

Введение

Для подготовки каждого полета, независимо от того, когда, на каком ВС (легком самолете, вертолете или крупном лайнере), цели полета всегда велась, ведется и будет проводиться работа огромного количества специалистов.

Пилот, члены экипажа, после того как они займут свои рабочие места в кабине ВС, несут полную ответственность за исход полета, тем самым подводя итог этой работе.

«Фундаментом» деятельности специалистов, кто готовит и выполняет полет, является знание основы организации летной и аэропортовой деятельности, организации воздушного движения, государственного регулирования гражданской авиационной деятельности. Гражданская авиация имеет статус международной. Это значит, что указанная деятельность должна опираться на международные стандарты и рекомендуемую практику, изложенные в приложениях к конвенции о международной гражданской авиации.

Оптимизация различных направлений деятельности, отличных по структуре и характеру слагаемых для достижения конечного результата (качественного выполнения полета), является предметом системного подхода.

Процесс реструктуризации и реформирования, начатый в начале 90-х годов прошлого века, продолжается. Сегодня стало реальностью наличие различных форм собственности в основных секторах авиатранспортной системы (эксплуатанты, аэропорты). Стала реальностью авиация общего назначения (АОН). Формируется «деловая» авиация (ВС принадлежат частным лицам, в основном это ВС иностранного производства, находящиеся в регистрации иностранных государств).

Совершенствуется структура управления отраслью «воздушный транспорт». В структуре парка крупных авиакомпаний преобладают иностранные ВС (Boeing, Airbus).

Большинство аэропортов имеют статус международных.

В сложившихся условиях взаимодействия основных слагаемых авиатранспортного комплекса необходимо рассматривать в форме сложной системы.

Авиатранспортная система (АТС)

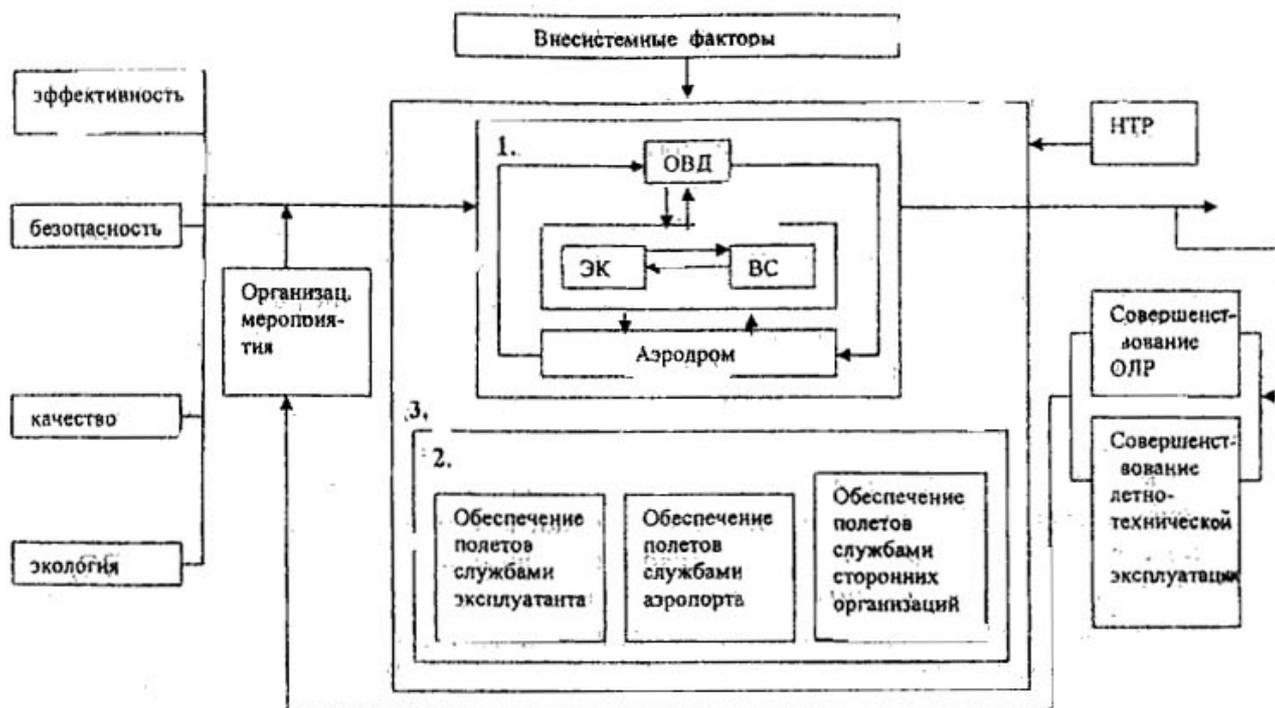


Рис. В.1. Авиатранспортная система (АТС)

В теории систем дается определение понятия системы, устанавливается классификация систем, рассматриваются структура, функции, поведение системы и т.п.

В настоящее время используется большое количество моделей для описания поведения реально существующих сложных систем, в которых применяются аналитический, алгоритмический аппараты. Использование математической статистики и теории вероятностей, теории дифференциальных уравнений и теории управления дает возможность построить эффективные математические модели различных организаций. Существующие математические модели привлекательны строгостью изложения, однако в рамках этих теорий не поддаются определению многие специфические особенности систем, которые как подсистемы являются элементами многих сложных систем.

Под сложной системой понимают крупные промышленные, технологические, экологические, транспортные и т.п. комплексы и организации, системы управления полетом космического объекта, ВС также являются частью сложных систем. Система - это совокупность или множество связанных между собой элементов, которые образуют определенную целостность, единство. Так как связь между элементами означает взаимодействие, то систему можно представить в виде взаимодействующих процессов.

Элементами системы могут являться операторы (команда, экипаж и др.), различные технические устройства (на ВС это силовая установка, планер и т.п.) и другие объекты.

Система, все элементы которой являются понятиями, называется абстрактной системой. Конкретная система содержит в качестве элементов по крайней мере два объекта. Примером большой и сложной системы может быть авиационно-транспортная система (АТС, рис. В.1.). На практике в большинстве случаев приходится оперировать с высокоорганизованными системами, которые включают в себя другие системы, то есть общая система состоит из подсистем, которые являются ее элементами.

Различие между элементами и системой является чисто условным, расчленение системы на элементы можно осуществить различным образом. В АТС подсистема «Экипаж – ВС» выполняет роль элемента системы. При исследовании летной эксплуатации «Экипаж – ВС» рассматривается как основная система.

Разбивка, декомпозиция системы на элементы является одной из первых ступеней в ее изучении. При формальном описании системы элемент выступает как объект, не подлежащий дальнейшему расчленению на части, то есть его внутренняя структура и процессы не интересуют исследователя. Имеют значение только те свойства элемента, которые оказывают влияние при взаимодействии с другими элементами и на поведение системы в целом.

Расчленение системы на подсистемы производится с учётом того, что выделенная совокупность элементов должна обладать определённой целостностью и самостоятельностью. Ограниченная таким образом подсистема может в свою очередь являться также большой и сложной системой, т.е. подсистема выступает в виде части и целого.

Определение границ системы и выделение окружающей среды неразрывно связано с назначением, целями системы и с выбором критериев эффективности. Так, если в качестве цели поставить техническую подготовку ВС к полету, то из АТС можно вычленить подсистему инженерно-авиационной службы (ИАС), назначение или функция которой заключается в техническом обслуживании и ремонте авиационной техники. При этом остальные системы АТС по отношению к системе ИАС будут выступать в форме окружающей среды. Критерии эффективности АТС с точки зрения работников ИАС, членов экипажа, пассажиров будут различными и даже противоречивыми. Решения, которые будут принимать перечисленные категории людей с использованием таких критериев, будут оказывать разное влияние на поведение частей системы и системы в целом, то есть влияние каждого решения имеет свои границы из-за множества противоречивых целей и различных оценок результатов деятельности экипажа и особенно командира ВС (КВС).

Если в качестве цели поставить экономическую составляющую, то из АТС можно вычленить подсистему «ВС-аэродром», назначение и функции которой будут заключаться в пассажировместимости ВС и пропускной способно-

сти аэродромов. В данном случае элемент системы «экипаж-ВС» в постановке «человека – машина» будет выступать как система обеспечения. При описании системы большое значение имеет человеческий фактор, который оказывает влияние на каждый элемент системы, на выбор критериев оценки системы, и, следовательно, на поведение системы в целом.

Выбор элементов модели АТС для исследования с переходом на методы регулирования хозяйственной деятельностью авиапредприятий, через процедуры сертификации и лицензирования должен проводиться с учетом внешних факторов.

Центральная часть системы «Экипаж-ВС» в течение всего полета имеет тесную связь с системой ОрВД, ее основной составляющей ОВД(УВД).

Полет начинается и заканчивается на земле. Наиболее сложная часть полета приходится на взлетно-посадочные операции на аэродромах вылета и посадки, поэтому система «Экипаж-ВС» имеет также определяющую связь с системой «Аэродром». Недостаточно исследовать только эту часть АТС, т.к. система «Экипаж-ВС» находится в постоянной зависимости с системой обеспечения полетов, многие составляющие которой не в меньшей мере, чем основные элементы системы, влияют на состояние АТС. Такие элементы системы обеспечения, как организация летной работы и УВД, метеообеспечение, инженерно-техническое обеспечение, наземное и другие виды обеспечения, находятся в прямой связи с основной системой.

В качестве критериев оценки АТС выбраны безопасность полетов, экономическая эффективность, регулярность и экологические проблемы. Система, которая соответствует заданным параметрам экономической эффективности (объем работ) при высоком качестве (безопасность, регулярность, экология), имеет свободный выход. Но как только один или несколько параметров оценки АТС превышают фактическое состояние ее элементов, то система теряет свободный выход. Оптимизация АТС «по летному фактору» заключается в выборе оптимальных вариантов взаимодействия элементов системы, а также совершенствование самих элементов системы. Таким вариантом может быть проведение организационных мероприятий. Организационные мероприятия могут быть направлены на совершенствование структуры элементов системы, механизмов их взаимодействия, совершенствования сертификационных требований к элементам системы, изменение состояния самих элементов системы. Это прежде всего ВС, основным критерием оценки которых является безопасность полета. Независимо от того, сколько времени эксплуатируется ВС, взаимодействие главных элементов системы «Экипаж – ВС» должно совершенствоваться.

Такие элементы системы, как ОрВД, аэродром, элементы системы обеспечения требуют постоянного изменения их состояния, возрастает значение критериев оценки. Так, введение ограничений по шуму на местности в районе аэропортов требует изменения состояния не только ВС, но и ОрВД (изменение схем выхода по оптимальным траекториям при взлете). В связи с дерегулиро-

ванием ГА, образованием большого количества авиакомпаний значение оптимизации АТС по летному фактору возрастает.

Основы летной деятельности базируются на знаниях и применении теоретических основ СВЖ, аэродинамики, строительства и эксплуатации аэродромов, технической эксплуатации ВС, внешних факторов, воздействующих на АТС.

Глава I. Авиационная картография

1.1. Сведения о размерах и формах Земли

В настоящее время известно, что Земля представляет собой сложное геометрическое тело, не имеющее геометрического выражения.

За поверхность Земли принимают так называемую уровневую поверхность, образованную поверхностями продолженных океанов.

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

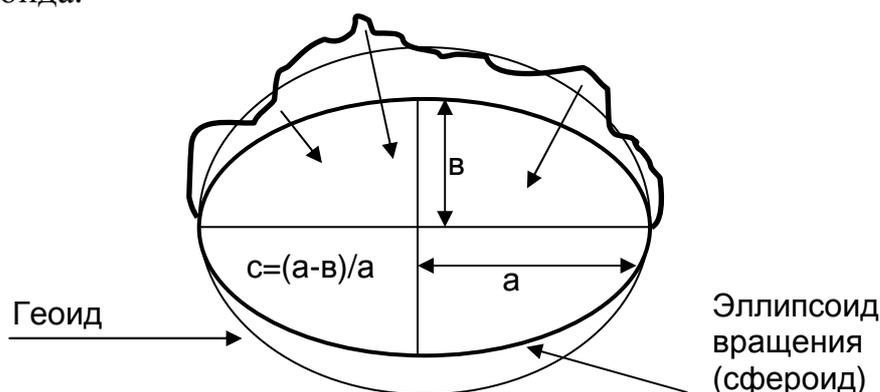


Рис. 1.1. Геоид

В тело геоида вписывается эллипсоид вращения.

Эллипсоидом вращения называют геометрическое тело, образованное вращением эллипса вокруг его малой оси.

Впервые размеры Земли были определены в глубокой древности. Но они были приближенными. Поэтому на протяжении многих лет в ряде стран велись работы по уточнению размеров земного эллипсоида.

В каждой стране подбирают свой эллипсоид, который ближе подходит к данной территории, и называют его референц-эллипсоидом.

В Советском Союзе группа ученых под руководством члена корреспондента Академии наук СССР профессора Ф.Н. Красовского (1878-1948 гг.) произвела многочисленные измерения на огромных территориях Земли и в резуль-

тате обработки полученных данных определила более точные размеры земного эллипсоида. Этот эллипсоид положен в основу всех геодезических и картографических работ на территории СССР и других стран Европы и Азии. Он имеет следующие характеристики (рис. 1.2):

большая полуось (экваториальный радиус)

$a = 6378,245$ км;

малая полуось (полярный радиус)

$b = 6356,863$ км;

полярное сжатие $= \frac{a-b}{a} = \frac{1}{298,3} = 0,00335233$

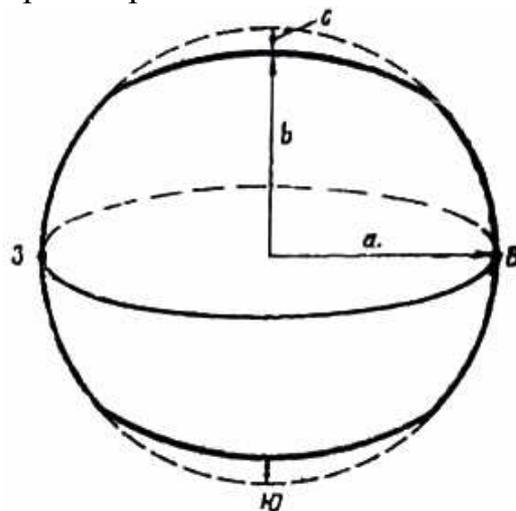


Рис. 1.2. Эллипсоид Красовского

Размеры эллипсоида вращения (в километрах)

Таблица 1.1

Элементы эллипсоида	по Бесселю (Германия)	По Красовскому (СССР)	США
а – большая полуось	6377,4	6378,245	6378,4
в – малая полуось	6356,1	6356,883	6356,9
с - сжатие	1/299	1/298,3	1/297

Величина сжатия Земли у полюсов является незначительной. Она составляет всего 21,382 км.

Землю принимают за правильный шар исходя из условия равновесия эллипсоида и шара.

$$V_{\text{эл}} = V_{\text{ш}}$$

$$\frac{4}{3} * \pi * a^2 * b = \frac{4}{3} * \pi * R^3$$

$$R = \sqrt[3]{a^2 * b} = 6371 \text{ км}$$

При этом ошибки в определении расстояния составляют от $-0,43$ до $+0,59\%$, направлений – до $12'$. Океаны и моря занимают $70,8\%$ всей поверхности земли, суша – $29,2\%$.

1.2. Соотношение длин на Земной поверхности

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

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

Определив длину большого круга, можно рассчитать, чему равна длина дуги меридиана (экватора) в 1° или в $1'$:

$$1^\circ \text{ дуги меридиана (экватора)} = S/360^\circ = 40\,000/360 = 111 \text{ км}$$

$$1' \text{ дуги меридиана (экватора)} = 111/60' = 1,825 \text{ км} = 1852 \text{ м}$$

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

$$L_{\text{ПАР}} = L_{\text{ЭКВ}} * \cos\varphi,$$

где $L_{\text{ПАР}}$ – длина параллели, км;

φ – широта параллели, град;

$L_{\text{ЭКВ}}$ – длина окружности экватора, равная 40 000 км.

При определении длины дуги параллели следует помнить, что при одной и той же разности долгот длина дуги параллели с приближением к полюсам уменьшается, так как функция косинуса с увеличением угла убывает.

В некоторых случаях в качестве единицы измерения расстояния применяется морская миля (ММ). В США и Англии для измерения расстояний, кроме морской мили, применяется английская статусная миля (АМ) и фут. Морская миля представляет собой длину дуги меридиана в $1'$.

При использовании указанных единиц измерения расстояний следует знать соотношение между ними, а именно:

$$1 \text{ ММ} = 1' \text{ дуги меридиана} = 1852 \text{ м} = 1,852 \text{ км};$$

$$1 \text{ АМ} = 1,6 \text{ км};$$

$$1 \text{ фут} = 30,48 \text{ см}; 1 \text{ м} = 3,28 \text{ фута}.$$

Перевод одних единиц измерения расстояния в другие производится по формулам:

$$S_{\text{км}} = S_{\text{ММ}} * 1,852; S_{\text{ММ}} = S_{\text{км}} : 1,852;$$

$$S_{\text{км}} = S_{\text{АМ}} * 1,6; S_{\text{АМ}} = S_{\text{км}} : 1,6;$$

$$H_{\text{футов}} = H_{\text{м}} * 3,28; H_{\text{м}} = H_{\text{футов}} : 3,28.$$

Основные точки, круги и направления на земном шаре

В каждой точке земного шара можно наблюдать направление силы тяжести, указываемое отвесом – нитью со свободно подвешенным на ней грузом. Определяемое отвесом направление называется *отвесной линией* или *вертикалью*.

Истинным горизонтом называется воображаемая плоскость, проходящая через назначенную наблюдателем точку, перпендикулярная к отвесной линии. Земля, вращаясь в течение года вокруг Солнца, одновременно в течение суток вращается относительно своей собственной оси.

Видимый горизонт – линия пересечения земной поверхности с небесным сводом.

Земной осью называется диаметр, относительно которого происходит суточное вращение земного шара. Земная ось в точках пересечения с поверхностью земного шара образует географические полюсы – Северный (С) и Южный (Ю). Для наблюдателя, находящегося на Северном полюсе, вращение

Земли с запада на восток будет казаться против движения часовой стрелки, а для наблюдателя, находящегося на Южном полюсе, – по движению часовой стрелки.

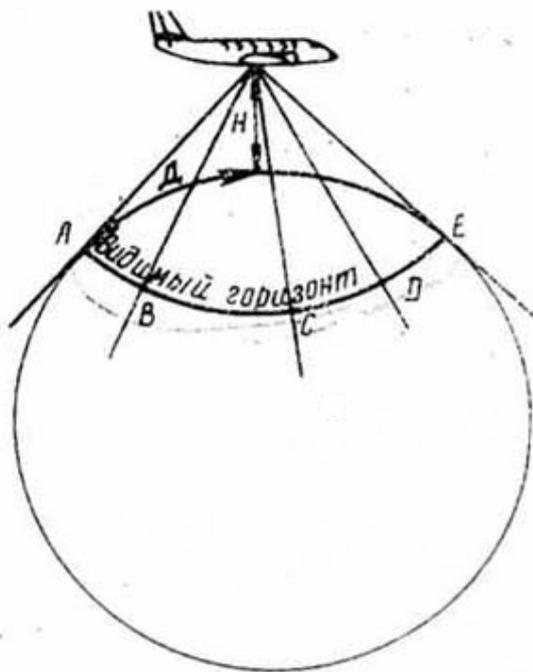


Рис 1.3. Видимый горизонт

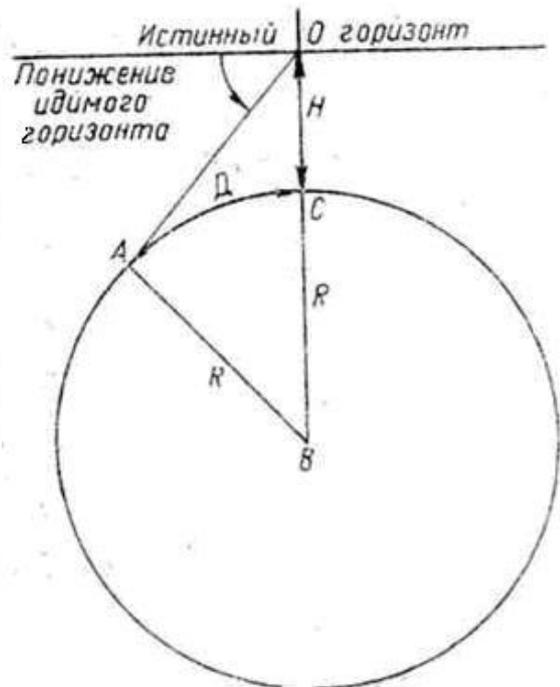


Рис 1.4. Истинный горизонт

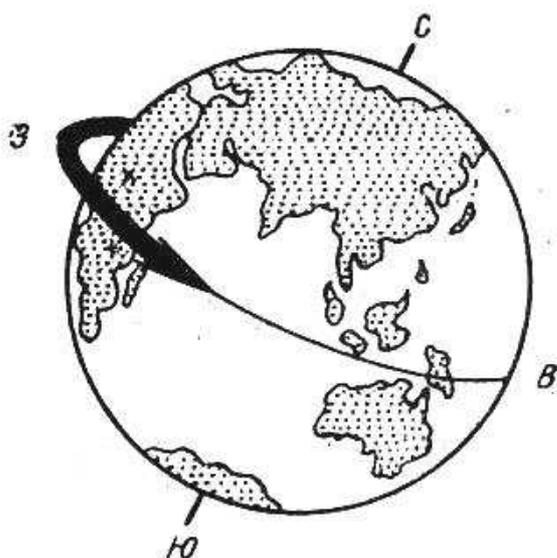


Рис. 1.5. Вращение Земли вокруг своей оси



Рис. 1.6 Изображение меридианов и параллелей на земном шаре

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

Малым называется круг, образованный на земной поверхности плоскостью сечения, не проходящей через центр Земли.

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

Малый круг, плоскость которого параллельна плоскости экватора, называется *параллелью*. Через каждую точку на земной поверхности можно провести только одну параллель, которая называется параллелью места.

Большой круг, проходящий через полюсы Земли, называется *географическим* или *истинным меридианом*. Через каждую точку на земной поверхности, кроме полюсов, можно провести только один меридиан, который называется меридианом места. Меридиан, проходящий через Гринвичскую астрономическую обсерваторию, находящуюся в Англии вблизи Лондона, принят по международному соглашению в качестве *начального* или *нулевого* меридиана – Гринвичский меридиан. Начальный меридиан делит земной шар на восточное и западное полушарие.

Плоскость экватора и плоскость нулевого меридиана являются начальными плоскостями, от которых производится отсчет географических координат.

1.3. Географические координаты

Местонахождение любой точки (пункта) на земном шаре определяется географическими координатами. *Географические координаты* – это угловые величины, которые определяют положение данной точки на земной поверхности. Географическими координатами являются широта и долгота места.

