукруговая система вертикального эшелонирования полетов (Рис. 64):

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, 10200 м, 11 400 м, через каждые 1200 м, далее 13000 м, 15000 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, 10800 м, 12000 м через каждые 1200 м, далее 14000 м, 16000 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 РФ 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 РФ устанавливается шириной 10 км. Ширина воздушной трассы в некоторых районах увеличивается до 20 км.

Кроме воздушных трасс в воздушном пространстве РФ 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 РФ 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 **Нпр.** для полета на заданном эшелоне **Нэш** определяется по формуле:

$$H_{\text{пр. 760}} = H_{\text{эш}} - \square H_{\text{инстр}} - \square H_a$$

Второй способ. На высотомере установлено давление аэродрома взлета. Приборная высота для полета на заданном эшелоне определяется по формуле:

$$H_{\text{пр. аэр}} = H_{\text{эш}} - (760 - P_{\text{аэр}}) \cdot 11 - \square H_{\text{инстр}} - \square H_a$$