С. ЗАПОРОЩЕНКО



САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ



Издательство ДОСААФ — Москва — 1958

Книга предназначена для курсантов-пилотов учебных авиационных организаций ДОСААФ, впервые пришедших в авиацию. Автор поставил себе целью просто и доходчиво изложить основные сведения из теории и практики самолетовождения с тем, чтобы дать будущим летчикам знания, необходимые для грамотного выполнения маршрутных полетов днем, в простых метеорологических условиях.

Основное внимание уделено рассмотрению основ теории и средств самолетовождения и практики самолетовождения.

В первом разделе книги изложены средства и способы, с помощью которых осуществляются маршрутные полеты и перелеты.

Во втором разделе рассмотрен порядок и комплекс действий летчика на земле в период подготовки к полету и применение средств и способов в воздухе для достижения целей маршрутного полета.

Содержание обоих разделов охватывает лишь общие средства самолетовождения, т. е. самолетовождение по компасу и земным ориентирам с одновременным использованием полетной карты.

Значительное место уделено навигационно-пилотажному оборудованию и безопасности полета, как важным вопросам, от которых зависит успех и безопасность маршрутных полетов и перелетов.

Радиотехнические средства самолетовождения освещены в ограниченном объеме. Кратко рассказано об использовании радиополукомпаса (РПК-10) для целей полета на приводную радиостанцию или ШРВС.

Учитывая подготовку читателей (9—10 классов), автор элементарно изложил только самые основные положения, имеющие практическое значение в самолетовождении.

Степан Кириллович Запорощенко
САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ

Редакторы *Л. Ф. Липовка, А. И. Григорьева* Техн. ред. *М. С. Карякина*
Художеств. редактор *Б. А. Васильев* Корректор *М. А. Заозерская*

Г-32630 Сдано в набор 18/II-57 Подп. к печ. 31/X-57
Бумага 60×90¹/₁₆ 12,5 физ. п. л. = 12,5 усл. п. л. Уч.-изд. л = 11,39
Изд. № 1/903 Тираж 55 000 экз. (7,0—12,5 тыс.)
Цена 3 р. 50 к. + 1 р. 50 к. переплет
Издательство ДОСААФ, Москва, Б-66, Ново-Рязанская ул., д. 26

Типография Изд-ва ДОСААФ, г. Тушино. Зак. 1303

ВВЕДЕНИЕ

Современный уровень развития самолетовождения позволяет уверенно выполнять полеты в любых по сложности метеорологических условиях, в различное время суток и над любой местностью.

Различные технические средства самолетовождения, имеющиеся в распоряжении летчика (экипажа), обеспечивают точное выполнение полета по заданным маршрутам, выход на цель в строго заданное время, преодоление неожиданных усложнений обстановки полета и безопасную посадку при плохой визуальной видимости.

К техническим средствам самолетовождения относятся как наземные радиотехнические и другие установки, так и самолетная аппаратура. Современные технические средства самолетовождения по принципу действия, характеру использования и условиям применения подразделяются на три основные группы.

Первая группа — общие средства самолетовождения. К ним относятся магнитные компасы, указатели скоростей, высотомеры, часы и другие приборы, устанавливаемые на каждом самолете и применяемые во всех условиях и на всех этапах любого полета. Эти приборы не требуют для своей работы ни средств земного обеспечения самолетовождения, ни видимости небесных светил.

Вторая группа—радиотехнические средства и системы самолетовождения, включающие как самолетные, так и наземные установки, совместное использование которых позволяет решить многие задачи самолетовождения в сложных условиях полета.

Третья группа—астрономические приборы: авиационные секстанты, астрокомпасы, хронометры и другие, при помощи которых на любых географических широтах можно с высокой точностью определить место самолета и направление полета по наблюдениям небесных светил без помощи каких-либо наземных средств.