Широтой места φ называется угол между плоскостью экватора и направлением на данную точку М из центра Земли или длина дуги меридиана, выраженная в градусах, между экватором и параллелью данной точки. Широта измеряется в градусах. Отчет ведется от экватора к полюсам от 0 до 90°.

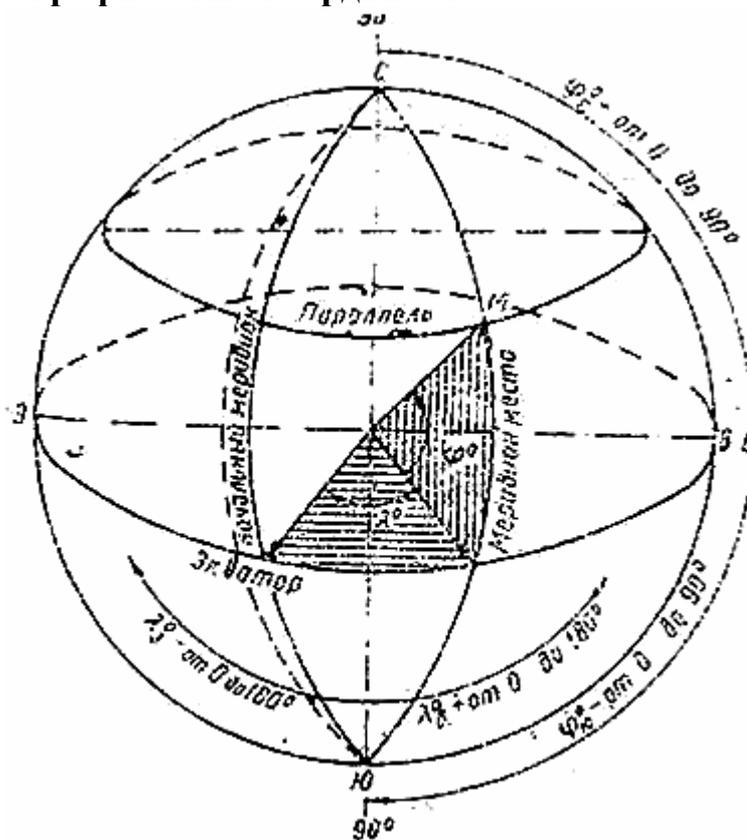


Рис 1.7. Географические координаты

Широта, отсчитываемая к северу, называется северной и считается положительной. Обозначается знаком (+) или знаком (N):

+ φ и φ_N

Широта, отсчитываемая к югу, называется южной и считается отрицательной. Обозначается знаком (–) или (S):

– φ и φ_S

Все точки, лежащие на одной параллели, имеют одинаковую широту.

Широта данной точки всегда сопровождается соответствующим обозначением полушария.

Например, широта Москвы – северная, равна приблизительно 56° ($\varphi = 56^\circ$). Широта Каира – южная, равна $\varphi_S = 30^\circ$. Все точки, которые имеют одну и ту же широту, находятся на одной параллели. Широта измеряется в единицах дуги меридиана: в градусах, минутах и секундах, или линейных величинах: в километрах и морских милях. Так как землю приняли за шар, то длина дуги 1° меридиана, т.е. 1° по широте соответствует 111,2 км, исходя из соотношения: $40\,000 \text{ км} : 360^\circ \approx 111,2 \text{ км}$.

Соответственно длина $1'$ дуги меридиана равна 1,852 км, т.е. 1 морской миле: $111,2 \text{ км} : 60' = 1,852 \text{ км}$. $1''$ дуги меридиана равна 30,9 м, так как $1852 \text{ м} : 60' = 30,9 \text{ м}$.

Долготой места λ называется двугранный угол между плоскостью начального меридиана данной точки М, или длина дуги экватора, выраженная в градусах, между начальным меридианом и меридианом данной точки. Долгота измеряется в градусах. Отсчет ведется от начального меридиана к востоку и западу от 0 до 180° . Долгота, отсчитываемая на восток, называется восточной и считается положительной. Долгота, отсчитываемая на запад, называется западной и считается отрицательной.

Долгота данной точки всегда сопровождается соответствующим обозначением полушария. Например, долгота Ленинграда – восточная и приблизительно равна 30° ($\lambda = 30^\circ \text{В}$). Все точки, которые имеют одну и ту же долготу, находятся на одном меридиане.

Долгота измеряется в единицах дуги экватора: в градусах, минутах, секундах или во времени – в часах, минутах и секундах.

Долготу выражают в единицах времени исходя из следующих соотношений: Земля в течение суток поворачивается вокруг своей оси на 360° , т.е. через 24 ч каждый меридиан приходит в свое начальное положение. Таким образом, долгота во времени – время поворота Земли вокруг своей оси на определенный угол. Следовательно, 24 ч соответствуют повороту Земли на 360° , 1 ч на 15° , 1 мин – на $15'$ и 1 сек на $15''$ или поворот Земли на 1° происходит за 4 мин, на $1'$ – за 4 сек, а на $1''$ за $1/15$ сек.

Долготу, выраженную во времени, можно перевести в единицы дуги и обратно.

1.4. Определение направлений на земной поверхности

Определение направлений. Географический или истинный меридиан является основным направлением на земной поверхности, от которого определяются все другие. Так, он определяет положение двух главных точек горизонта и стран света – Севера и Юга. Направление географического меридиана от какой-либо точки на земной поверхности к Северному полюсу называется северным направлением (С), а к Южному полюсу – Южным направлением (Ю). Направление, перпендикулярное к географическому меридиану в какой-либо точке на земной поверхности, определяет положение еще двух главных точек горизонта или стран света – востока (В) и запада (З). Если в любой точке земной поверхности стать лицом в направлении севера С, то за спиной всегда будет находиться южное направление Ю, с правой стороны – восточное направление В, а с левой стороны – западное направление З.

Когда наблюдатель находится на одном из географических полюсов Земли, то направление становится неопределенным. Таким образом, в любой точке земной поверхности существует два постоянно взаимодействующих направления Север – Юг и Восток – Запад. Определенное направление С-Ю и В-З в любой точке земной поверхности, за исключением географических полюсов, позволяет ориентироваться относительно этих основных линий различные направления по всему истинному горизонту.

Углы, определяющие направление от одной точки к другой относительно стран света, называются *румбами* (рис. 1.8). Главными румбами являются С, Ю, В и З. Линиями С-Ю и З-В горизонт делится на четвертные румбы, которыми являются:

СВ – северо-восточное направление;

ЮВ – юго-восточное направление;

ЮЗ – юго-западное направление;

СЗ – северо-западное направление.

Вся окружность горизонта содержит 360° , причем счет градусов ведется от северного направления истинного меридиана по ходу часовой стрелки. Следовательно, главные и четвертные румбы имеют следующие значения в градусах: С - 0° , СВ - 45° , В - 90° , ЮВ - 135° , Ю - 180° , ЮЗ - 225° , З - 270° , СЗ - 315° .

Главные и четвертные румбы дают общее направление, более же точно направление определяется в градусах. Направление на земной поверхности определяется положением прямой линии, соединяющей два пункта относительно стран света.

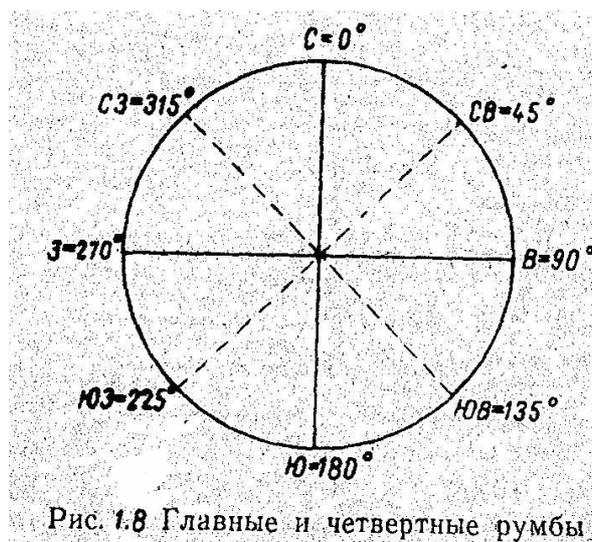


Рис. 1.8 Главные и четвертные румбы

Азимут, или истинным пеленгом ориентира называют угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через данную точку, и направлением на наблюдаемый ориентир (рис 1.9).

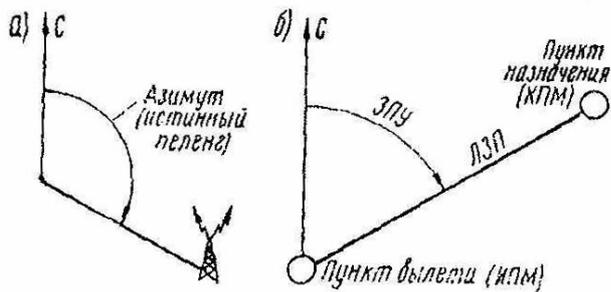


Рис. 1.9 Направления на земной поверхности:
 а — азимут (истинный пеленг) ориентира;
 б — заданный путевой угол (ЗПУ)

Азимут (пеленг) ориентира отсчитывается от северного направления меридиана до направления на ориентир по часовой стрелке от 0 до 360°.

Для выполнения полета из одного пункта в другой их соединяют линией, которая в самолетовождении называется *линией заданного пути* (ЛПЗ). Чтобы выполнить полет по ЛПЗ, необходимо знать направление полета, которое определяется *заданным путевым*

углом (ЗПУ). ЗПУ – это угол, заключенный между северным направлением меридиана и линией заданного пути. Он отсчитывается от северного направления меридиана до направления линии заданного пути по часовой стрелке от 0 до 360°.

1.5. Линии положения самолета на поверхности Земного шара

Линией положения самолета называется геометрическое место точек, определяемых постоянством измеренного навигационного элемента.

При использовании технических средств воздушной навигации место самолета однозначно определяется парной комбинацией по крайней мере пяти линий положения.

1. Ортодромия.
2. Локсодромия.
3. Линия равных азимутов (РЛА).
4. Окружность.
5. Гипербола.

Ортодромия

Ортодромией называется кратчайшее расстояние между двумя точками, она является дугой большого круга.

E – узел ортодромии;

α – начальное направление;

β_0 – ортодромический путевой угол (ОПУ);

Точка пересечения ортодромии с экватором называется узлом ортодромии E .

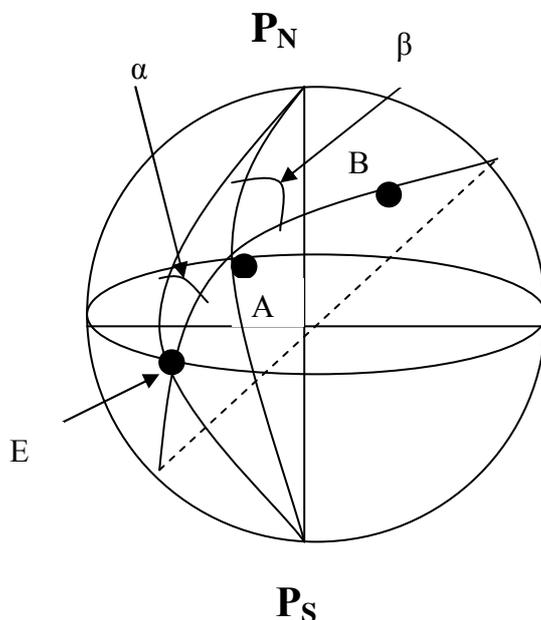


Рис 1.10. Узел ортодромии

Направление ортодромии на экваторе α называется начальным направлением.

Ортодромия представляет собой линию, пересекающую меридианы под разными углами. Так, например, ортодромия Москва – Хабаровск пересекает меридиан Москвы под углом 47° , а меридиан Хабаровска – под углом 142° . Ортодромия изображается на полетных картах выпуклостью к полюсам Земли, кроме полетной карты в полярной проекции, на которой она изображается всегда прямой линией, независимо от расстояния между пунктами.

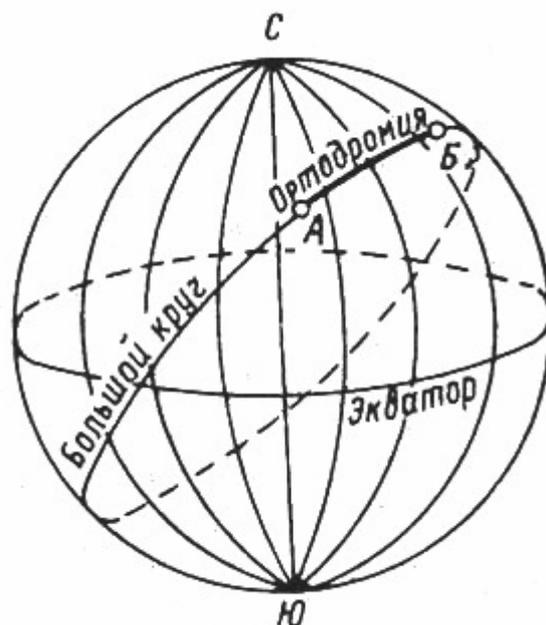


Рис. 1.11. Ортодромия

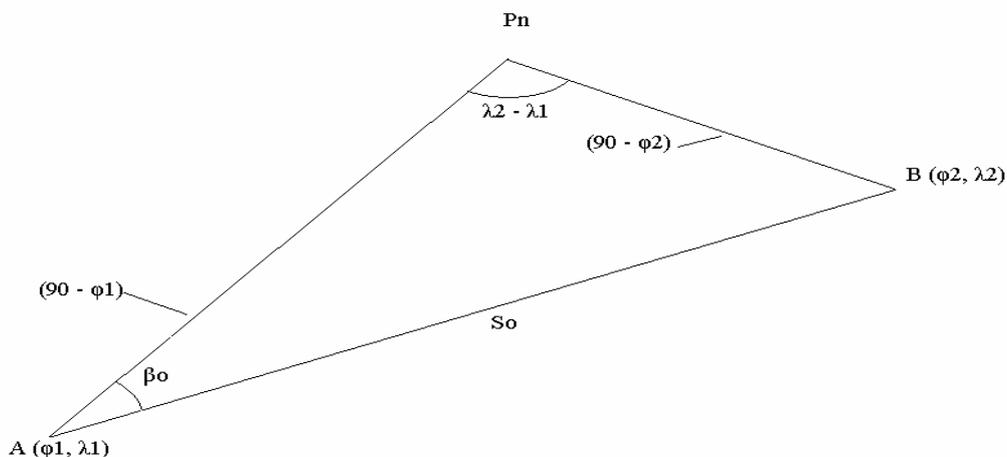
Ортодромия на полетных картах масштаба $1 : 500\,000$, $1 : 1\,000\,000$ и $1 : 2\,000\,000$ на расстояниях $1000 - 1200$ км практически изображается прямой линией.

Экватор и меридианы являют собой частные случаи ортодромии и изображаются на полетных картах прямой линией.

Расчет элементов ортодромии

1. Длина ортодромии S_0 .
2. Ортодромический путевой угол - β_0 (ОПУ).
3. Координаты промежуточных точек А, В (φ_i, λ_i)

Расчет длины ортодромии



На основании теоремы косинусов стороны запишем:

$$\cos S_o = \cos (90 - \varphi_1) * \cos (90 - \varphi_2) + \sin (90 - \varphi_1) * \sin (90 - \varphi_2) * \cos (\lambda_2 - \lambda_1)$$

Используя формулы приведения, получим:

$$\cos S_o = \sin \varphi_1 * \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 * \cos \varphi_2 * \cos (\lambda_2 - \lambda_1),$$

где φ_1 и φ_2 – широты пунктов вылета и прилета;

λ_1 и λ_2 – долготы широт вылета и прилета.

Для того, чтобы получить длину пути по ортодромии в километрах, нужно полученный по формуле результат выразить в минутах дуги и умножить на 1,852 км:

$$S_{\text{км}} = S' * 1,852$$

Расчет β_o (ОПУ)

На основании теоремы синусов запишем:

$$\sin S_o / \sin (\lambda_2 - \lambda_1) = \sin (90 - \varphi_2) / \sin \beta_o$$

Применяя формулы приведения, получим:

$$\sin \beta_o = \cos \varphi_2 * \sin (\lambda_2 - \lambda_1) / \sin S_o.$$

При полете по маршруту на дальние расстояния строить ортодромии и прокладывать ее на карте следует небольшими этапами. Для этого необходимо предварительно рассчитать координаты промежуточных точек. Долготы этих точек выбирают произвольно по желанию, а широту вычисляют по формуле. Для удобства расчета этапы ортодромии обычно берутся через 10° - 20° долготы.

Прокладывают ортодромию на карте в следующем порядке:

- 1) наносят на карте пункт вылета – точку А и пункт прилета точку Б;
- 2) определяют по карте долготу λ и широту φ пунктов вылета и прилета;
- 3) намечают долготу промежуточных точек на карте через 500-1000 км;
- 4) вычисляют по соответствующим формулам широты промежуточных точек $\text{tg } \varphi$ ортодромии:

$\operatorname{tg} \varphi = A \sin (\lambda_2 - \lambda_1) + B \sin (\lambda - \lambda_1);$
 $A = \operatorname{tg} \varphi_1 / \sin (\lambda_2 - \lambda_1); B = \operatorname{tg} \varphi_2 / \sin (\lambda - \lambda_1),$
 где λ – долгота искомой промежуточной точки;
 φ – широта искомой промежуточной точки;
 λ_1 и λ_2 – долгота пунктов вылета и прилета;
 φ_1 и φ_2 – широты пунктов вылета и прилета;
 A и B – коэффициенты.

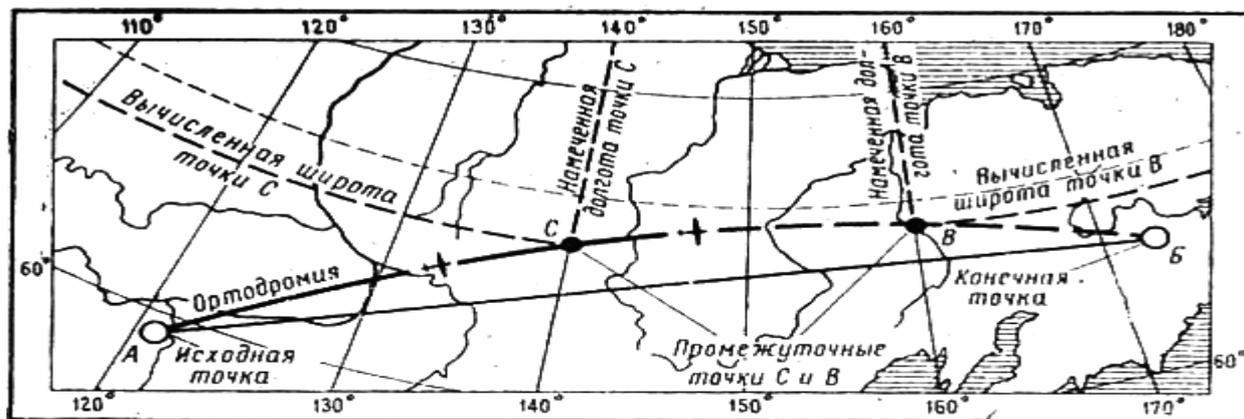


Рис 1.12. Прокладка ортодромии по промежуточным точкам С и В

На основании намеченных на карте долгот для определения промежуточных точек и вычисленных по формуле широт промежуточных точек наносят на карте полученные координаты промежуточных точек С и В. Исходную точку А, промежуточные точки С и В, конечную точку В соединяют прямыми линиями или проводят кривую по лекалу (рис. 1.12).

Математический расчет ортодромии дает хорошую точность, но связан с громоздкими вычислениями. Поэтому иногда ортодромию наносят на полетную карту при помощи навигационного глобуса или сетки, составленной в центральной полярной проекции, на которой ортодромия для любых расстояний изображается прямой линией. Используя это свойство сетки, можно произвести графический расчет ортодромии. Для этого на сетке соединяют начальную и конечную точки ортодромии прямой линией. На этой прямой намечают промежуточные точки. Затем по координатам переносят их на полетную карту и через полученные на полетной карте точки проводят ортодромию.

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

Свойства ортодромии

1. Ортодромия является кратчайшим расстоянием. Ортодромия расположена в одной плоскости, и ее можно рассматривать как плоскую кривую, это позволяет автоматизировать полет по ортодромии, т.к. для этого потребуются компенсация поворота самолета вокруг центра Земли.

2. Ортодромия пересекает меридиан под различными углами. Следовательно, лететь по ортодромии можно лишь с использованием специальных курсовых приборов.
3. Ортодромия выпуклостью обращена к полюсу. Ближайшая к полюсу точка называется *вертексом* (обозначается $V(\varphi_0, \lambda_0)$). В точке вертекса ортодромия пересекает меридиан под прямым углом, т.е. $\text{ПУ} = 90^\circ$ или 270° .

Локсодромия

Локсодромией называется кривая линия на поверхности земного шара между двумя точками (А и Б), которая пересекает меридиан под одним и тем же постоянным путевым углом

$$\beta_{\text{л}} = \text{const} \text{ (рис. 1.13).}$$

Локсодромия – линия равных путевых углов.

Если продолжить концы локсодромии, то они не соединятся, так как локсодромия является спиральной линией, огибающей земной шар и стремящейся с каждым оборотом вокруг Земли приблизиться к полюсам, но никогда их не достигающей.

Локсодромия своей выпуклостью всегда обращена к экватору (рис. 1.14).

При полетах на расстояния 200-300 км локсодромия на карте является прямой линией (рис. 1.15).

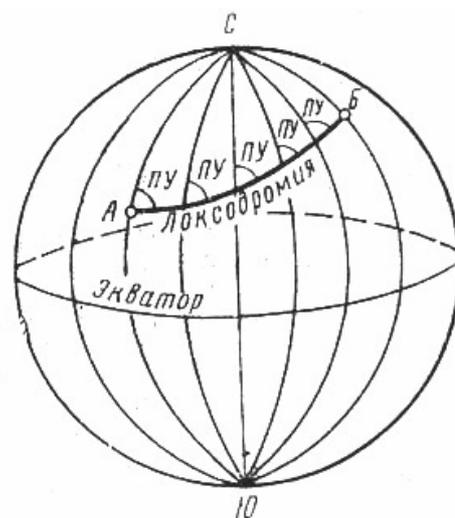


Рис.1.13. Локсодромия

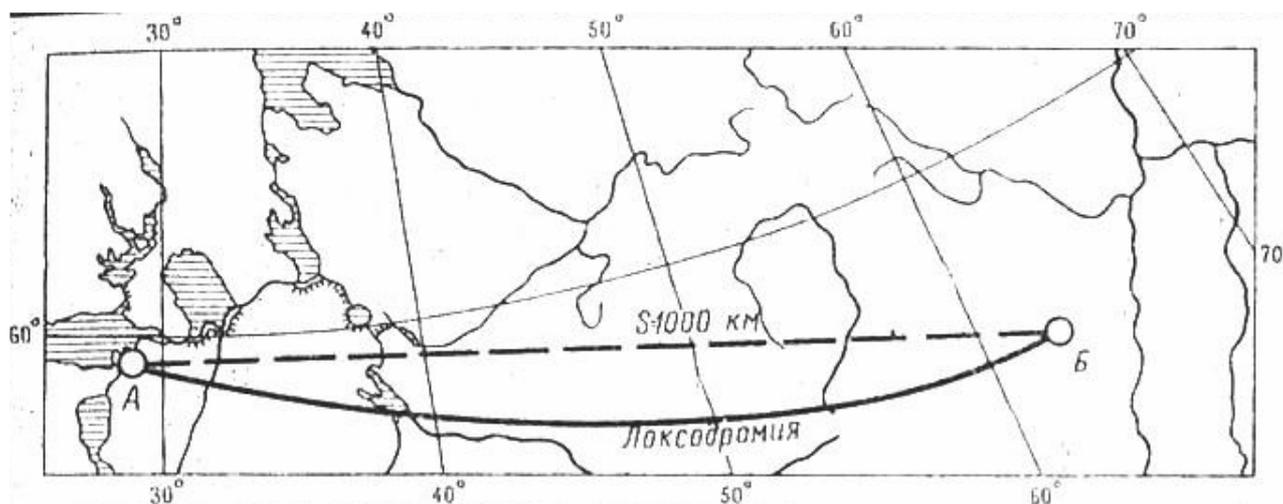


Рис. 1.14. Положение локсодромии на карте при расстоянии между пунктами больше 300 км

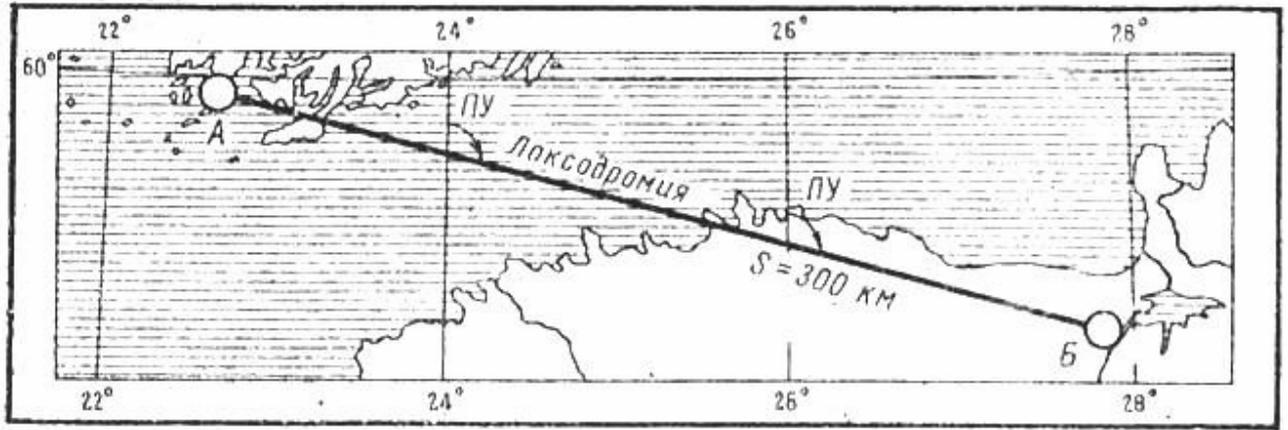
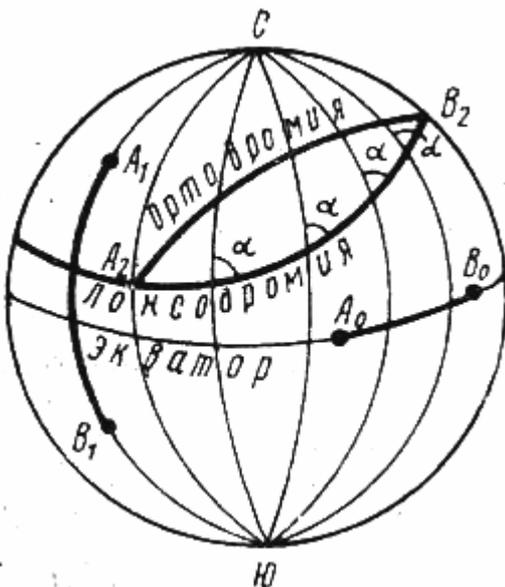


Рис. 1.15. На карте конической и поликонической проекции локсодромия до 300 км изображается прямой линией

Экватор, меридианы и параллели являются частными случаями локсодромии. Когда полет происходит по экватору или меридиану, то локсодромия совпадает с ортодромией. При полетах в направлениях 90° и 270° локсодромия проходит по параллели. Длина пути по локсодромии всегда больше, чем по ортодромии (рис. 1.16). Так, например, длина пути по локсодромии Москва-Хабаровск составляет 6690 км, а по ортодромии – 6138 км. Таким образом, полет по ортодромии Москва – Хабаровск сокращает расстояние на 552 км.



Путевой угол $\text{tg } \alpha$ локсодромии измеряют на карте транспортиром или вычисляют по следующей формуле:

$$\text{tg } \alpha = ((\lambda_2 - \lambda_1) / (\varphi_2 - \varphi_1)) * \cos \varphi_{\text{ср}},$$

Рис 1.16. Локсодромия и ортодромия

где $\lambda_2 - \lambda_1$ – долгота пунктов вылет и прилета;

$\varphi_2 - \varphi_1$ – широта пунктов вылета и прилета;

$\varphi_{\text{ср}}$ – средняя широта, равная $\varphi_{\text{ср}} = (\varphi_1 + \varphi_2) / 2$.

Рассчитанный путевой угол будет правилен тогда, когда линия заданного пути расположена в первой четверти ($0 - 90^\circ$). Если линия заданного пути находится во второй четверти ($90^\circ - 180^\circ$), то вычисленный путевой угол следует вычесть из 180° . Если линия заданного пути расположена в третьей четверти ($180 - 270^\circ$), то рассчитанный путевой угол следует прибавить к 180° , а если в четвертой четверти ($270 - 360^\circ$), то вычесть путевой угол из 360° .

Истинный путевой угол локсодромии можно также рассчитать по следующей формуле:

$$\text{ИПУ} = (\text{ИПУ}_1 + \text{ИПУ}_2) / 2,$$

где ИПУ – искомый истинный путевой угол;

ИПУ₁ и ИПУ₂ – истинные путевые углы, замеренные соответственно у исходного и конечного пунктов участка маршрута.

Длина пути по локсодромии $S_{\text{локс}}$ рассчитывается по формуле:

$$S_{\text{локс}} = ((\varphi_1 - \varphi_2) / \cos \alpha) * 1,85,$$

где $\varphi_1 - \varphi_2$ – разность широт пунктов вылета и прилета;

1,85 – линейная величина 1' дуги меридиана;

α – заданный истинный путевой угол, вычисленный по формуле.

Заданный путевой угол и длину пути по локсодромии вычисляют следующим образом:

- 1) по таблице координат населенных пунктов определяют широту (φ_1 и φ_2) и долготу (λ_1 и λ_2) исходного и конечного пунктов маршрута (ИПМ и КПМ);
- 2) определяют среднюю широту перелета $\varphi_{\text{ср}} = (\varphi_1 + \varphi_2) / 2$;
- 3) рассчитывают разность долгот ИПМ и КПМ ($\lambda_1 - \lambda_2$) и переводят в минуты дуги;
- 4) определяют разность широт ИПИ и КПМ ($\varphi_1 - \varphi_2$) и переводят в минуты дуги;
- 5) по таблице тригонометрических функций находят косинус средней широты ($\varphi_{\text{ср}}$);
- 6) по формуле рассчитывают $\text{tg } \alpha$;
- 7) по таблице тригонометрических функций определяют искомый заданный путевой угол. При этом нужно запомнить следующее правило:

если линия пути лежит в первой четверти географической окружности ($0 - 90^\circ$), вычисленный угол есть искомый заданный путевой угол;

если линия пути лежит во второй четверти географической окружности ($90 - 180^\circ$), вычисленный угол нужно вычесть из 180° , полученная разница и будет заданным путевым углом;

если линия пути лежит в третьей четверти географической окружности ($180 - 270^\circ$), вычисленный угол нужно прибавить к 180° , полученная сумма и будет заданным путевым углом;

если линия пути лежит в четвертой четверти географической окружности ($270 - 360^\circ$), вычисленный угол нужно вычесть из 360° , полученная разница и будет заданным путевым углом;

- 8) по рассчитанному по формуле $\text{tg } \alpha$ и найденному по таблице углу определяют косинус этого угла;
- 9) по формуле $S_{\text{локс}}$ рассчитывают длину пути по локсодромии.

Сравнительная оценка ортодромии и локсодромии

1. Локсодромия длиннее ортодромии.

2. Относительное удлинение локсодромии определяем по формуле:
 $\Delta S_{\%} = ((S_{\text{Л}} - S_{\text{О}}) / S_{\text{О}}) * 100\%$
3. Ортодромия располагается полярнее относительно локсодромии.

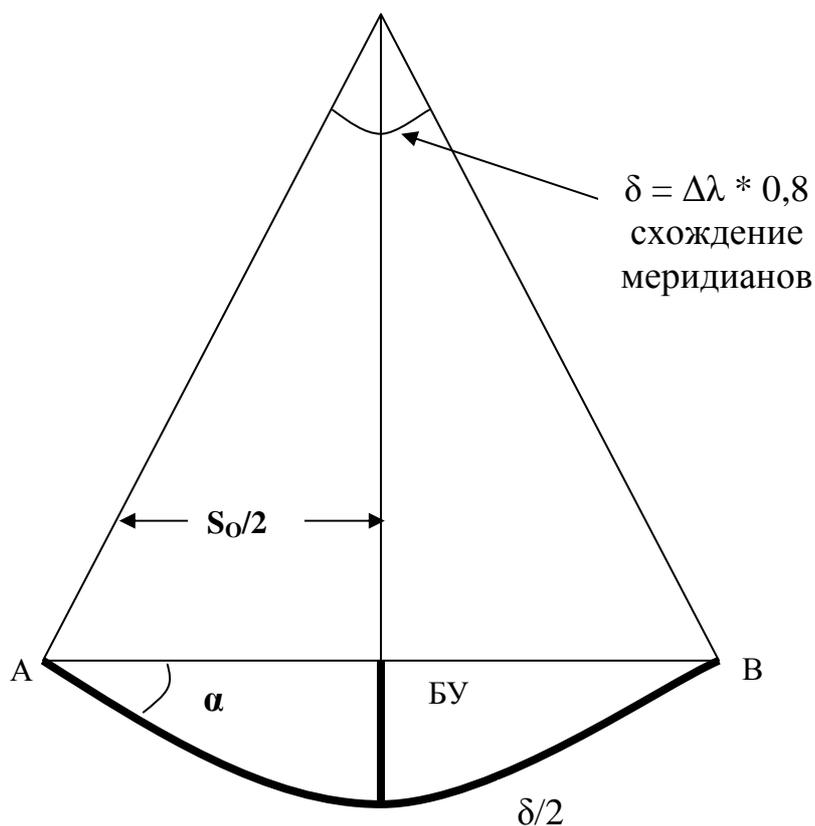


4. Локсодромия уклоняется от ортодромии. Величину бокового уклонения локсодромии применительно к полетным картам, составленным в международной проекции, можно определить по следующей приближительной формуле:

$$\text{БУ} = 0,5 * S_{\text{О}} * \text{tg } \alpha$$

$$\alpha = \delta / 4 = 0,25 * \delta = (\Delta\lambda \cdot 0,8) \cdot 0,25 = 0,2 \Delta\lambda$$

$$\text{БУ}_{\text{max}} = 0,5 S_{\text{О}} \text{tg } (0,2 \Delta\lambda)$$



Глава II. Картографические проекции карт, применяемых в гражданской авиации

2.1. Карты, применяемые в авиации

Правильно изобразить поверхность Земли можно только на глобусе, который представляет собой земной шар в уменьшенном виде. Но глобусы, несмотря на указанное преимущество, неудобны для практического использования в авиации. На небольших глобусах нельзя поместить все сведения, необходимые для самолетовождения. Большие глобусы неудобны в обращении. Поэтому подробное изображение земной поверхности делается на плоскости (обычно на листах бумаги) в виде плана или карты.

Планом называется уменьшенное изображение на плоскости в крупном масштабе небольшого участка земной поверхности. План составляется без учета кривизны Земли. Небольшие участки земной поверхности радиусом 10—15 км можно практически принимать за плоскость и изображать на бумаге все элементы местности без искажения.

Плану присущи следующие свойства:

- 1) отсутствие градусной сетки меридианов и параллелей;
- 2) равномасштабность во всех направлениях;
- 3) большая подробность деталей местности и передача очертаний предметов без искажений.

Планы составляются в масштабе 200 м в 1 см и крупнее. На них помещаются объекты, в изображении которых нужна большая подробность.

Большие участки земной поверхности изображаются на карте.

Картой называется уменьшенное изображение земной поверхности или ее части на плоскости в определенном масштабе с учетом кривизны земли, с нанесенной географической координатной сеткой и условными знаками, отображающими земные объекты.

Изображение (условное) земной поверхности или отдельных ее частей, выполненное по определенному закону, без разрывов и складок, называется картой.

Полетная карта является основным пособием для самолетовождения, без нее не может выполняться ни один полет. Полетные карты используют для прокладки маршрута, изучения маршрута, для выполнения необходимых измерений и расчетов при подготовке к полету, а в полете — для ориентировки, контроля пути и определения места самолета.

Авиационные карты являются специальными картами. На них изображены условными знаками все земные объекты, облегчающие ведение визуальной ориентировки, причем сохранено подобие всех этих объектов. Это обеспечивается соответствием углов на карте углам на местности. Кроме того, непременным требованием к авиационным картам является их верность, одномасштабность и хорошая иллюстрация.

2.2. Масштаб карты

Масштабом карты называется отношение длины линии, взятой на карте, к действительной длине той же линии на местности. Он показывает степень уменьшения линий на карте относительно соответствующих им линий на местности. Масштаб бывает численный и линейный.

Численный масштаб выражается дробью, у которой числитель — единица, а знаменатель — число, показывающее, во сколько раз действительное расстояние на Земле уменьшено при нанесении их на карту. Например, 1 : 1 000 000, 1 : 500 000. Чем меньше знаменатель численного масштаба, тем более крупным будет масштаб данной карты.

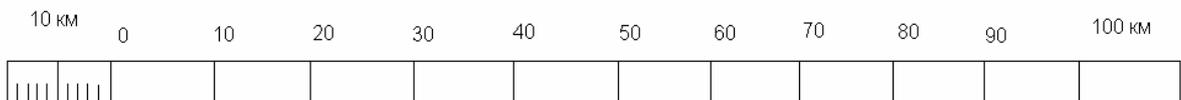


Рис. 2.1. Линейный масштаб

Линейный масштаб представляет собой прямую линию, разделенную на равные отрезки, обозначенные числами, показывающими, каким расстояниям на местности соответствуют эти отрезки (рис. 2.1). Линейный масштаб — это графическое выражение численного масштаба. Отрезок линии, положенный в основу линейного масштаба, называется *основанием масштаба*. Обычно основанием масштаба для удобства измерения на карте берется отрезок длиной 1 см. Расстояние на местности, соответствующее основанию масштаба, называется величиной масштаба. Например, величина масштаба карты 1 : 1 000 000 равна 10 км.

Ввиду того, что шарообразную поверхность Земли нельзя изобразить на плоскости без искажений, масштаб не является постоянной величиной для всей карты. Принято различать главный и частный масштабы.

Главным масштабом карты называется степень общего уменьшения земного шара до определенных размеров глобуса, с которого земная поверхность переносится на плоскость. Главный масштаб позволяет судить об уменьшении длин отрезков при перенесении их с земного шара на глобус.

Масштаб в данной точке карты по данному направлению называется *частным*. Если главный масштаб принять равным единице, то частные масштабы могут быть больше и меньше единицы.

На авиационных картах есть линии нулевых искажений, где сохраняется главный масштаб. На листах карт (на южной рамке) указывается главный масштаб.

2.3. Сущность картографических проекций и их классификация

Способ изображения земной поверхности на плоскости называется *картографической проекцией*. Существует много способов изображения земной поверхности на плоскости.

Сущность любой картографической проекции состоит в том, что поверхность земного шара переносится сначала на глобус определенного размера, а затем с глобуса по намеченному способу на плоскость.

При переносе поверхности Земли с глобуса на плоскость приходится в одних местах растягивать изображение, а в других сжимать, т.е. допускать искажения. Каждая проекция имеет определенную степень искажения длин, направлений и площадей и определенный вид сетки меридианов и параллелей. Выбор проекции построения карты зависит от того, каким требованиям должна отвечать данная карта. Все существующие проекции условились подразделять по двум признакам: по характеру искажений и по способу построения картографической сетки.

По характеру искажений картографические проекции делятся на следующие группы:

1.*Равноугольные*. Эти проекции не имеют искажений углов и сохраняют подобие небольших фигур. В равноугольных проекциях угол, измеренный на карте, равен углу между этим направлениями на поверхности Земли. Небольшие фигуры, изображенные на карте, подобны соответствующим фигурам на местности.

Картами в равноугольных проекциях широко пользуются в авиации, так как для самолетовождения важно точное измерение направления (путевого угла, пеленга и т. п.).

2.*Равнопромежуточные*. В этих проекциях расстояние по меридиану или по параллели изображается без искажения.

3.*Равновеликие*. В этих проекциях сохраняется постоянство отношения площади изображения фигуры на карте к площади этой же фигуры на земной поверхности. Равенства углов и подобие фигур в этих проекциях нет.

4.*Произвольные*. Эти проекции не обладают ни одним из указанных выше свойств, но нужны для упрощения решения некоторых практических задач.

В основе любой картографической проекции лежит тот или иной способ изображения на плоскости сетки меридианов и параллелей.

Существует несколько способов изображения градусной сетки на плоскости. В одних случаях сетка меридианов и параллелей проектируется с глобуса на боковую поверхность цилиндра или конуса, которую затем разворачивают на плоскость, в других случаях проектирование осуществляется непосредственно на плоскость.

По способу построения сетки меридианов и параллелей картографические проекции делятся на цилиндрические, конические, по-

ликониические и азимутальные. Каждая группа проекций имеет определенные свойства. Правильно пользоваться картой можно, зная свойства проекции, в которой составлена данная карта.

Краткая характеристика карт, применяемых в авиации

Таблица 2.1

Масштаб	Проекция	Размеры истинные		Способ изображения	Высота сечения	Картографические размеры		дополнительные деления на сетке	Номенклатура
		по φ широта	по λ долгота			по φ	по λ		
1 : 100 000	Поперечно-цилиндрическая	20'	30'	горизонтальный	10 м	Прямоугольная координатная сетка 2смX2см		1'	№-37-37
1 : 200 000	Поперечно-цилиндрическая	40'	1°	горизонтальный	20м	Прямоугольная координатная сетка 5смX10см		1'	№-37-XX
1 : 500 000	Поперечно-цилиндрическая	2°	3°	горизонтальный	Мин 25м и макс 1000м	30'	30'	5'	№-37-Г
1 : 1 000 000	Поликоническая	4°	6°	гипсометрический с гориз.	50-1000м	1°	1°	5'	№-37
1 : 2 000 000	Поликоническая	22°	18°	гипсометрический с гориз.	50-1000м	1°	1°	10'	Б-III
1 : 2 500 000	Коническая на секущий конус			отмывкой		2°	2°	30'	Лист 3

2.4. Цилиндрические проекции

При построении карт в этой проекции поверхность земного шара проектируется на поверхность прямого цилиндра, касающегося земного шара по линии экватора или секущего земной шар по заданной параллели

(рис. 2.2). После проектирования цилиндр разрезается по образующей и разворачивается в плоскость. Для того, чтобы проекция была равноугольной и сохранилось подобие фигур, меридианы и параллели растягиваются по мере увеличения широты.

Масштаб на картах цилиндрической проекции изменяется с изменением широты: чем больше широта, тем крупнее масштаб. Расстояние на этих картах измеряется по боковой рамке градусной сетки, для чего необходимо перенести измеряемую линию на боковую рамку так, чтобы середина ее была против широты средней ее точки. Отрезок, отсчитанный по боковой рамке в минутах или градусах, нужно перевести в мили или километры.

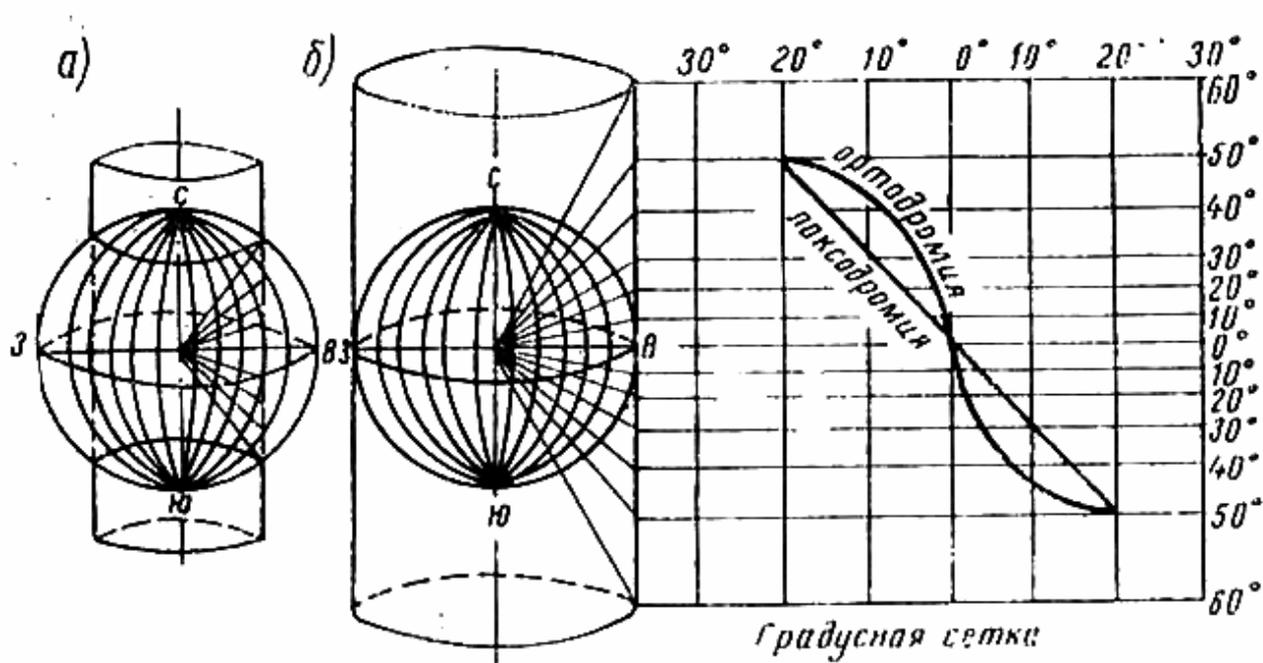


Рис. 2.2. Равноугольная цилиндрическая проекция

Локсодромия на этих картах будет прямой линией, а ортодромия, отклоняясь в сторону крупного масштаба, имеет вид кривой с выпуклостью в сторону полюса.

В этих проекциях составлены морские навигационные карты. Некоторые из них используются в самолетовождении. На рамках этих карт имеются деления в минутах дуги и даны деления, позволяющие определять расстояния в километрах.

Карты цилиндрической проекции имеют следующие свойства:

на любой параллели масштаб от какой-либо точки одинаков по ее направлению и различен для точек, находящихся на других параллелях с различной широтой;

по мере удаления от экватора к полюсам масштаб увеличивается и на широте 60° длины вдвое больше, чем на экваторе, а площади — вчетверо; проекция — прямоугольная.

В нормальной равноугольной проекции издаются навигационные морские карты.

2.5. Равноугольная поперечно-цилиндрическая проекция

Эту проекцию предложил немецкий математик Гаусс, поэтому ее обычно называют проекцией Гаусса. Равноугольная поперечно-цилиндрическая проекция получается путем проектирования земной поверхности на боковую поверхность цилиндра, расположенного перпендикулярно оси вращения Земли.

Для построения карт в этой проекции поверхность Земли делят меридианами на 60 зон. Каждая такая зона по долготе занимает 6° . Счет ведется на восток от Гринвичского меридиана, который является западной границей первой зоны (рис. 2.3). По широте зоны простираются от Северного полюса до Южного. Каждая зона изображается на своем цилиндре, касающемся поверхности глобуса по среднему меридиану данной зоны. Указанные особенности построения позволяют уменьшить искажения.

Карты в равноугольной поперечно-цилиндрической проекции имеют такие свойства:

1) незначительное искажение масштаба, на осевых меридианах искажения длин отсутствуют, а по краям зон на широте 0° не превышают 0,14%, т. е. 140 м на 100 км измеряемой длины и практического значения не имеют;

2) сохраняется равенство углов и подобие фигур; на крайних меридианах зон фигуры изображаются в более крупном масштабе, чем на среднем меридиане;

3) осевой меридиан зоны и экватор изображаются прямыми взаимно-перпендикулярными линиями; остальные меридианы кривыми линиями, сходящимися от экватора к полюсам, а параллели - дугами, выпуклыми к экватору; кривизна меридианов в пределах одного листа карты незаметна;

4) в пределах одной зоны листы карт склеиваются без разрывов;

5) локсодромия имеет вид кривой, выпуклой к экватору;

6) ортодромия на расстоянии до 1000 км изображается прямой линией;

7) на картах не крупнее масштаба 1 : 200 000 нанесена километровая сетка прямоугольных координат Гаусса.

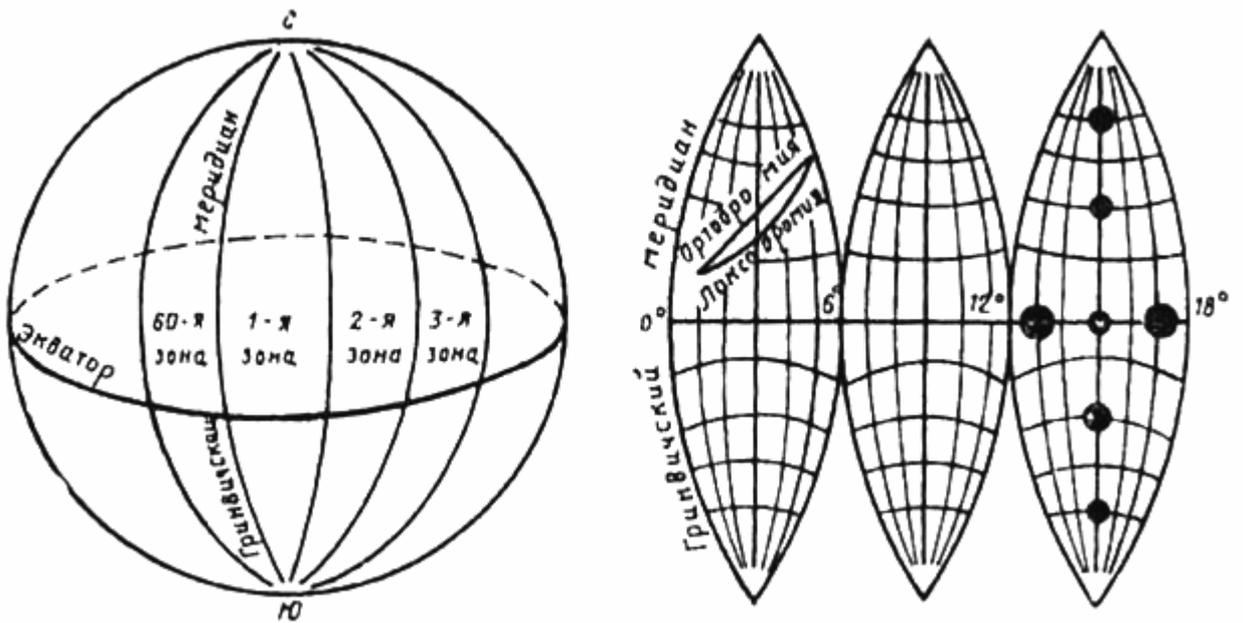


Рис. 2.3. Поперечно-цилиндрическая проекция

В равноугольной поперечно-цилиндрической проекции составлены карты масштабов

1 : 500 000; 1 : 200 000; 1 : 100 000; 1 : 50 000; 1 : 25 000; 1 : 10 000, т.е. все карты крупного масштаба.

Косая равноугольная цилиндрическая проекция

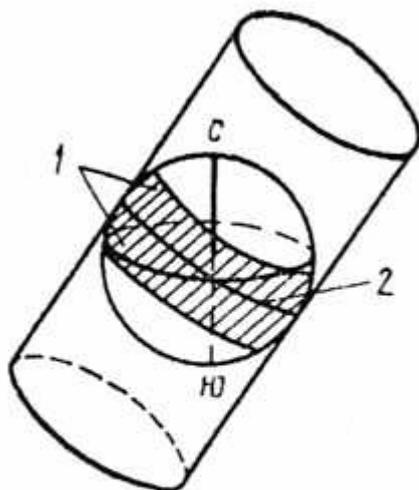


Рис. 2.4. Косая равноугольная цилиндрическая проекция:

1 — полоса карты; 2 — ось ортодромического маршрута

Эта проекция получается при проектировании земной поверхности на боковую поверхность цилиндра, расположенного под углом к оси вращения Земли (рис 2.4.). Цилиндр располагают так, чтобы он касался глобуса по оси маршрута. Этим достигается уменьшение искажений на составляемой карте. На картах в этой проекции в полосе 500-600 км от осевой линии маршрута искажения масштаба не превышают 0,5 %. Ортодромия в полосе карты изображается прямой линией.

В косой равноугольной цилиндрической проекции издаются маршрутно-полетные карты масштабов 1 : 1 000 000 и 1 : 2 000 000, а также бортовая карта масштаба 1 : 4 000 000.

2.6. Конические проекции

Конические проекции получаются в результате переноса поверхности Земли на боковую поверхность конуса, касательного к одной из параллелей или секущего земной шар по двум заданным параллелям. Затем конус разрезается по образующей и разворачивается на плоскость. Конические проекции в зависимости от расположения оси конуса относительно оси вращения Земли могут быть нормальные, поперечные и косые. Большинство авиационных карт построено в нормальной конической проекции.

Принцип построения конической проекции (рис. 2.5) заключается в проектировании поверхности Земли на плоскость конуса, касательного к одной из параллелей или секущего земной шар по двум заданным параллелям.

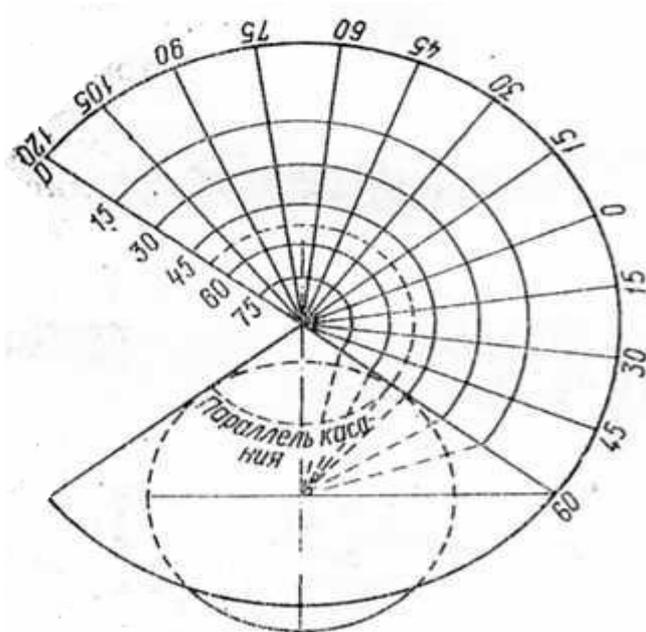


Рис. 2.5. Коническая проекция на касательном конусе

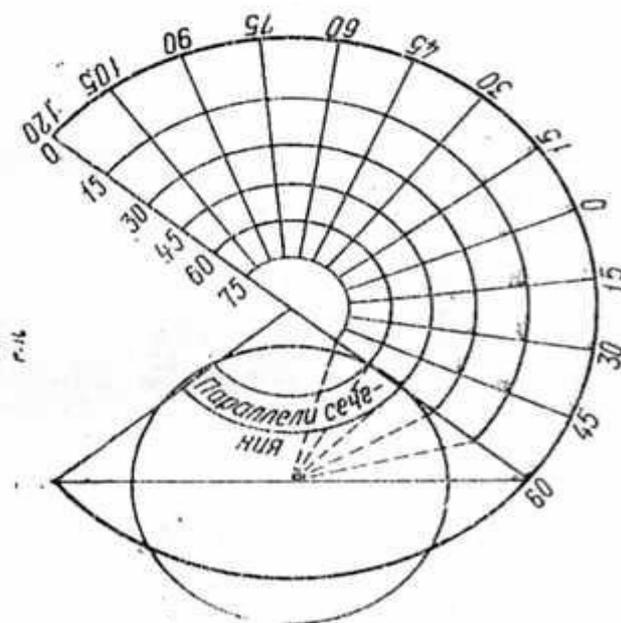


Рис. 2.6. Коническая проекция на секущем конусе

Для построения простой конической проекции параллель касания конуса к поверхности Земли, как правило, проходит по средней широте изображаемой на карте территории. Разрезая конус по образующей и разворачивая его на плоскость, получают карту конической проекции.

В зависимости от широты касания вид сетки меридианов на карте конической проекции может быть различен. Все параллели при проектировании на конус растягиваются. Поэтому масштаб будет неодинаков в различных местах карты. Такая проекция неравноугольная.

С целью уменьшения искажения углов и длин применяют проекцию на секущем конусе (рис. 2.6), дающую меньше искажения. Но она также неравноугольная.

В полосе $+ (-) 5^\circ$ вдоль параллели касания и сечения искажения незначительны. С удалением от этих параллелей искажения увеличиваются.

Если меридианы сетки конической проекции растянуть в такой же степени, в какой растянуты ее параллели, то получится равноугольная коническая проекция. В любой точке по меридиану и по параллели масштаб будет одинаков.

Если ось конуса совпадает с осью вращения Земли, проекция называется нормальной. В нормальной конической проекции меридианы изображаются прямыми линиями, расходящимися к экватору и сходящимися под одним и тем же углом у полюсов Земли, а параллели представляют собой дуги с выпуклостью к экватору.

Ортодромия на картах конической проекции имеет вид кривой с выпуклостью в сторону более крупного масштаба, т. е. в сторону от параллели касания, являющейся параллелью наименьшего масштаба. Однако эта выпуклость настолько незначительна, что практически ортодромия на этих картах на расстоянии до 1200 км принимается за прямую.

Локсодромия, пересекая сходящиеся меридианы под постоянным углом, изображается кривой, обращенной выпуклостью к экватору.

В равноугольной конической проекции на секущем конусе по параллели сечения на широтах 45° и 60° построены карты масштаба в 1 см 25 км. Меридианы на этих картах сходятся к полюсу под углом, равным коэффициенту схождения k .

$$k = \sin ((45 + 60) : 2) = 0,8.$$

Для любой широты $k = \sin \varphi$.

В нормальной равноугольной конической проекции построено большинство авиационных карт масштабов: в 1 см 40 км (1:4 000 000); в 1 см 30 км (1:3 000 000); в 1 см 25 км (1 : 2 500 000) - Европа; в 1 см 25 км (1 : 2 500 000) — Азия; в 1 см 15 км (1 : 1 500 000) — Азиатская часть; в 1 см 20 км (1 : 2 000 000) — бортовая навигационная маршрутная карта.

Карты конической проекции имеют следующие свойства:

карты равноугольные сохраняют подобие фигур; линейные размеры передаются правильно только на параллелях сечения или касания конусом земного шара;

искажение изображений в этой проекции тем больше, чем дальше располагается предмет или линия от параллелей, по которым земной шар касается (или сечется) конусом;

величина искажений этой проекции зависит только от широты, практически они незначительны, ими пренебрегают и пользуются одним главным масштабом для всей карты.

2.7. Поликоническая проекция

Поликонические проекции представляют собой разновидность конической проекции. В поликонической проекции поверхность Земли делится на несколько поясов, ограниченных параллелями. Каждый пояс проектируется на

боковую поверхность отдельного конуса, касающегося средней параллели данного пояса или секущего его по двум образующим параллелям.

Средний меридиан картографической сетки изображаемой территории имеет вид прямой линии, а остальные меридианы выглядят кривыми линиями.

Параллели имеют вид окружностей, проведенных из разных центров, лежащих на среднем меридиане.

В поликонической проекции к северу и к югу нет нарастающего искажения масштабов, потому что главный масштаб сохраняется по параллелям касания (сечения) каждого пояса, но по меридианам масштабы увеличиваются при удалении от центрального меридиана к востоку и западу. Эти проекции применяются для стран, вытянутых в широтном направлении.

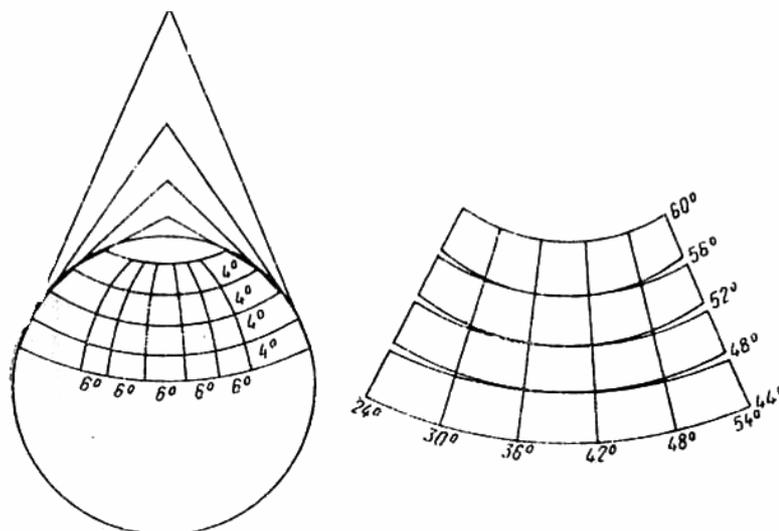


Рис 2.7. Видоизмененная поликоническая проекция

На международной географической конференции в Лондоне в 1909 г. была принята видоизмененная поликоническая проекция (рис. 2.7) с поправками русского геодезиста Щеткина, которая получила название международной. В видоизмененной поликонической проекции составляется самая распространенная международная карта масштаба в 1 см 10 км (1:1 000 000). Лист карты этой проекции имеет по широте 4° и по долготе 6° .

По способу построения эта проекция напоминает поликоническую, так как каждый пояс шириной 4° по широте проектируется на соответствующий конус. Для уменьшения искажений и для простоты построения на плоскость проектируется не вся поверхность Земли сразу, а лишь отдельные сферические трапеции.

В видоизмененной поликонической проекции все меридианы изображаются прямыми линиями, сходящимися к полюсу под углом, равным синусу средней широты данного листа, а параллели имеют вид дуг с выпуклостью к экватору. Практически считается, что карта равноугольна и сохраняет масштаб по всему листу карты.

На этих картах ортодромия на расстоянии до 1200 км принимается за прямую линию, а локсодромия изображается кривой, обращенной выпуклостью к экватору.

При склеивании между собой нескольких листов карт этой проекции возникают угловые разрывы, затрудняющие склейку более девяти листов.

В международной проекции составлена бортовая карта масштаба в 1 см 20 км (1:2000000) с размерами листа 12° по широте и 18° по долготе и проектируется на своем конусе, секущем глобус по верхним и нижним параллелям листа. Каждый лист такой карты состоит из девяти листов карты масштаба в 1 см 10 км (1 : 000 000).

2.8 Азимутальная проекция

Азимутальные проекции (рис. 2.8) получаются при проектировании меридианов и параллелей на плоскость, касательную

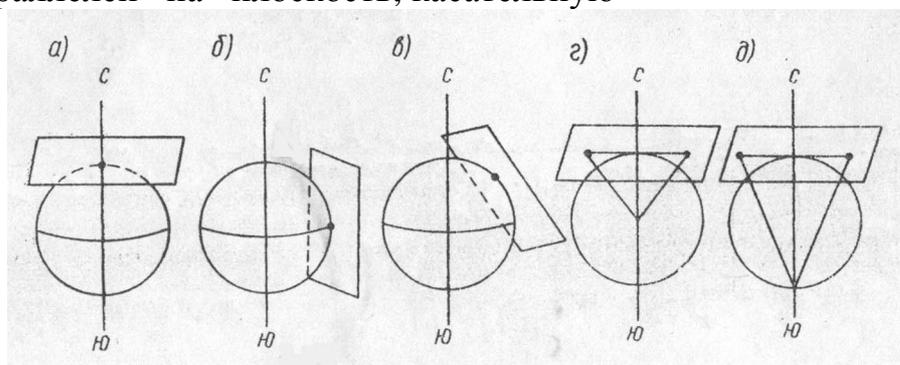


Рис. 2.8. Виды азимутальных проекций:

a — полярная; *б* - экваториальная; *в* — горизонтальная; *г* — центральная
д – стереографическая

к земному шару в какой-либо его точке. Плоскость, на которую проектируется поверхность Земли, называется картинной плоскостью. Точка, из которой ведется проектирование, называется точкой зрения.

В зависимости от положения картинной плоскости относительно поверхности Земли проекции могут быть нормальные или полярные, если картинная плоскость касается Земли у полюса; экваториальные или поперечные получаются при расположении картинной плоскости в какой-либо точке экватора; горизонтальные или косые, если картинная плоскость касается земного шара в любой точке.

Карты азимутальных проекций составляются для заполярных районов и районов полюсов, которые не могут быть изображены в других равноугольных проекциях, так как они в этих широтах имеют большие искажения.

В нормальной азимутальной проекции меридианы изображаются прямыми линиями, а параллели — концентрическими окружностями. В косых и поперечных азимутальных проекциях меридианы и параллели изображаются гиперболами и эллипсами.

Одной из разновидностей азимутальных проекций являются перспективные проекции, полученные в результате проектирования земной поверхности из какой-либо точки на плоскость.

Из перспективных проекций наибольший интерес для авиации представляют проекции: полярная стереографическая, когда точка зрения располагается на противоположном конце диаметра Земли, проходящего через точку касания, и центральная полярная проекция, когда точка зрения расположена в центре земного шара, а плоскость, на которую проектируется земная поверхность, касается Земли в полюсе.

Все стереографические проекции являются равноугольными. Градусная сетка на этих проекциях изображается дугами окружностей, что облегчает их построение и применение при использовании радиотехнических и астрономических средств самолетовождения.

Полярная стереографическая проекция (рис. 2.9) применяется при составлении полетных карт для района полюсов и карт приполярных стран. Искажение длин на периферии карт данной проекции незначительно. Ортодромия на них изображается дугой окружности с малой кривизной. Локсодромия имеет вид логарифмической спирали. Окружности на земной поверхности переносятся на стереографические проекции без искажений.

Центральная полярная проекция (рис. 2.10) также применяется при составлении полетных карт для района полюсов и карт приполярных районов. По способу изображения эта проекция является произвольной. В ней имеют место искажения длин, углов и площадей. Искажение растёт по мере удаления от полюсов к экватору. На картах центральной проекции меридианы имеют вид прямых линий, расходящихся от полюсов к экватору под постоянным углом, а параллели изображаются концентрическими окружностями.

Ортодромия здесь является прямой линией, что облегчает выбор на этой карте кратчайших путей и прокладку радиопеленгов, а локсодромия — кривой спиральной формы.

По карте центральной полярной проекции можно без вычислений найти ортодромический путь на любой другой полетной карте. Для этого необходимо на карте центральной полярной проекции соединить точку вылета и прилета прямой линией.

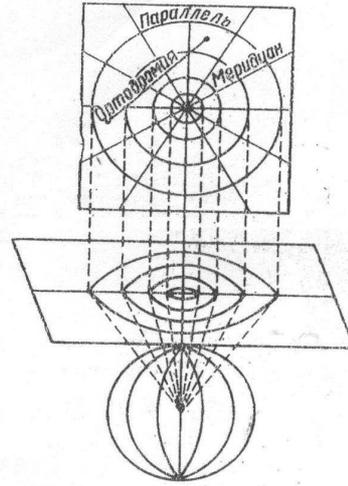
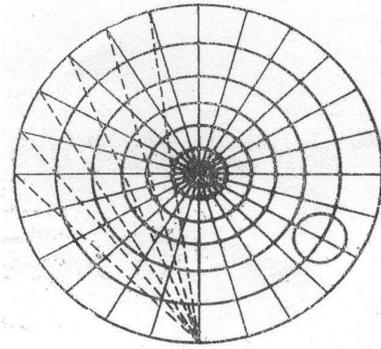


Рис. 2.9. Полярная стереографическая проекция

Рис. 2.10 Центральная полярная проекция

На полученной прямой наметить промежуточные точки и перенести их по координатам на другую нужную полетную карту. Соединив эти точки прямыми линиями, получим участки ортодромического пути (ломаная линия, близкая к ортодромии).

В центральной полярной проекции изданы карты масштаба в 1 см 20 км (1 : 2 000 000) и в 1 см 50 км (1 : 5 000 000).

2.9. Способы изображения рельефа на карте

Отмывка

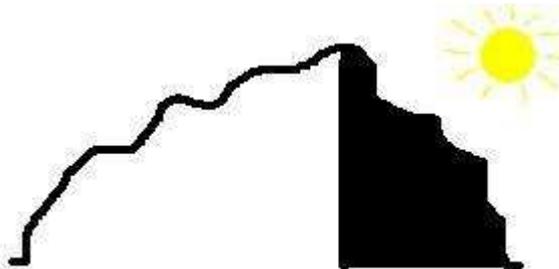


Рис. 2.11. Отмывка

Юго-восточный склон закрашивается в зависимости от крутизны, потому что в светлое время освещается юго-восток. Рельеф изображается краской различного тона в зависимости от крутизны склона. Этот способ дает общее представление о рельефе. Определить высоту невозможно.

Штриховка. Применяется на старых картах тридцативерстках.

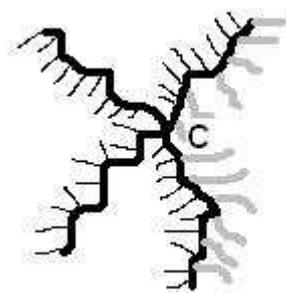


Рис. 2.12. Штриховка

Рельеф изображается черточками различной толщины, в зависимости от крутизны склона.

Горизонтали

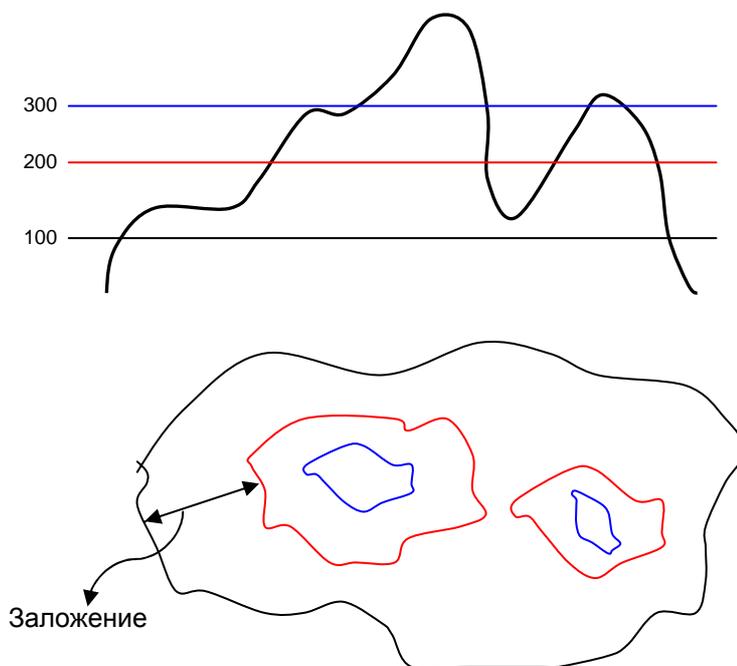


Рис. 2.13. Горизонтали

По формуле $Кр.ски. = \frac{Нсечения}{Заложение} \cdot 60^\circ$

Рельеф изображается плавными кривыми линиями, замкнутыми горизонталями, соединяющими точки рельефа с одинаковой высотой над уровнем моря. Расстояние между двумя соседними горизонталями по вертикали называется высотой сечения, а расстояние между двумя соседними горизонталями в плане называется заложением.

Гипсометрический рельеф изображается горизонталями с постоянной окраской в зависимости от высоты рельефа.

2.10. Разграфка и номенклатура карт

Карта значительной территории земной поверхности составляется из большого количества отдельных листов. Поэтому появилась необходимость в систематизации карт и их обозначений. Система деления карты на отдельные листы, определяющая рамки каждого листа карты, называется разграфкой карты. Система нумерации и обозначения отдельных листов многолистной карты называется номенклатурой карты.

Для удобства подбора нужных листов карт составляются специальные сборные таблицы, представляющие собой схематические карты мелкого масштаба, разделенные на прямоугольники или трапеции.

Наши авиационные карты имеют два вида разграфки: прямоугольную и международную.

Прямоугольная разграфка производится простым делением картографического изображения большой территории земной поверхности на листы прямоугольной формы. Рамка такого листа не совпадает с меридианами и параллелями. При этой разграфке лист карты обозначается цифрой. Такая разграфка применяется для карт мелкого масштаба. Например, карта масштаба в 1 см 25 км (1 : 2 500 000) имеет нумерацию листов: лист 1, лист 2 и т. д.

Международная разграфка. В ней за основу взят лист карты масштаба в 1 см 10 км (1 : 1 000 000) с размерами 4° по широте и 6° по долготе, при этом рамками листов служат меридианы и параллели (рис. 2.14).

В этой разграфке земной шар, начиная от экватора к северу и к югу до 88°, делится на 22 ряда по 4° в каждом ряду. Каждый ряд обозначается буквой латинского алфавита А, В, С и т.д. до V. Кроме того, земной шар делится на 60 колонн по 6° в каждой. Нумерация колонн ведется цифрами от 1 до 60 с запада на восток, начиная от меридиана с долготой 180°.

Номенклатура такого листа карты состоит из обозначения ряда (буква латинского алфавита) и номера колонны (арабская цифра).

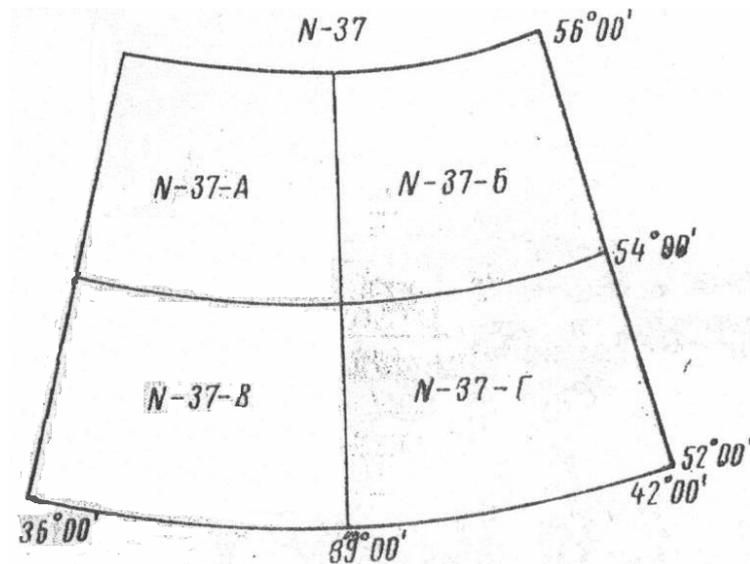


Рис 2.14 Деление листа карты масштаба I - 1000 000 на листы карты масштаба 1 : 500 000 и их номенклатура

Карты масштаба в 1 см 10 км издаются: для широт от 0 до 64° - одинарными листами с размерами 4° по широте и 6° по долготе, например N-36, M-40, O-35; для широт от 64 до 80° - двойными листами с размерами 4° по широте и 12° по долготе, например: R-37, 38; для широт от 80 до 88° - четверными листами с размерами 4° по широте и 24° по долготе, например: V-45, 46, 47, 48.

Районы Северного и Южного полюсов изображаются на отдельных листах, которые обозначаются буквой Z.

Карты более крупного масштаба получаются в результате деления листа карты масштаба 1: 1 000 000 на части.

Гл. III. Навигационные элементы полета

3.1. Земной магнетизм

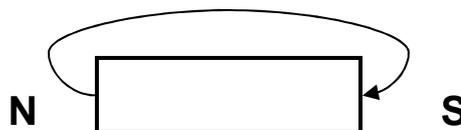


Рис. 3.1 Магнитные силовые линии

Земля представляет собой большой естественный магнит. Магнитные полюсы Земли расположены вблизи ее географических полюсов. Северный магнитный полюс находится в северной части Канады, в районе о. Принца Уэльского, а южный магнитный полюс - в Антарктиде. Между магнитными полюсами Земли действуют силовые линии магнитного поля. Направление магнитного поля Земли в любой точке земной поверхности определяется свободно подвешенной магнитной стрелкой, направление которой будет совпадать с линиями сил поля.

Направление, в котором устанавливается магнитная стрелка, свободно подвешенная на вертикальной оси, под действием земного магнетизма, называется магнитным меридианом.

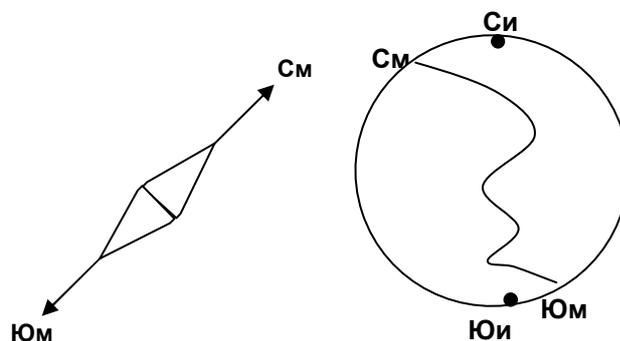


Рис. 3.2 Магнитный меридиан

Действие магнитного компаса основано на свойстве магнитной стрелки устанавливаться в направлении магнитного меридиана. Магнитные меридианы проходят через магнитные полюсы земли и не совпадают с истинными меридианами, т.е. географическими. Следовательно, между истинным меридианом и магнитным меридианом образуется угол. Угол, заключенный между северными направлениями истинного и магнитного меридианов, называется магнитным склонением (Δm).

Магнитное склонение может быть восточное со знаком (+), западное (-) от 0 до 180° .

Величина магнитного склонения в разных точках земной поверхности различна. Учет магнитного склонения имеет существенное значение для самолетовождения. Поэтому оно определяется по специальной карте магнитного склонения или полетной карте.

Линии на картах, которые соединяют точки на земной поверхности, имеющие одинаковое магнитное склонение, называются изогонами. Изогоны на карте проведены через каждый градус. Все полетные карты составлены относительно истинного меридиана, а при помощи магнитного компаса определяется направление относительно магнитного меридиана. Поэтому необходимо учитывать величину и знак магнитного склонения района полета, чтобы определить на карте истинное направление полета.

Магнитная стрелка

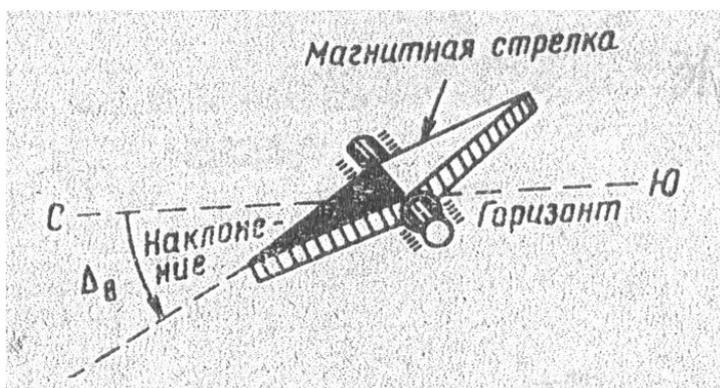
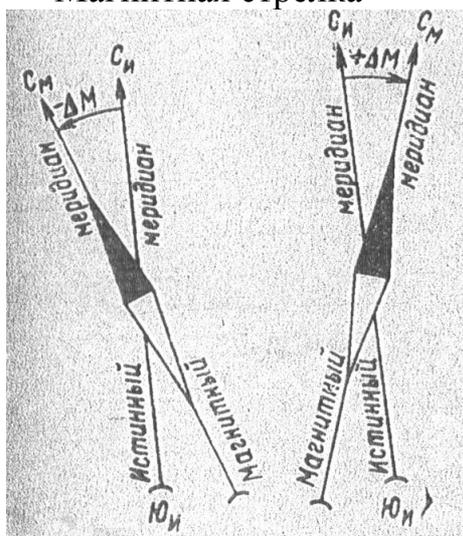


Рис. 3.3. Магнитное склонение Рис. 3.4 Магнитное наклонение

Кроме магнитного склонения, наблюдается еще магнитное наклонение. В каждой точке земной поверхности свободно подвешенная магнитная стрелка наклонена к горизонту под некоторым углом. Магнитным наклонением (рис. 3.4) называется угол $\Delta\theta$, заключенный между свободно подвешенной на горизонтальной оси магнитной стрелкой и горизонтальной плоскостью. На магнитных полюсах Земли магнитный компас работать не будет, так как магнитное наклонение достигает 90° . Линия на земном шаре, где магнитное наклонение равно нулю, называется Магнитным экватором.

3.2. Путевые углы

Путевой угол – угол между северным направлением меридиана и линией пути самолета.

Путевой угол может быть:

1. ИПУ – истинным, магнитным и компасным, в зависимости от меридиана, от которого измеряется.
2. Локсодромическим и ортодромическим.
3. Заданным (задан на земле) и фактическим (в воздухе).

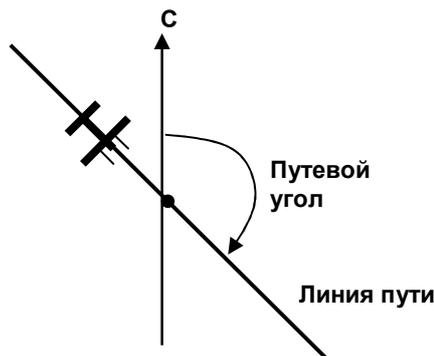


Рис. 3.5. Путевой угол

Определение курса самолета

Курсом самолета называется угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через самолет, и продольной осью самолета. Курс самолета может быть: истинным (ИК),

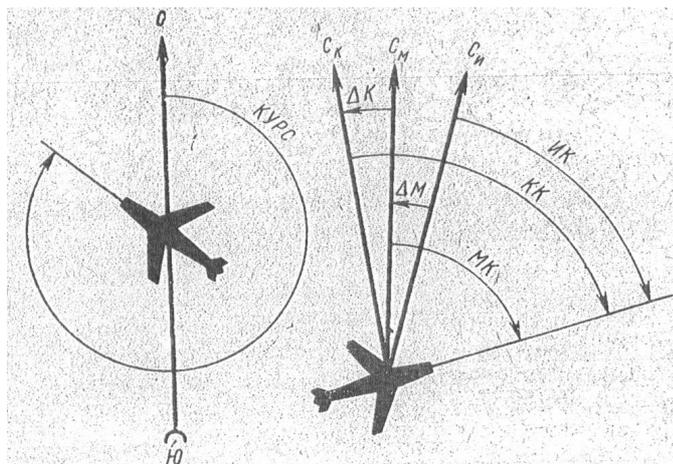


Рис. 3.6. Курс самолета: истинный, магнитный и компасный магнитным (МК) или компасным (КК) в зависимости от какого меридиана производится отсчет. Курс самолета отсчитывается от соответствующего меридиана по направлению движения часовой стрелки от 0 до 360° (рис. 3.6).

Курс самолета указывает магнитный компас. Показания магнитного компаса основаны на свойстве магнитной стрелки устанавливаться в направлении магнитного меридиана. На самолете стрелка магнитного компаса подвергается, кроме земного магнетизма, влиянию магнитных сил и источников постоянного электрического поля самолета. Вследствие этого она отклоняется от направления магнитного меридиана. Направление, по которому устанавливается на самолете магнитная стрелка компаса, называется компасным меридианом. Следовательно, между магнитным меридианом и компасным меридианом образуется угол. Угол, заключенный между северной частью магнитного меридиана и се-

верной частью компасного меридиана, называется девиацией магнитного компаса Δ_k (рис. 3.7). Девиация отсчитывается от северной части магнитного меридиана до северной части компасного меридиана. Если северное направление компасного меридиана отклонено к востоку от северного направления магнитного меридиана, то девиация компаса считается положительной и учитывается со знаком плюс, если к западу — девиация компаса считается отрицательной и учитывается со знаком минус.

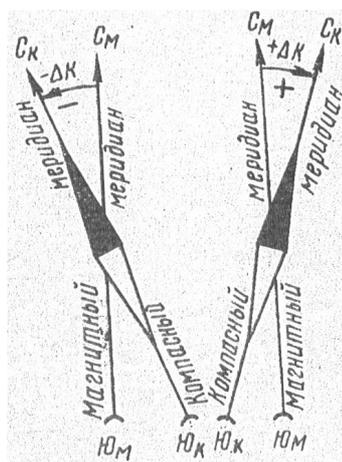


Рис. 3.7. Девиация магнитного компаса

Алгебраическая сумма $\Delta_k + \Delta_m$ или угол между истинным и компасным меридианами называется вариацией (Δ).

На каждом курсе самолета девиация компаса различна как по величине, так и по знаку. Величина и знак девиации магнитного компаса определяются в полете по графикам девиации, которые составлены заранее для каждого компаса на самолете. Полетные карты составлены относительно истинного меридиана, поэтому с них можно снять или проложить на них только истинные курсы.

По магнитному компасу, установленному на самолете, получают компасные курсы. Поэтому при выполнении различных навигационных расчетов необходимо делать пересчет от значения одного курса к другому. Истинный курс самолета (ИК) переводится в компасный курс (КК) для того, чтобы направить самолет по магнитному компасу с учетом девиации и магнитного склонения по заданному истинному путевому углу, измеренному на карте.

Компасный курс самолета (КК), отсчитанный по магнитному компасу, переводится в истинный курс (ИК) для того, чтобы проложить его на карте.

Перевод компасного курса в магнитный или истинный и обратно производится по формулам, где курсы: истинный (ИК), магнитный (МК) и компасный (КК), а также магнитное склонение (Δ_m) и девиация компаса (Δ_k) связаны между собой следующим соотношением:

$$\begin{aligned} \text{ИК} &= \text{МК} + (\pm \Delta_m); & \text{МК} &= \text{КК} + (\pm \Delta_k); \\ \text{ИК} &= \text{КК} + (\pm \Delta_k) + (\pm \Delta_m); & \text{КК} &= \text{МК} - (\pm \Delta_k). \end{aligned}$$

3.3. Навигационный треугольник скоростей

Для того, чтобы совершить полет самолета из одного пункта в другой по намеченной линии заданного пути при отсутствии ветра, необходимо взять магнитный курс, равный заданному магнитному путевому углу ($МК=ЗМПУ$), и вести самолет с этим курсом. При наличии ветра самолет с $МК = ЗМПУ$ не будет перемещаться по заданному маршруту полета, так как самолет под влиянием ветра будет отклоняться от линии заданного пути и, кроме того, изменит путевую скорость. При этом направление продольной оси самолета будет оставаться в прежнем положении, т. е. курс будет постоянным. Для того, чтобы самолет в течение всего полета перемещался по линии заданного пути, необходимо рассчитать курс следования с учетом влияния ветра на полет.

Курсом следования (КС) называется курс, рассчитанный с учетом угла сноса. Углом сноса (УС) называется угол, заключенный между продольной осью самолета и линией фактического пути. Угол сноса отсчитывается от продольной оси самолета до линии пути. Если снос правый, то УС считают положительным и обозначают знаком плюс; если снос левый, УС считают отрицательным и обозначают знаком минус.

Зная заданный путевой угол, измеренный на карте, и угол сноса, рассчитывают курс следования по формуле

$$КС=ПУ-(\pm УС).$$

Действие ветра на самолет не только создает угол сноса, но и изменяет путевую скорость самолета. Путевой скоростью называется скорость самолета относительно поверхности земли. Величина угла сноса и величина путевой скорости зависят от направления и скорости ветра, а также от истинной воздушной скорости самолета.

Истинная скорость – V_i (истинной называется скорость самолета относительно воздушной среды).

При штиле путевая скорость равна воздушной $W=V$; при попутном или попутно-боковом ветре она будет больше воздушной скорости $W>V$, а при встречном или встречно-боковом ветре меньше воздушной скорости $W<V$. Попутный или встречный ветер изменяет только величину путевой скорости самолета, не создает угла сноса. Таким образом, для полета самолета по линии заданного пути необходимо знать: курс следования, угол сноса и путевую скорость самолета.

Расчет курса следования КС, направления и величины угла сноса УС, а также путевой скорости W можно выполнять графическим способом — построением и решением навигационного треугольника скоростей, а также счетной навигационной линейки НЛ-10м.

Элементами навигационного треугольника скоростей являются:

V - воздушная скорость;

U - скорость ветра;

W - путевая скорость;
 $НВ$ - направление ветра (навигационное) - угол между северным направлением меридиана и вектором ветра;
 K — курс самолета;
 $УС$ — угол сноса;
 $ПУ$ — путевой угол;
 $УВ$ — угол ветра;
 $КУВ$ —курсовой угол ветра.

Скорость ветра U - скорость перемещения воздушной массы относительно земной поверхности.

Углом ветра $УВ$ называется угол, заключенный между линией пути самолета и направлением вектора скорости ветра. $УВ$ отсчитывается от линии пути по ходу часовой стрелки до направления вектора ветра в пределах от 0 до 360°. Угол ветра рассчитывают по формуле

$$УВ = НВ - ПУ \text{ или } УВ = \delta \pm 180^\circ - ПУ,$$

где δ — направление ветра метеорологическое.

Курсовым углом ветра $КУВ$ называется угол, заключенный между продольной осью самолета и направлением вектора скорости ветра. $КУВ$ отсчитывается от продольной оси самолета по ходу часовой стрелки от 0 до 360°.

$КУВ$ рассчитывают по формуле

$$КУВ = НВ - K, \text{ откуда } НВ = K + КУВ \text{ или } КУВ = УВ + УС.$$

Навигационный треугольник скоростей образован тремя векторами: вектором ветра U , вектором воздушной скорости V и вектором путевой скорости W (рис. 3.8).

Вектор воздушной скорости определяет курс следования самолета и величину воздушной скорости; вектор ветра определяет направление и величину скорости ветра; вектор путевой скорости определяет путевой угол и величину путевой скорости.

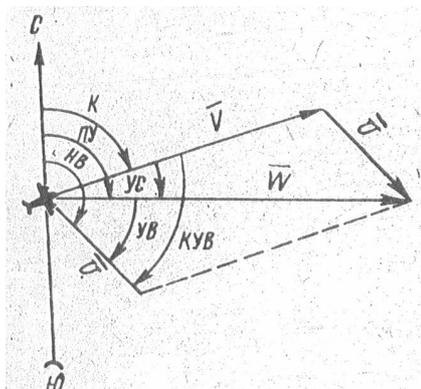


Рис. 3.8 Навигационный треугольник скоростей

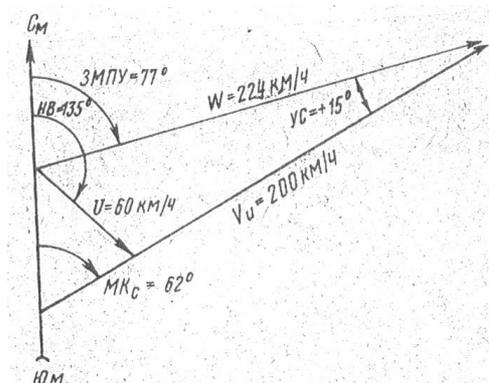


Рис. 3.9 Графическое построение навигационного треугольника скоростей

Направление вектора (δ м или НВ). Угол между магнитным меридианом и линией перемещений воздушной массы относительно земной поверхности.

Для расчета используются следующие зависимости между элементами навигационного треугольника скоростей:

1. $\bar{V} + \bar{U} = \bar{W}$
2. $W = V \cos \gamma_C + U \cos \gamma_B$ или $W \approx V + U \cos \gamma_B$
3. $\sin \gamma_C = \frac{U}{V} \sin \gamma_B$ или $\gamma_C \approx 60 \frac{U}{V} \sin \gamma_B$
4. $\sin \gamma_{C_{\max}} = \frac{U}{V}$ или $\gamma_{C_{\max}} \approx 60 \frac{U}{V}$
5. $\text{ПУ} = K + (\pm \gamma_C)$; $K = \text{ПУ} - (\pm \gamma_C)$; $\gamma_C = \text{ПУ} - K$;
6. $\gamma_B = \text{НВ} - \text{ПУ}$; $K \gamma_B = \text{НВ} - K$; $K \gamma_B = \gamma_B + (\pm \gamma_C)$;
7. $\frac{U}{V} = \frac{\sin \gamma_C}{\sin \gamma_B}$; $\frac{W}{V} = \frac{\sin(\gamma_C + \gamma_B)}{\sin \gamma_B}$; $\frac{U}{W} = \frac{\sin \gamma_C}{\sin(\gamma_C + \gamma_B)}$

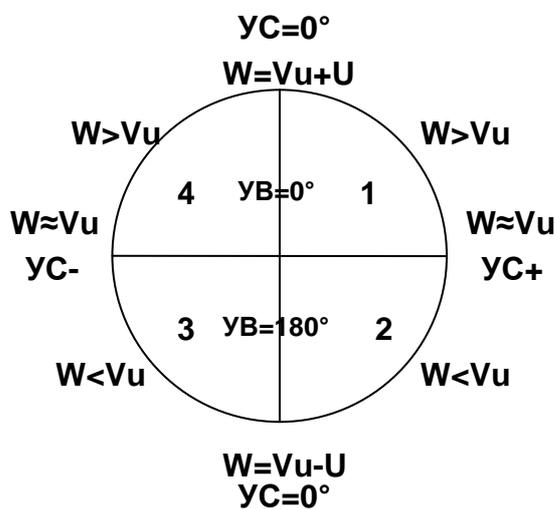


Рис.3.10. Зависимость путевой скорости и угла сноса от величины угла ветра

Глава IV. Высота полета и ее определение

4.1. Виды высот

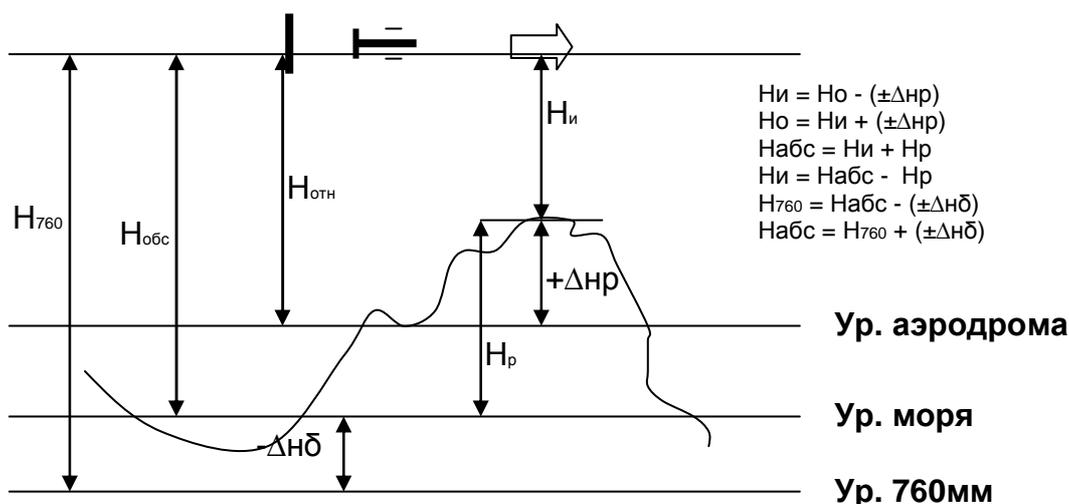


Рис. 4.1 Виды высот

Относительной высотой $H_{отн}$ называется высота полета самолета относительно уровня аэродрома вылета.

Истинной высотой $H_{и}$ называется высота полета самолета над уровнем пролетаемой местности: $H_{и} = H_{отн} - (\pm\Delta H_p)$, где ΔH_p – превышение или понижение пролетаемой местности относительно уровня аэродрома вылета. $\Delta H_p = H_m - H_{аэр}$, где H_m – высота пролетаемой местности относительно уровня моря; $H_{аэр}$ – высота аэродрома относительно уровня моря.

При полете самолета над местностью, которая не имеет превышения или понижения относительно аэродрома вылета, т.е. $\Delta H_p = 0$, истинная высота полета равна относительной $H_{и} = H_{отн}$.

Абсолютной высотой $H_{абс}$ называется высота полета самолета относительно уровня моря.

$$H_{абс} = H_{отн} + (\pm H_{аэр}) \text{ или } H_{абс} = H_{и} + (\pm H_m)$$

При взлете с поверхности моря и при полете над морем, если атмосферное давление над поверхностью моря постоянно, абсолютная, истинная и относительная высоты равны между собой, т.е. $H_{абс} = H_{и} = H_{отн}$

Барометрической высотой $H_{б}$ называется высота, измеряемая барометрическими высотомерами, по отношению к барометрическому давлению у Земли, установленному на высотомере.

Условной высотой H_{760} называется высота полета, измеряемая от какого-либо условно принятого уровня, например, по стандартному давлению 760 мм рт. ст.

В СССР основным нулем всех высот считался средний уровень Балтийского моря, точнее, нуль Кронштадтского футштока, который устанавливается по черте на медной дощечке, вделанной в каменный бык моста через Обвод-

ный канал в Кронштадте. Средний уровень Балтийского моря по Кронштадтскому футштоку выше на 0,704 м среднего уровня Черного моря, на 1,873 м выше уровня Тихого океана и ниже на 0,234 м уровня Белого моря.

Вообще средние уровни морей и океанов в разных частях одного и того же моря или океана не совпадают, так как на них действует приливно-отливная волна, которая в пределах одного бассейна непостоянна. Так, в селе Полярном на Мурманском берегу максимальная амплитуда приливно-отливной волны 4 м. Еще более значительна амплитуда в Тихом океане, где у берегов СССР в Японском море достигает 2,5 м, а в Пенжинской губе Охотского моря – 11,0 м.

Основным способом измерения высоты полета является барометрический, а вспомогательным — радиотехнический.

Барометрический высотомер основан на принципе измерения атмосферного давления, изменяющегося с высотой. При этом на шкале барометрического высотомера (при ее градуировке) вместо атмосферного давления в миллиметрах ртутного столба наносят высоту в метрах согласно формуле

$$H = 18400 \left(1 - \frac{t_{cp}}{273}\right) \lg \frac{P_o}{P_n}$$

где H — высота, м;

t_{cp} — средняя температура слоя воздуха, °С;

P_o — атмосферное давление у земли, мм рт. ст.;

P_n — атмосферное давление на высоте, мм рт. ст.

Существует и упрощенная формула

$$P_{o/m} = P_o + \frac{H_{aэp}}{11},$$

где знак (+) или (—) указывает знак рельефа.

Высотомер покажет относительную высоту, когда полет происходит по давлению аэродрома вылета и фактические данные соответствуют расчетным - стандартным, т. е. $P_o = 760$ мм рт. ст., $t_o = +15^\circ$ С и $t_{град} = 0,0065^\circ/\text{м}$.

Если полет происходит над равнинной местностью, имеющей такое же превышение, как и аэродром вылета, тогда истинная и относительная высоты совпадут.

В основу градуировки шкалы высотомера положены условия международной стандартной атмосферы, т. е. принято условно-атмосферное давление на уровне моря, равное 760 мм рт. ст, температура у земли $t_o = +15^\circ$ С и вертикальный температурный градиент $t_{град} = 0,00657$ м = $6,5^\circ/\text{км}$.

Изменение давления с изменением высоты характеризуется барометрической ступенью.

Барометрической ступенью называется расстояние по вертикали, на которое надо подняться или опуститься, чтобы атмосферное давление изменилось на 1 мм.

Величину барометрической ступени рассчитывают по формуле

$$H = \frac{8000(1 + \alpha t_H^o)}{P_n}$$

где H — барометрическая ступень, м;

t_H^o — температура воздуха на высоте, для которой определяется барометрическая ступень, °С;

α — коэффициент, равный 0,00366;

P_n — атмосферное давление на высоте, мм рт. ст.

Следовательно, величина барометрической ступени зависит от температуры и давления, например:

при атмосферном давлении у земли 760 мм рт. ст.; $t_H = +15^\circ\text{C}$ получим $H=10,5$ м, а при $t_H = 20^\circ\text{C}$ будет $H = 9,69$ м;

а на высоте 500 м атмосферное давление 716 мм рт. ст. $t_H = +11,7^\circ\text{C}$ получим $H=11,7$ м, а при $t_H = 20^\circ\text{C}$ будет $H = 10,3$ м.

Практически величину барометрической ступени до высоты 500 м можно считать равной 11 м, а с дальнейшим увеличением высоты барометрическая ступень также увеличивается, и на высоте 20 000 м она равна 155 м.

На практике вследствие того, что аэродромы не расположены на уровне моря, их давление приводят к уровню моря.

Приведенным атмосферным давлением к уровню моря называется такое атмосферное давление, которое покажет барометр, если его переместить по вертикали из данной точки на уровень моря.

Приведение атмосферного давления к уровню моря осуществляют по формуле

$$P_{o/m} = P_o + \frac{16000(1 + \alpha t^o) + H_{aэp}}{16000(1 + \alpha t^o) + H_{aэp}},$$

где $P_{o/m}$ - приведенное атмосферное давление к уровню моря;

P_o - атмосферное давление на уровне аэродрома, мм рт. ст.;

$H_{aэp}$ - превышение аэродрома, м;

α - коэффициент, равный 0,00366;

t^o - температура, °С.

Принцип действия высотомера основан на измерении атмосферного давления, изменяющегося с высотой по определенному закону.

Зависимость атмосферного давления воздуха от высоты (до $H = 11\ 000\ м$) выражается формулой

$$P_H = P_o \left(\frac{T_o - \alpha H}{T_o} \right)^{\frac{1}{\alpha} C},$$

где H – высота, м;

P_o - атмосферное давление у земли, *мм рт. ст.* (на уровне моря, равное *760 мм рт. ст.* при температуре $+15^\circ\text{C}$);

P_H - атмосферное давление на высоте H , *мм рт. ст.*

α - вертикальный температурный градиент, равный, $0,0065^\circ\text{C}$ на $1\ м$ высоты;

C — газовая постоянная, равная $29,27$;

T_o — абсолютная, температура у земли, $T_o = (273^\circ + 15^\circ)$.

При определении истинной высоты по показанию высотомера в полете или для расчета показания высотомера для полета на заданной истинной высоте следует учитывать инструментальные и методические ошибки высотомера, а также ошибку на топографический рельеф местности.

Инструментальная ошибка высотомера ΔH возникает вследствие несовершенства изготовления прибора и зависит от качества материала, из которого он сделан, и условий его эксплуатации. Каждый высотомер имеет свои инструментальные ошибки. Эти ошибки определяются для разных высот по заранее составленным графикам инструментальных поправок, расчет которых производится по формуле $\Delta H = H\delta - H_{пр}$.

Методические ошибки высотомера возникают вследствие несовпадения расчетных данных, принятых при градуировке шкалы прибора, с фактическими условиями полета. Методические ошибки учитываются при помощи навигационной линейки НЛ-10м.

Для определения методической ошибки высотомера необходимо знать температуру воздуха на высоте полета. Зная температуру воздуха на аэродроме вылета и вертикальный температурный градиент, можно определить температуру воздуха на высоте полета t_H до $11\ 000\ м$ по формуле

$$t_H = t_o - t_{gp} H,$$

где t_o — температура воздуха у земли;

t_{gp} - вертикальный температурный градиент, который при плюсовой температуре воздуха у земли берется 6° , при минусовой 4° на каждые $1000\ м$ высоты полета;

H — высота полета.

В полете температура воздуха определяется по наружному термометру.

Ошибки на топографический рельеф местности возникают исключительно из-за того, что высотомер показывает относительную высоту по-

лета, а не высоту над пролетаемой местностью. Для определения поправки на топографический рельеф местности относительно аэродрома вылета необходимо знать:

а) высоту аэродрома вылета над уровнем моря $H_{АЭР}$;

б) высоту местности, над которой пролетает самолет H_M . Рассчитывают поправку на топографический рельеф местности относительно аэродрома вылета по формуле $\Delta H_p = H_M - H_{АЭР}$.

Поправка топографического рельефа местности ΔH_p считается положительной (+ ΔH_p), если местность, над которой пролетает самолет, расположена выше аэродрома вылета самолета, и отрицательной (- ΔH_p), если местность, над которой пролетает самолет, расположена ниже аэродрома вылета.

Радиовысотомер

РВ-2 предназначен для измерения истинной высоты полета над поверхностью земли в пределах 0—1200 м.

Показания радиовысотомера следуют за изменением топографического рельефа местности и не зависят от метеорологических условий.

Он отмечает расположенные под самолетом отдельные крупные строения, овраги, возвышенности, берега рек и озер соответствующим изменением показаний высоты.

К недостаткам относится то, что РВ-2 не может показать высоту относительно впереди и с боку расположенной местности, а в горной местности покажет не истинную высоту полета, а расстояние от самолета до ближайшей наивысшей точки, при полете над густым лесом — высоту до вершин деревьев. Его показания ошибочны на разворотах, при продольных и поперечных кренах. Если высота выходит за пределы диапазона измерений, он может показать любую высоту.

Радиовысотомер применяется при полетах в сложных метеоусловиях, для пробивания облаков и захода на посадку, при низкой облачности и ограниченной видимости.

При заходе на посадку даются относительные высоты аэродрома посадки, следовательно, при пользовании радиовысотомером, показывающим истинную высоту полета, необходимо учитывать поправку на топографический рельеф местности зоны аэропорта.

Радиовысотомер, показывая истинную высоту в полете, будет давать переменные показания, зависящие от рельефа, поэтому пилотирование самолета по одному прибору невозможно. Рекомендуется использовать РВ-2 в сочетании с барометрическим высотомером.

При полете в горной местности им можно пользоваться в сочетании с барометрическим высотомером путем сопоставления показаний, если истинная высота не более 1200 м.

4.2. Расчет безопасных высот полета

Для обеспечения безопасности полета воздушных судов устанавливается:

- а) Безопасная высота круга полета над аэродромом (при его наличии);
- б) Безопасная высота в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА;
- в) Безопасная высота в районе аэродрома;
- г) Безопасная высота полета ниже нижнего (безопасного) эшелона;
- д) Нижний (безопасный) эшелон в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА;
- е) Нижний (безопасный) эшелон в районе аэроузла;
- ж) Нижний (безопасный) эшелон в районе ЕС ОрВД;
- з) Нижний (безопасный) эшелон полета по ППП (ПВП).

Безопасная высота круга полетов над аэродромом определяется с таким расчётом, чтобы истинная высота полета воздушного судна над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием) в полосе шириной 10 км (по 5 км в обе стороны от оси маршрута полета по кругу) составляла:

- при полетах по ПВП - не менее 100 м;
- при полетах по ППП не менее 200 м.

Безопасная высота полета в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА за исключением круга полётов определяется с таким расчётом, чтобы истинная высота полета воздушного судна над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием) была не менее 300 м.

Если разница в высотах препятствий в указанном районе не более 100 м, то устанавливается единая безопасная высота. При большей разнице определяются секторы (не более 4-х секторов) и безопасная высота полёта устанавливается для каждого сектора. Границы секторов (кратные 5°) указываются относительно магнитного меридиана и должны вводиться на удалении не менее 10 км от препятствия.

Высоты наивысших препятствий определяются относительно порога ВПП, имеющего меньшее превышение, округляются в сторону увеличения до значений, кратных 10 м.

Безопасная высота полета нижнего (безопасного) эшелона по ВПП устанавливается с таким расчетом, чтобы истинная высота полета (запас высоты над препятствием) составляла:

- а) над равнинной или холмистой местностью и водным пространством:
 - на скоростях 300 км/ч не менее 100 м;
 - на скоростях более 300 км/ч - 200 м;
- б) в горной местности:
 - горы 2000 м и менее - 300 м;
 - горы выше 2000 м - 600 м.

Полёты на высотах ниже нижнего (безопасного) эшелона по ПВП, а также по ППП с использованием средств огибания рельефа местности, могут вы-

полняться на минимальной допустимой высоте полёта, устанавливаемой соответствующими актами видов авиации.

Нижний (безопасный) эшелон полета по ППП определяется с таким расчётом, чтобы истинная высота полета воздушного судна над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием) в полосе шириной 50 км (по 25 км в обе стороны от оси маршрута) составляла не менее 600 м.

Нижний (безопасный) эшелон полета по ПВП может определяться с учетом максимального превышения препятствий в пределах ширины воздушной трассы или маршрута полета.

Безопасные высоты в расчетных условиях рассчитываются по Единой методике расчета высот (эшелонов) полета воздушного судна.

1. Расчет безопасной высоты круга полетов над аэродромом;

$$H_{БКР} = H_{НСТ} + \Delta H_{РЕЛ} + \Delta H_{ПРЕП} - \Delta H_1,$$

где $H_{НСТ}$ - установленное значение истинной высоты полета над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием) в полосе шириной 10 км (по 5 км в обе стороны от оси маршрута полёта по кругу) (100 м - при полетах по ПВП и 200 м - при полетах по ППП);

$H_{РЕЛ}$ - значение превышения наивысшей точки рельефа местности над низшим порогом ВПП в полосе шириной 10 м (по 5 км в обе стороны от оси маршрута полета по кругу);

$H_{ПРЕП}$ - максимальное значение превышения препятствий (естественные и искусственные) над наивысшей точкой рельефа местности в полосе шириной 10 км (по 5 км в обе стороны от оси маршрута полёта по кругу, округляемое до 10 км в сторону увеличения);

ΔH_1 - значение методической температурной поправки высотомера, которое учитывается при расчете на навигационной линейке или определяется по формуле:

$$\Delta H_1 = \frac{t_0 + 15}{300} \times H_{ИСПР}$$

$$H_{ИСПР} = H_{НСТ} + \Delta H_{РЕЛ} + \Delta H_{ПРЕП}$$

t_0 - температура воздуха на аэродроме.

При установлении высоты полета по кругу расчет ΔH_1 должен выполняться по минимальной температуре воздуха на аэродроме, отмеченной за период многолетних наблюдений.

2. Расчет безопасной высоты полета (высоты перехода) в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА (районе аэроузла)

$$H_{В(ПЕРЕХ)Р-НА_АЭР} = H_{НСТ} + \Delta H_{РЕЛ} + \Delta H_{ПРЕП} - \Delta H_1,$$

где $H_{НСТ}$ - установленное значение истинной высоты полета над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием) в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА (300 м);

$\Delta H_{РЕЛ}$ - значение превышения наивысшей точки рельефа местности над низшим порогом ВПП в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА;

$\Delta H_{ПРЕП}$ - максимальное значение превышения препятствий (естественные и искусственные) над наивысшей точкой рельефа местности в радиусе не более 50 км;

ΔH_1 - значение методической температурной поправки высотомера, которое учитывается при расчете на навигационной линейке или определяется по специальным формулам. При установлении безопасной высоты полета в районе аэродрома расчет ΔH_1 выполняется по минимальной температуре воздуха на аэродроме, отмеченной за многолетний период наблюдений.

Безопасная высота полета в районе аэроузла устанавливается по наибольшему значению безопасной высоты полета в районах аэродромов, входящих в аэроузел.

Высота перехода в районе аэродрома устанавливается не ниже безопасной высоты полета в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА, а в районе аэроузла - не ниже безопасной высоты полета района аэроузла.

3. Расчет безопасной высоты полета ниже нижнего (безопасного) эшелона:

$$H_{Б_НИЖЕ(БЕЗ)ЭШ} = H_{НСТ} + \Delta H_{РЕЛ} + \Delta H_{ПРЕП} - \Delta H_1,$$

где $H_{НСТ}$ - установленное значение истинной высоты полета над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием) при полетах ниже нижнего эшелона по ПВП, ГТПП (100м, 200м, 300 м, 600 м);

$\Delta H_{РЕЛ}$ - значение абсолютной высоты наивысшей точки рельефа местности на участке маршрута (МВЛ) в пределах их ширины при полетах по ПВП, а при полетах по ППП - в полосе шириной 50 км (по 25 км в обе стороны от оси маршрута или МВЛ);

$\Delta H_{преп}$ - максимальное значение превышения препятствий (естественные и искусственные) над наивысшей точкой рельефа местности на участке маршрута (МВЛ) в пределах полосы учета $\Delta H_{РЕЛ}$;

ΔH_1 - значение методической температурной поправки высотомера, которое учитывается при расчете на навигационной линейке или определяется по специальным формулам при условии, что t_o - температура воздуха у земли в точке минимального давления, а $H_{ИСПР} = H_{НСТ} + \Delta H_{РЕЛ} + \Delta H_{ПРЕП}$

4. Расчет нижнего (безопасного) эшелона полета:

$$H_{Б_НИЖЕ(БЕЗ)ЭШ} \geq H_{НСТ} + \Delta H_{РЕЛ} + \Delta H_{ПРЕП} + (760 - P_{мин.прин}) \times 11 - \Delta H_1,$$

где $H_{НСТ}$ - установленное значение истинной высоты полета над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием);

$\Delta H_{РЕЛ}$ - значение абсолютной высоты наивысшей точки рельефа местности над уровнем моря;

$\Delta H_{преп}$ - максимальное значение превышения препятствий (естественные и искусственные) над наивысшей точкой рельефа местности в пределах полосы учета $\Delta H_{РЕЛ}$;

$P_{мин.прин}$ - значение минимального атмосферного давления по маршруту (участку маршрута), ВТ за пределами района аэродрома (аэроузла), приведенное к уровню моря и времени полета с учетом барометрической тенденции;

ΔH_1 - значение методической температурной поправки высотомера, которое учитывается при расчете на навигационной линейке или определяется по специальным формулам, при условии, что t_0 - температура воздуха у земли в точке минимального давления, а

$$H_{ИСПР} = H_{НСТ} + \Delta H_{РЕЛ} + \Delta H_{ПРЕП} + (760 - P_{мин.прин}) \times 11.$$

5. Расчет нижнего (безопасного) эшелона (эшелона перехода) района аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА (района аэроузла):

$$H_{НИЖЕ(БЕЗ)ЭШ.ЭЭШ.ПЕРЕХР-НА_АЭР} \geq H_{ПЕРЕХ.Р-НА_АЭР} + 300 + H_{РЕЛ},$$

где $H_{ПЕРЕХ.Р-НА_АЭР}$ - значение высоты перехода в районе аэродрома в радиусе не более 50 км от КТА;

300 - установленное минимальное значение величины переходного слоя.

Расчет выполняется исходя из условия, что атмосферное давление аэродрома, приведенное к уровню моря, равняется стандартному.

При значении давления аэродрома, приведенного к уровню моря меньше стандартного на величину не более чем 27 мм рт. ст. в качестве нижнего (безопасного) эшелона устанавливается следующий верхний эшелон, а более чем на 27 мм рт. ст. - очередной верхний эшелон и т.д.

Нижний (безопасный) эшелон (эшелон перехода) района аэроузла устанавливается не ниже наибольшего значения нижнего (безопасного) эшелона (эшелона перехода) районов аэродромов, входящих в аэроузел.

6. Расчет нижнего (безопасного) эшелона (эшелона перехода) в районе ЕС ОрВД:

$$H_{НИЖЕ(БЕЗ)ЭШ.ЕС_ОрВД} = H_{ПЕРЕХ.Р-НА_ЕС_ОрВД} + 600,$$

где $H_{ПЕРЕХ.Р-НА_ЕС_ОрВД}$ - значение высоты перехода в пределах района ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД);

600 - установленное значение, состоящее из установленной величины переходного слоя (300 м) и минимального интервала вертикального эшелонирования (300 м).

Расчет выполняется исходя из условия, что атмосферное давление в пределах района ЕС ОрВД (установленного участка, района ЕС ОрВД), приведенное к уровню моря, равняется стандартному.

При значении давления в районе ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД), приведенного к уровню моря, меньше стандартного давления на величину не более чем 27 мм рт. ст. в качестве нижнего (безопасного) эшелона устанавливается следующий верхний эшелон, а более чем 27 мм рт. ст. – очередной верхний эшелон и т.д.

7. Расчет высоты перехода района ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД):

$$H_{\text{ПЕРЕХ.Р-НА_ЕС_ОрВД}} = H_{\text{НСТ}} + \Delta H_{\text{РЕЛ}} + \Delta H_{\text{ПРЕП}} - \Delta H_1,$$

где $H_{\text{НСТ}}$ - установленное значение истинной высоты полета над наивысшим препятствием (запас высоты над препятствием) в пределах района ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД);

$H_{\text{РЕЛ}}$ - значение абсолютной высоты наивысшей точки рельефа местности над уровнем моря в пределах района ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД);

$\Delta H_{\text{ПРЕП}}$ - максимальное значение превышения препятствий (естественные и искусственные) над наивысшей точкой рельефа местности в пределах района ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД);

ΔH_1 - значение методической температурной поправки высотомера, которое учитывается при расчете на навигационной линейке или определяется по специальным формулам, при условии, что t_o - температура воздуха у земли в наивысшей точке рельефа местности в пределах района ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД), отмеченная за период многолетних наблюдений, а $H_{\text{ИСПР}} = H_{\text{НСТ}} + \Delta H_{\text{РЕЛ}} + \Delta H_{\text{ПРЕП}}$.

Гл. V. Скорости полета

5.1. Определение воздушной скорости

Истинной воздушной скоростью $V_{\text{И}}$ называется скорость самолета относительно воздушной среды. На величину воздушной скорости ветер не оказывает никакого влияния.

Величина воздушной скорости зависит от режима работы двигателя, аэродинамических качеств самолета и плотности воздуха на высоте полета.

Каждый тип самолета обладает известным диапазоном воздушных скоростей полета. Величина воздушной скорости может меняться в зависимости от режима полета. В практике самолетовождения различают следующие режимы воздушных скоростей самолета, относящиеся к горизонтальному полету:

минимальная скорость — наименьшая скорость, при которой самолет может лететь горизонтально;

экономическая скорость — горизонтальная скорость с наименьшей мощностью двигателя, с наименьшим расходом топлива в единицу времени;

наивыгоднейшая скорость — несколько больше, чем экономическая скорость, получается при уменьшении экономического угла атаки. При полете на этой скорости расходуется наименьшее количество топлива на 1 км воздушного пути и, следовательно, самолет может пройти наибольшее расстояние при данном запасе топлива. Она составляет 0,65—0,7 от максимальной скорости;

максимальная скорость — наибольшая скорость, при которой самолет может пролететь данное расстояние за единицу времени;

крейсерская скорость — эксплуатационная скорость самолета. Она бывает порядка 0,85—0,9 от максимальной скорости самолета.

Знание режимов воздушных скоростей необходимо для выполнения целого ряда различных задач: самолетовождения, аэрофотосъемки и т. п.

Воздушная скорость измеряется на самолете при помощи аэродинамического указателя скорости в километрах в час. Указатели скорости бывают однострелочные (УС) и комбинированные, двухстрелочные (КУС).

Принцип действия однострелочного указателя скорости УС основан на измерении скоростного напора встречного потока воздуха в полете, набегающего на самолет. Зависимость скоростного напора от воздушной скорости без учета сжимаемости воздуха выражается формулой

$$q = \frac{\rho V^2}{2}$$

где q — скоростной напор;

ρ -- плотность воздуха на высоте полета.

Величина скоростного напора, как видно из формулы, зависит от скорости полета и плотности воздуха.

Принцип действия комбинированного двухстрелочного указателя скорости КУС основан на измерении скоростного напора встречного потока воздуха в полете с автоматическим введением поправки на плотность воздуха. Зависимость между воздушной скоростью и скоростным напором с учетом сжимаемости воздуха для дозвуковых скоростей полета выражается формулой

$$q = P \left[\left(1 + 0,145 \frac{\rho V^2}{2} \right)^{3,44} - 1 \right]$$

где P - статическое давление воздуха на высоте полета.

На основании этой формулы выполняются расчет скоростного напора и тарировка шкалы КУС для различных скоростей полета (и условиях международной стандартной атмосферы), т. е.

$$P_0 = 1,33 \text{ кг/см}^2; \rho = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2 / \text{м}^4; t_0 = +15^\circ \text{ C}$$

Для целей самолетовождения необходимо знать истинную воздушную скорость полета самолета $V_{и}$. Показания указателя скорости на высоте полета, как правило, не соответствуют истинной воздушной скорости. При выполнении навигационных расчетов необходимо переходить от показания указателя ско-

рости к истинной воздушной скорости и наоборот. При определении показания указателя скорости для полета с заданной истинной воздушной скоростью на заданной высоте или при определении истинной воздушной скорости по показанию указателя скорости необходимо учитывать инструментальные, методические и аэродинамические ошибки приборов.

5.2. Ошибки указателя воздушной скорости

Указателю воздушной скорости свойственны три рода ошибок инструментальные, аэродинамические и методические.

Инструментальные ошибки зависят от качества изготовления и свойств материалов, из которых изготовлен прибор, а также от условий эксплуатации, они учитываются специальным графиком поправок, который является строго индивидуальным документом, характеризующим данный экземпляр прибора, и прилагается к нему.

Аэродинамические ошибки ΔV_A возникают вследствие искажения воздушного потока в том месте, где установлен приемник воздушного давления. Характер и величина этих ошибок зависит от типа самолета, места установки приемника воздушного давления и скорости полета. При больших скоростях поток воздуха вокруг самолета искажается. Вследствие этого воспринимаемое приемником давление оказывается неправильным и в показаниях указателя скорости возникают аэродинамические ошибки. На скоростных самолетах они могут достигать 30-40 км/ч. Аэродинамические ошибки определяют на заводе при выпуске самолета и заносят в специальный график или таблицу поправок. На некоторых самолетах для упрощения учета поправок указываются скорости, составляется таблица суммарных поправок, учитывающая инструментальные и аэродинамические ошибки.

Методические ошибки возникают вследствие несовпадения фактической плотности воздуха с плотностью, принятой при расчетах шкалы указателя скорости.

Принцип работы указателей скорости основан на измерении скоростного напора q , приближенное значение которого равно $0,5\rho V^2$, т.е. скоростной напор является функцией плотности воздуха ρ и воздушной скорости полета. При тарировке шкалы указателя скорости массовая плотность воздуха берется равной $0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2 / \text{м}^4$. Поэтому показания указателя скорости верны только при стандартной плотности воздуха, которая бывает у земли при давлении 760 мм рт.ст. и температуре $+15^{\circ} \text{C}$. Фактическая плотность воздуха часто отличается от расчетной. С увеличением высоты плотность воздуха уменьшается, вследствие чего указатель скорости показывает скорость меньше истинной.

Ошибка указателя скорости, зависящая от плотности воздуха, учитывается при помощи навигационной линейки по температуре воздуха. Кроме того, эта ошибка может быть учтена путем приближенного вычисления в уме.

Методическая ошибка указателя скорости возникает также вследствие сжимаемости воздуха. При полете на скорости более 350-400 км/ч воздух впереди самолета сжимается и его плотность увеличивается, что вызывает увеличение скоростного напора и, следовательно, завышение показаний указателя скорости.

Учесть заранее эти ошибки при тарировании шкалы однострелочного указателя скорости нельзя, т.к. сжимаемость воздуха зависит не только от скорости полета, но и от плотности воздуха (высота полета).

Ошибки от сжимаемости воздуха, особенно на больших высотах, могут быть значительными (табл. 5.1) и поэтому их необходимо учитывать при расчете скоростей.

Таблица 5.1

Поправки к указателю скорости на сжимаемость воздуха

Высота полета, м	Скорость полета $V_{IP}, км/ч$					
	300	400	500	600	700	800
2000	1	2	3	4	7	9
4000	2	4	6	10	16	23
6000	3	6	11	18	27	39
8000	4	9	17	28	41	53
10000	6	13	24	40	56	80
12000	9	19	34	56	78	98
14000	12	26	48	73	97	118

Поправки к указателю скорости на сжимаемость воздуха $\Delta V_{сж}$ берутся из табл. 5.1 со знаком минус.

Методические ошибки приводят к значительному расхождению приборной скорости с истинной, особенно при полетах на больших высотах и скоростях. Поэтому для скоростных и высотных самолетов разработаны двухстрелочные комбинированные указатели скорости, измеряющие как приборную скорость, которая используется для пилотирования самолета, так и истинную, используемую для целей самолетовождения.

5.3. Пересчет показаний комбинированного указателя скорости КУС

Комбинированный указатель скорости КУС-1200 измеряет приборную индикаторную воздушную скорость V_{IP} и приборную истинную воздушную скорость V_{KVC} . На КУС приборную индикаторную воздушную скорость V_{IP} показывает широкая стрелка в пределах от 150 до 1200 км/ч, а приборную истинную воздушную скорость V_{KVC} — узкая стрелка в пределах от 400 до 1200 км/ч. Прибор работает в диапазоне высот от 0 до 15 000 м при допустимых температурах воздуха от +50° до—60° С.

Показания приборной индикаторной воздушной скорости V_{KVC} по широкой стрелке используются пилотами для выдерживания скоростей при взлете,

маневрировании в районе аэродрома, планировании и посадке, установленных на этих этапах полета для данного типа самолета.

Показания истинной воздушной скорости $V_{КВС}$ по узкой стрелке используются штурманом для навигационных расчетов. Следует учесть, что шкала КУС оттарирована для показаний приборной истинной воздушной скорости $V_{КВС}$ с учетом сжимаемости воздуха по всему диапазону шкалы, для показаний приборной индикаторной воздушной скорости $V_{ИП}$ - без учета сжимаемости воздуха.

Методическая погрешность указателя приборной истинной воздушной скорости $V_{КВС}$ по узкой стрелке КУС связана только с несоответствием фактической температуры воздуха с расчетной на высоте полета. Пересчет показаний приборной истинной воздушной скорости $V_{КВС}$ по узкой стрелке в истинную воздушную скорость $V_{И}$ и наоборот выполняют на навигационной линейке НЛ-10 м. Пересчитывают показания приборной индикаторной воздушной скорости $V_{ИП}$ по широкой стрелке КУС в истинную воздушную скорость $V_{И}$ и наоборот также на НЛ-10 м.

5.4. Расчет истинной воздушной скорости по показанию однострелочного указателя скорости

Истинная воздушная скорость по показанию однострелочного указателя скорости, рассчитывается по формуле

$$V_{И} = V_{ИП} + (\pm\Delta V) + (\pm\Delta V_M),$$

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

ΔV — инструментальная поправка указателя воздушной скорости;

ΔV_M — методическая поправка указателя воздушной скорости на изменение плотности воздуха.

Рассмотренная формула применяется для расчета истинной скорости при полете на самолетах с поршневыми двигателями.

5.5. Расчет приборной воздушной скорости для однострелочного указателя скорости

Приборная воздушная скорость рассчитывается для того, чтобы по указателю скорости выдерживать в полете, если это требуется, заданную истинную воздушную скорость. Приборная воздушная скорость рассчитывается по формуле

$$V_{ИП} = V_{И} - (\pm\Delta V_M) - (\pm\Delta V)$$

5.6. Расчет истинной и приборной воздушной скорости «в уме»

В полете не всегда имеется возможность рассчитать воздушную скорость с помощью навигационной линейки. Поэтому необходимо уметь приближенно рассчитать скорость «в уме». Кроме того, такой расчет позволяет контролировать правильность инструментальных вычислений и тем самым предотвращать в них грубые ошибки.

Для приближенного расчета воздушной скорости «в уме» нужно запомнить методические поправки к указателю скорости на основных высотах полета. Обычно эти поправки даются в процентах от скорости полета (табл. 5.2).

Таблица 5.2

Методические поправки указателя скорости

$H_{ПР}, м$	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
$\Delta V_M, \%$	5	10	15	20	25	30	40	50	60	70

При определении истинной скорости методические поправки прибавляются к скорости по прибору, а при определении приборной скорости вычитаются из заданной истинной скорости. Остальные поправки указателя скорости, если они имеются, учитываются при расчете скорости «в уме» по общим правилам.

5.7. Расчет истинной воздушной скорости по показанию широкой стрелки комбинированного указателя скорости

На скоростных самолетах для измерения воздушной скорости устанавливается комбинированный указатель скорости КУС-1200. Его широкая стрелка показывает приборную воздушную скорость, а узкая — приближенное значение истинной воздушной скорости.

Истинная скорость по показанию широкой стрелки КУС рассчитывается по формуле

$$V_{И} = V_{ПР} + (\pm \Delta V) + (\pm \Delta V_A) + (-\Delta V_{СЖ}) + (\pm \Delta V_M),$$

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

ΔV - инструментальная поправка указателя скорости для широкой стрелки;

ΔV_A — аэродинамическая поправка указателя скорости;

$\Delta V_{СЖ}$ — поправка на сжимаемость воздуха;

ΔV_M — методическая поправка указателя скорости на изменение плотности воздуха.

5.8. Расчет истинной воздушной скорости по узкой стрелке КУС

Узкая стрелка КУС связана с дополнительным механизмом, состоящим из блока анероидных коробок, которые автоматически вводят методическую поправку, а изменение плотности воздуха с высотой полета, если температура воздуха изменяется с высотой в соответствии со стандартной атмосферой. Поэтому при температуре на высоте полета, не соответствующей расчетной, узкая стрелка будет указывать истинную скорость с некоторой погрешностью.

Кроме того, узкая стрелка показывает воздушную скорость, автоматически учитывая поправку на сжимаемость воздуха.

Таблица 5.3

Приборные и аэродинамические поправки комбинированного указателя скорости.

$V, \text{км/ч}$	$\Delta V_{\text{ПР}}, \text{км/ч}$	$\Delta V_{\text{ИСТ}}, \text{км/ч}$	$\Delta V_A, \text{км/ч}$
100	0	-	-
150	-2	-	-
200	-4	-	-4
250	0	-	-5
300	+3	-	-12
350	+5	-	-17
400	+6	+3	-20
450	+4	+5	-24
500	0	+6	-28
550	-5	+3	-30
600	-7	0	-
700	-9	-4	-

Таким образом, при расчете истинной скорости по узкой стрелке КУС необходимо иметь инструментальную, аэродинамическую и методическую температурную поправки. Истинная воздушная скорость по узкой стрелке КУС рассчитывается по формуле:

$$V_{\text{И}} = V_{\text{ПР.КУС}} + (\pm \Delta V) + (\pm \Delta V_A) + (\pm \Delta V_t),$$

где $V_{\text{ПР.КУС}}$ — показание узкой стрелки;

ΔV — инструментальная поправка указателя для узкой стрелки;

ΔV_A — аэродинамическая поправка указателя скорости; ΔV_t — методическая температурная поправка указателя скорости.

5.9. Расчет показания широкой стрелки КУС для заданной истинной скорости

Приборная скорость для широкой стрелки КУС рассчитывается по формуле:

$$V_{IP} = V_{II} - (\pm \Delta V_M) - (\pm \Delta V_{CЖ}) - (-\Delta V_A) + (\pm \Delta V).$$

5.10. Определение соотношений между числом М и воздушной скоростью на НЛ-10м

Числом М называется отношение истинной воздушной скорости полета самолета к скорости распространения звука в воздушной среде. Число М рассчитывается по формуле

$$M = \frac{V_{II}}{a},$$

где V_{II} — истинная воздушная скорость полета;

a — скорость распространения звука в воздушной среде.

Число М зависит не только от истинной воздушной скорости полета, но и от температуры воздуха, которая влияет на скорость распространения звука в воздушном пространстве. Рассчитывают скорость распространения звука в воздушной среде по формуле

$$a = 20,1\sqrt{273^0 + t_H}.$$

Следовательно,

$$M = \frac{V_{II}}{a} = \frac{V_{II}}{20,1\sqrt{273^0 + t_H}}.$$

Число М является показателем сжимаемости воздуха. Чем больше число М, тем сильнее проявляется в полете сжимаемость воздуха, так как с увеличением высоты полета вследствие понижения температуры воздуха уменьшается скорость распространения в воздушном пространстве. По условиям международной стандартной атмосферы, если для $H=0$ $a = 340$ м/сек, то для $H= 11000$ м $a = 295$ м/сек. При полетах на высотах выше 11 000 м температура воздуха принимается постоянной и равной $t_H = -56,5^\circ\text{C}$ по МСА. Следовательно, скорость звука на этих высотах будет постоянной и равной

$$a = 20,1\sqrt{273^0 - 56,5^0} = 295 \text{ м/сек}.$$

Число М, скорость звука a , истинную воздушную скорость V_{II} , а также температуру воздуха на высоте полета t_H можно рассчитать на навигационной линейке НЛ-10м.

Если известны число М и температура наружного воздуха на высоте полета t_H , то можно рассчитать на НЛ-10 истинную воздушную скорость.

Число M определяется для каждого типа самолета в процессе летных испытаний. Для сохранения устойчивости и управляемости полета воспрещается превышать воздушную скорость полета, определяемую допустимым числом M , хотя показания приборной и истинной воздушной скорости по КУС-1200 не выходят из ограничений. Например, самолет летит с приборной скоростью $V_{\text{пр}} = 500 \text{ км/ч}$ на высоте 12000 м, истинная воздушная скорость полета будет $V_{\text{и}} = 912 \text{ км/ч}$, а число $M = 0,857$. А если самолет летит с этой же воздушной скоростью по прибору $V_{\text{пр}} = 500 \text{ км/ч}$, но на высоте 1000 м, то истинная воздушная скорость будет всего лишь $V_{\text{и}} = 517 \text{ км/ч}$, а число $M = 0,43$.

Так как для реактивных и турбовинтовых самолетов максимальную воздушную скорость ограничивают из условий устойчивости и управляемости, а также прочности самолета, то в полете на больших высотах следует контролировать полет по указателю числа M , установленному на самолете.

Гл. VI. Наземные и бортовые радиотехнические средства

6.1. Самолетовождение с использованием радиокompаса

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

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

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

Автоматический радиокompас (АРК) является приемным устройством направленного действия, позволяющим определять направление на передающую радиостанцию. АРК совместно с приводными и радиовещательными станциями относится к угломерным системам самолетовождения.

Для использования радиокompаса в целях самолетовождения экипажу необходимо знать следующие данные о приводных и радиовещательных станциях:

- а). Место расположения (координаты);
- б). Частоту и позывные;
- в). Вид передачи;

г). Время работы и мощность.

В комплексе с геотехническими средствами радиоконпас позволяет решать следующие задачи самолетовождения:

- 1). Выполнение полета от радиостанции или на нее в заданном направлении;
- 2). Осуществлять контроль пути по направлению и дальности;
- 3). Определять момент пролета радиостанции или ее траверза;
- 4). Определять место самолета и навигационные элементы полета;
- 5). Выполнять пробивание облачности и заход на посадку в сложных метеоусловиях.

6.2. Полет от радиостанции

Полет от радиостанции в заданном направлении может быть выполнен в том случае, если она расположена на ЛЗП м ИПМ, ППМ или контрольном ориентире.

В этом случае полет осуществляется одним из следующих способов:

с выходом на ЛЗП;

с выходом в КПМ (ППМ).

Пеленги, определяемые при полете от радиостанции, можно использовать для контроля пути по направлению.

При полете от радиостанции контроль пути по направлению осуществляется сравнением МПС с ЗМПУ. В результате этого сравнения определяется боковое уклонение самолета от ЛЗП. Если $МПС = ЗМПУ$ или отличается не более чем на 2 градуса, то самолет находится на ЛЗП, если МПС больше ЗМПУ, то самолет находится правее ЛЗП, а если меньше, - левее (рис. 6.1).

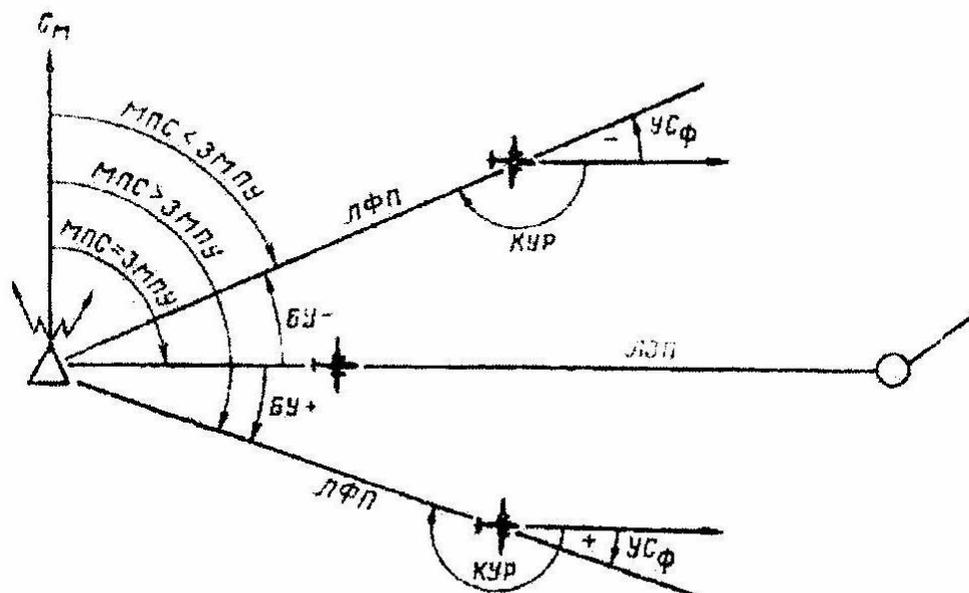


Рис 6.1. Контроль пути по направлению при полете от радиостанции

Боковое уклонение и фактический угол сноса определяется по формулам:
 $БУ = МПС - ЗМПУ$; $УС_{\phi} = МПС - МК$; $УС_{\phi} = КУР - 180^{\circ}$.

Магнитный пеленг самолета

$$МПС = МК + КУР \pm 180^{\circ} .$$

В практике МПС определяется с помощью указателя курса угла по упрощенной формуле

$$МПС = МК \pm \alpha ,$$

где $\alpha = КУР - 180^{\circ}$. Знак плюс берется, если $КУР > 180^{\circ}$, знак минус, если $КУР < 180^{\circ}$. При $КУС = 180^{\circ}$ $МПС = МК$

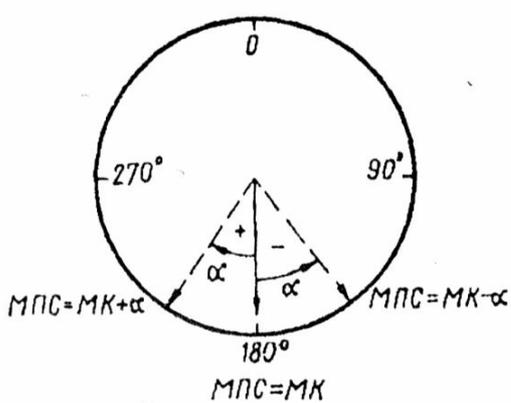


Рис 6.2. Определение МПС с помощью указателя курсовых углов

6.3. Полет на радиостанцию

Полет на радиостанцию может быть выполнен пассивным или активным способом.

В свою очередь активный полет на радиостанцию может быть выполнен одним из следующих способов:

- 1) с выходом на ЛЗП;
- 2) с выходом в КПМ (ППМ);
- 3) с любого направления подбором курса следования.

Пеленги, определяемые при полете на радиостанцию, можно использовать для контроля пути по направлению.

Контроль пути по направлению при полете на радиостанцию осуществляется сравнением МПР с ЗМПУ. В результате этого сравнения определяется дополнительная поправка (ДП). Если $МПР = ЗМПУ$, то самолет находится на ЛЗП, если МПР меньше ЗМПУ, то самолет находится правее ЛЗП, если больше – левее ЛЗП.

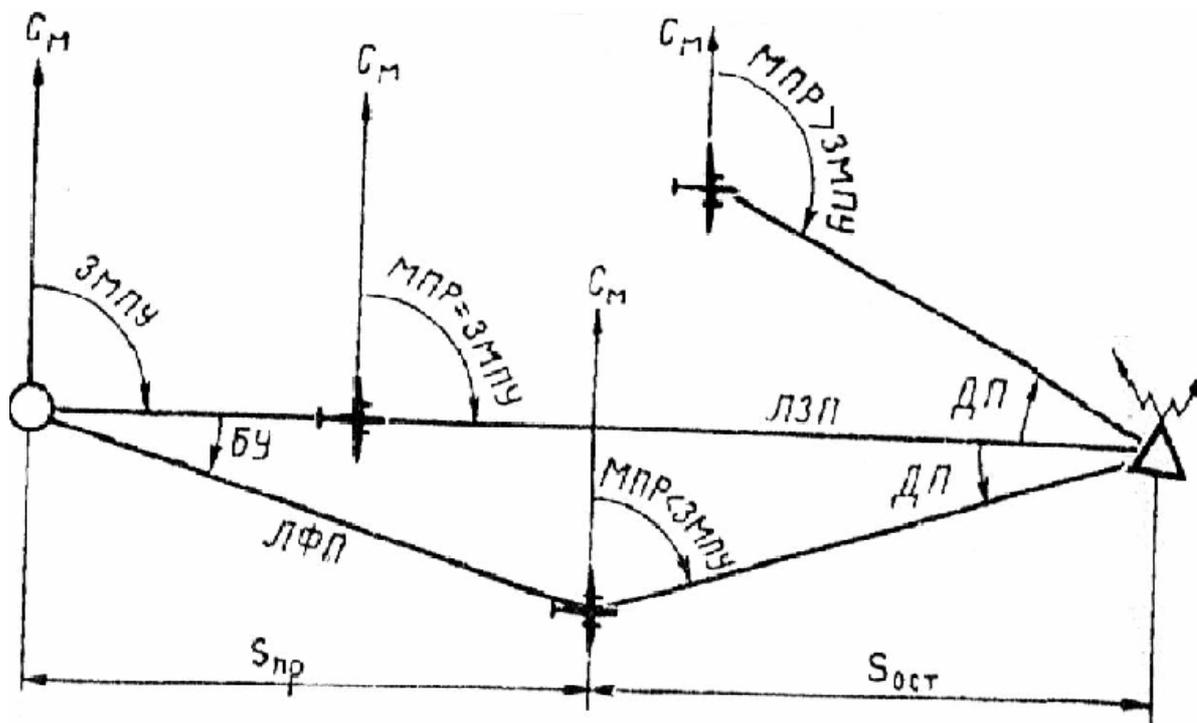


Рис 6.3 Контроль пути по направлению при полете на радиостанцию.
Магнитный пеленг радиостанции

$$MPP = MK + КУР.$$

В практике полетов МПР определяется с помощью указателя курсовых углов по упрощенной формуле:

$$MPP = MK \pm \alpha.$$

Знак плюс берется, если $\alpha = КУР$, т.е. радиостанция справа впереди, а знак минус – если $\alpha = КУР - 360^\circ$, т.е. радиостанция слева впереди.

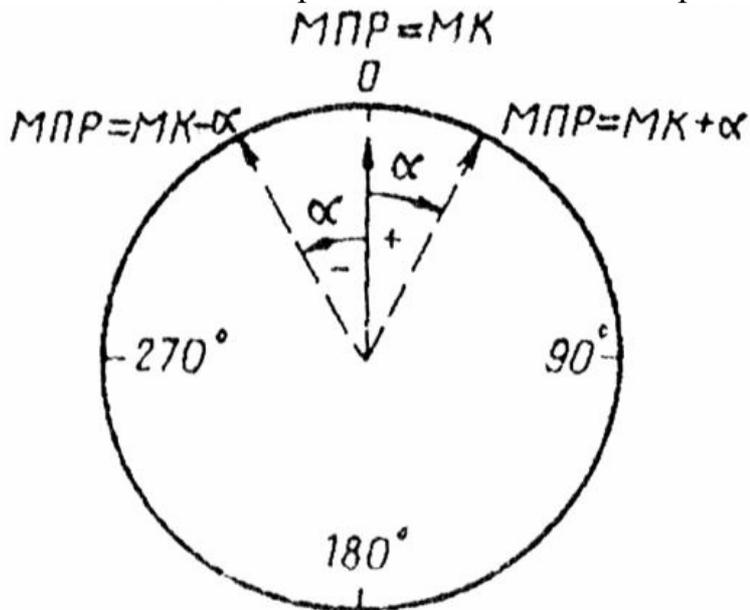


Рис 6.4 Определение МПР с помощью указателя курсовых углов
Дополнительная поправка, боковое уклонение и фактический угол сноса определяются по формулам:

$$ДП = ЗМПУ - МПР$$

$$БУ = \frac{S_{ост}}{S_{пр}} \cdot ДП$$

$$УС_{\phi} = (\pm УС_p) + (\pm БУ)$$

или с помощью НЛ-10м



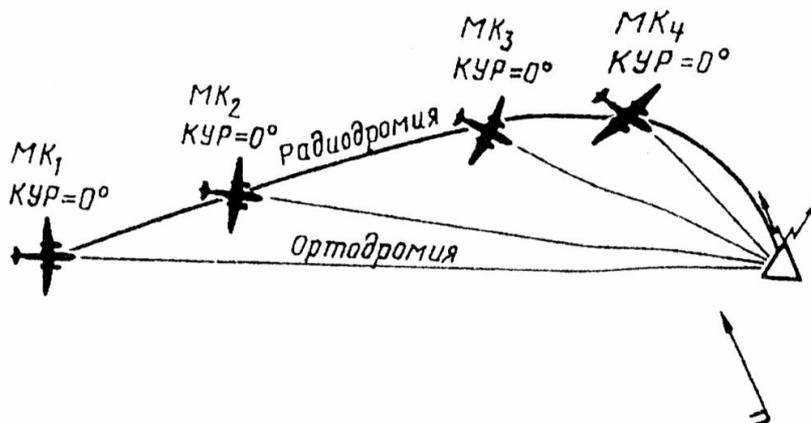
6.4. Полет на радиостанцию пассивным способом

Сущность пассивного способа полета на радиостанцию заключается в том, что стрелка указателя радиокомпаса удерживается на $KУР = 0^\circ$ в течение всего полета до выхода на радиостанцию.

В этом случае $МК = МПР$.

Порядок пассивного полета следующий:

- 1) настроить радиокомпас на радиостанцию, прослушать позывные и убедиться в работе радиостанции и радиокompаса;
- 2) доворотом самолета установить стрелку указателя на $KУР = 0^\circ$;
- 3) пилотировать самолет так, чтобы стрелка указателя была на $KУР = 0^\circ$.



При боковом ветре траектория полета искривляется, отклоняясь от первоначального направления на радиостанцию. Кривая, по которой движется самолет при боковом ветре, выдерживая $KУР = 0^\circ$, называется радиодромией. Форма и длина радиодромии зависят от воздушной скорости самолета, скорости и угла ветра.

Чем больше скорость бокового ветра, тем больше удлинение пути и отклонение радиодромии от ортодромии.

Пассивный способ полета на радиостанцию имеет следующие недостатки:

- а) при наличии бокового ветра самолет следует не по ЛЗП;
- б) при сильном боковом ветре заметно удлиняется путь, увеличиваются время полета и расход топлива;
- в) в горной местности вследствие отклонения радиодроми от ЛЗП не обеспечивается безопасность полета;
- г) при отказе радиокompаса или выключении радиостанции экипаж оказывается в затруднительном положении, так как самолет не находится на ЛЗП и курс следования на радиостанцию не подобран.

В силу этих причин в полетах по воздушным трассам пассивный способ не применим. Его целесообразно использовать для вывода самолета в район аэродрома с небольших расстояний (30—50 км).

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

Современные самолеты оснащены такими техническими средствами самолетовождения, которые обеспечивают выполнение полетов в различное время суток, над любой местностью и в любых метеорологических условиях.

В настоящее время средства самолетовождения развиваются по пути их автоматизации с максимально возможным освобождением экипажа от различных операций и штурманских расчетов.

Разнообразные технические средства самолетовождения, имеющиеся в распоряжении экипажей самолетов гражданской авиации, при умелом их использовании позволяют выполнять полеты точно по заданному маршруту и обеспечивать прибытие самолета в пункт назначения в заданное время.

Основой успешного самолетовождения является комплексное применение технических средств, которое заключается в том, что самолетовождение осуществляется с помощью не одного какого-либо средства, а нескольких. При этом результаты навигационных определений, полученные с помощью одних средств, уточняются с помощью других средств. Такое дублирование исключает возможность допущения грубых ошибок, повышает точность и надежность самолетовождения.

Для решения задач самолетовождения пилот должен выбирать такое сочетание средств из имеющихся в его распоряжении, которое в данной навигационной обстановке обеспечит наибольшую точность и безопасность полета.

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

Авиационная техника и технические средства самолетовождения непрерывно развиваются. Современные самолеты оснащаются автоматизированными

навигационными комплексами, значительно повышающими точность, надежность и безопасность самолетовождения. Широкое применение получают системы для автоматического самолетовождения по маршруту и для автоматического захода на посадку.

Для эксплуатации современных самолетов и самолетов ближайшего будущего нужны высококвалифицированные пилоты, глубоко знающие теорию и в совершенстве владеющие практикой самолетовождения.

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.

НЛ-10м позволяет решать следующие основные задачи:

1. Расчет элементов ($УС$, W , $МК$ и t) по известному ветру;
2. Определение скорости и направления ветра;
3. Определение пройденного расстояния, скорости и времени полета;
4. Учёт методических ошибок барометрических высотомеров и указателей воздушной скорости;
5. Определение радиуса виража и времени разворота на 360° и на заданный угол;
6. Определение значений тригонометрических функций, умножение и деление чисел на тригонометрические функции углов.

Кроме того, НЛ-10м позволяет решать многие специальные и математические задачи.

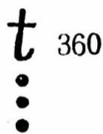
Навигационная линейка состоит из корпуса, движка и визирки. На корпусе и движке нанесены шкалы, индексы, формулы и надписи.

Знаки и индексы, нанесенные на линейке.

π
⋮

$= 3,14$ - отношение длины окружности к диаметру;

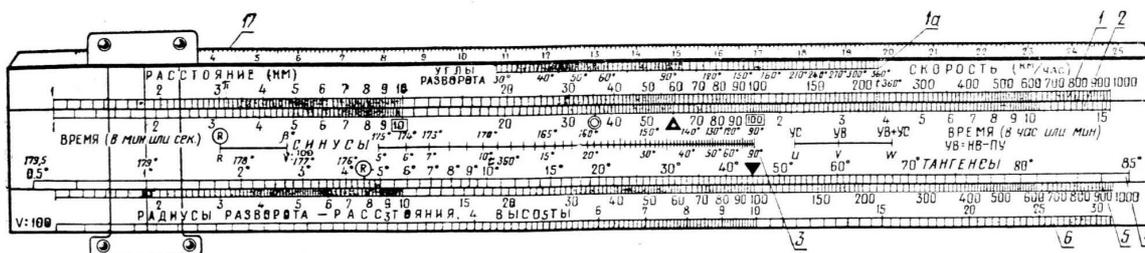
нанесен на шкале 1 и может использоваться для решения задач, связанных с определением длины окружности;



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



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



Навигационная линейка НЛ-10м



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



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



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



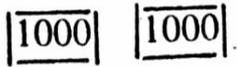
- нанесен на шкале 4, соответствует делению 45° и используется для решения задач, в которые входят тригонометрические функции углов;



- нанесен на движке под шкалой 7 и служит для решения задач по определению показаний барометрических высотомеров в полете до высоты 12000 м;



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



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

10° - деление шкалы 4, используется при решении задач по определению времени разворота самолета на 360° .

Шкалы, нанесенные на линейке

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

1, α - для расчета параметров разворота;

3, 4, 5 - для определения тригонометрических функций углов, решения навигационного треугольника скоростей по теореме синусов и расчета радиуса разворота (угла крена);

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

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

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

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

17 — для измерения расстояний на карте.

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

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

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

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

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

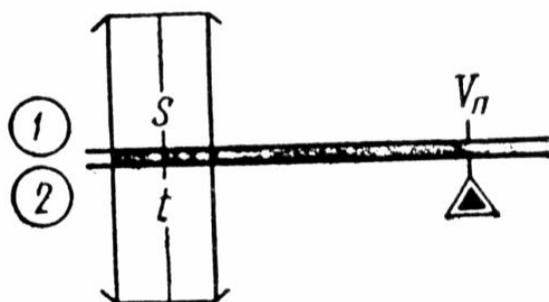
передвигая движок, установить индекс $\overline{10}$ на деление шкалы 1, соответствующее заданной скорости в м/с;

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

Расчет путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета

Порядок решения:

установить визирку по шкале 1 на деление, соответствующее пройденному расстоянию S_{np} ;



Расчет путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета на НЛ-10м

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

отсчитать по шкале 1 против треугольного индекса искомую путевую скорость $V_{п}$ в км/ч.

Примеры.

1. Дано: $S=115$ км; $t=16$ мин 30 с. Находим: $V_{п} = 420$ км/ч.

2. Дано: $S = 74$ км; $t=27$ мин 30 с. Находим: $V_{п} = 162$ км/ч.

Расчет пройденного расстояния по путевой скорости и времени полета

Порядок решения:

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

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

отсчитать по визирке на шкале 1 искомое расстояние в км.

Примеры. 1. Дано: $V_{\pi} = 510$ км/ч; $t = 7$ мин 15 с. Находим: $S = 62$ км.

2. Дано: $V_{\pi} = 121$ км/ч; $t = 8$ мин 35 с. Находим: $S = 17,7$ км.

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

Расчет времени полета по пройденному расстоянию и путевой скорости

Порядок решения:

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

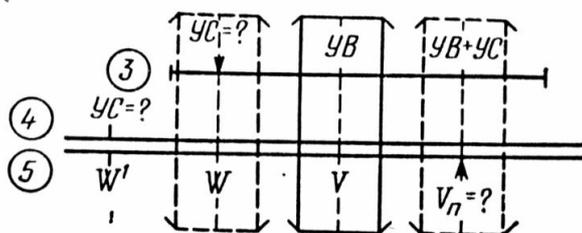
установить визирку по шкале 1 на деление, соответствующее пройденному расстоянию в км;

на шкале 2 по визирке отсчитать искомое время полета.

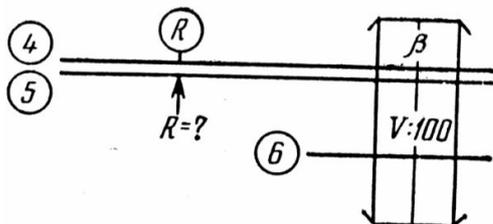
Пример. Дано: $S = 146$ км; $V_{\pi} = 350$ км/ч. Находим $t = 25$ мин.

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

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



Расчет угла сноса и путевой скорости на НЛ-10м



Определение радиуса разворота по углу крена и скорости разворота

Порядок решения:

установить визирку по шкале 6 на деление, соответствующее скорости полета самолета V в км/ч

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

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

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

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

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

Определение времени разворота самолета с заданным радиусом и скоростью разворота.

Порядок решения:

установить визирку по шкале 1 на деление, соответствующее скорости полета самолета V в км/ч.

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

Расчет поправки в курс по расстоянию и боковому уклонению

Порядок решения:

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы 5, соответствующего пройденному расстоянию;

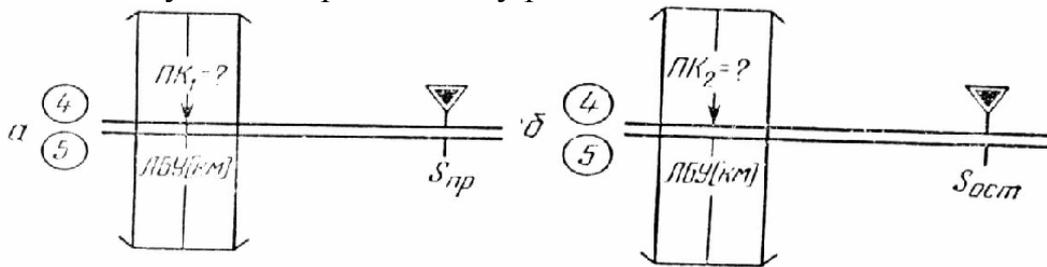


Рис. 6.5. Расчет поправки в курс по расстоянию и боковому уклонению на НЛ-10м

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

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

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы 5, соответствующего оставшемуся расстоянию;
отсчитать по визирке на шкале 4 вторую поправку в курс;
сложить первую и вторую поправки; сумма будет полной поправкой в курс.

Пример. Дано: $S_{IP} = 65$ км; ЛБУ = 8 км; $S_{OCT} = 90$ км. Находим: ПК1 = 7°; ПК2 = 5°; $ПК_{полн} = 12^\circ$.

Примечание. Если известно боковое уклонение в градусах и неизвестно боковое уклонение в километрах, то задача определения дополнительной поправки в курс для выхода на цель или ППМ решается так же, как показано на рис. 6.5 с той лишь разницей, что вначале против визирки (рис. 6.5, а) читаем искомое значение не БУ°, а ЛБУ в км и по нему уже рассчитываем дополнительную поправку в курс, как показано на рис. 6.5, б.

Пример. Дано: $S_{IP} = 73$ км; БУ° = ПК° = 10°; $S_{OCT} = 125$ км. Находим: ЛБУ = 13 км; ПК_{доп} - ПК2 = 6°;

$$ПК_{полн} = БУ^\circ + ПК_{доп} = 16^\circ.$$

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

Расчет угла сноса и путевой скорости по известному ветру

Порядок решения:

установить визирку по шкале 5 на деление, соответствующее воздушной скорости (рис. 6.6);

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

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

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

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

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

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

отсчитать по визирке на шкале 5 искомую путевую скорость $V_{п}$.

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

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

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

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

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

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

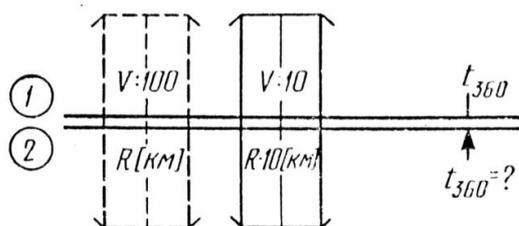


Рис.6.6. Определение радиуса разворота с заданным радиусом и скоростью разворота на НЛ-10м

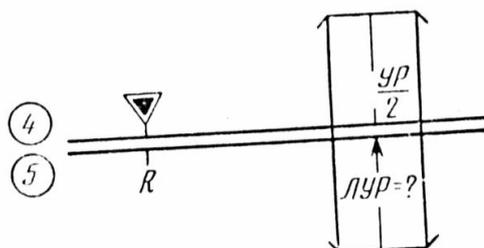


Рис.6.7. Определение линейного упреждения разворота на НЛ-10м

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

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

Определение линейного упреждения разворота

Порядок решения:

передвигая движок, установить треугольный индекс против деления шкалы 5, соответствующего величине радиуса разворота R (рис. 6.7);

поставить визирку по шкале 4 на деление, соответствующее половине угла разворота самолета $\frac{1}{2} УР$;

отсчитать по визирке искомое значение линейного упреждения разворота ЛУР.

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

Заключение

Золотое правило «на автоматизированных самолетах можно летать, так же, как на обычных» значит, что знание основ СВЖ, летной эксплуатации, ОВД является фундаментом для освоения и внедрения современных бортовых и наземных систем управления полетами.

Знание и умение на практике применять правила воздушной навигации (СВЖ) для самолетов, не оборудованных навигационными системами или в случае их отказа на оборудованных самолетах определяют безопасность исхода каждого полета.

Все возрастающая интенсивность воздушного движения требует точности СВЖ для всех ВС, находящихся в воздушном пространстве.

Литература

1. Черный М.А., Кораблин В.И. Самолетовождение. - Репр. изд. – М., 2007.
2. Расшивалов Б.Д., Воинов В.И., Казанцев Н.И. Особенности самолетовождения высотных скоростных самолетов. – М.: Транспорт, 1984.
3. Международные стандарты. Правила полетов. Приложение 2 к конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, сентябрь 1970.
4. Юркин Ю.А. Государственное регулирование гражданской авиационной деятельности. – М.: РИО МГТУ ГА, 2007.
5. Бехтир В.П., Ковалев Н.Е. Практическая аэродинамика самолета ТУ-134. – М.: Воздушный транспорт, 1980.
6. Лезерах А.А. Сборник задач по самолетовождению. – М.: Транспорт, 1969.
7. Шелупенко В.К., Бойченко Н.С., Нагорнов С.И., Школьник Г.В. Самолетовождение. – М.: Транспорт, 1968.