Для того чтобы выполнять различные навигационные расчеты и измерения на картах, летчик (экипаж) самолета имеет в своем распоряжении штурманские счетно-измерительные

инструменты: ветрочет, навигационную счетную и масштабную линейки, транспортир, а также расчетные пособия (графики, таблицы). Кроме того, для самолетовождения могут

РАЗДЕЛ ПЕРВЫЙ

ОСНОВЫ ТЕОРИИ И СРЕДСТВА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Глава первая

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ КАРТОГРАФИИ

§ 1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ЗЕМНОМ ШАРЕ

Краткие сведения о форме и размерах Земли необходимы летчику для грамотной прокладки различных линий на полетных картах и для решения других задач, связанных с вождением самолетов.

Земля — одно из небесных тел, входящих в солнечную систему. Она представляет собой огромный шар, приплюснутый у полюсов. Самая северная точка земного шара называется северным полюсом и обозначается буквой *С*. В противоположной части Земли лежит южный полюс, т. е. самая южная точка земного шара, обозначается буквой *Ю*.

Земля вращается вокруг воображаемой земной оси, проходящей через ее центр, северный и южный полюсы (рис. 1).

За 24 часа, или за одни сутки, Земля поворачивается к солнцу то одной половиной, то другой, то восточным, то западным полушарием, отчего наступает смена времени суток — утро, день, вечер, ночь и опять утро.

Земля не только вращается вокруг своей оси, но и движется в то же время вокруг солнца со скоростью примерно 30 *км/сек*.

Движение Земли вокруг солнца осуществляется по эллиптической орбите (рис. 2). Двигаясь по этому пути, Земля занимает относительно солнца различные места.

Так как Земля постоянно меняет свое место. то и солнечные лучи падают на различные части Земли не одинаково: одну часть года более прямо, другую часть более косо. В связи с этим в каждом году бывают холодные и теплые времена го-

да, постепенно приходящие на смену одно другому. Это явление природы называют сменой времен года. Причина этих изменений заключается в том, что ось Земли наклонена к пло-

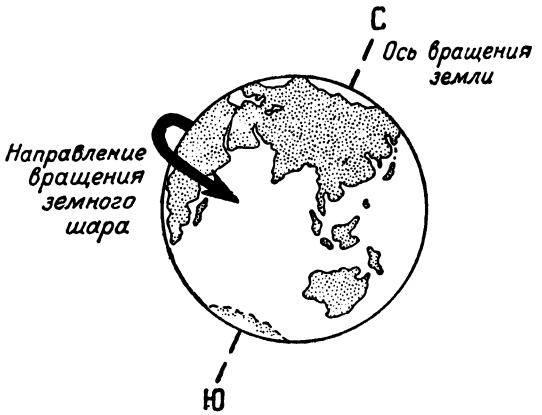


Рис. 1. Вращение Земли вокруг своей оси

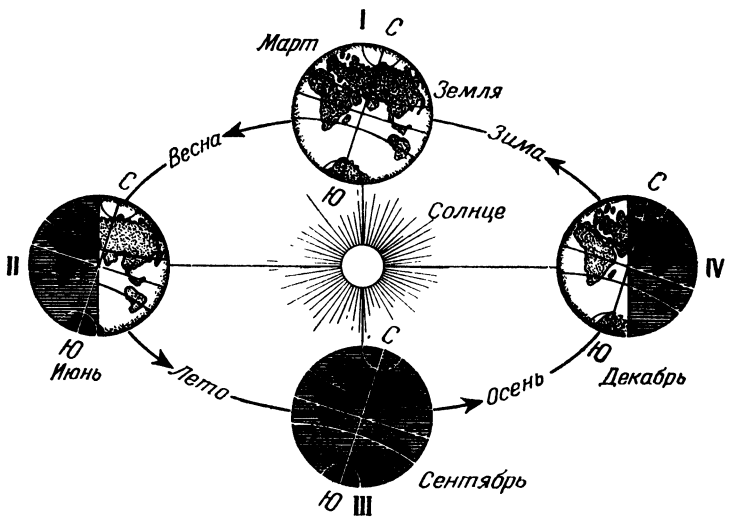


Рис. 2. Годовое движение Земли вокруг Солнца и времена года

скости земной орбиты, но не меняет своего направления при обращении Земли около Солнца. На рис. 2 положение *II* соответствует лету в северном полушарии Земли и зиме — в южном полушарии. Солнечные лучи падают на северное полуша-

рие с меньшим наклоном и поэтому сильнее нагревают. В таком положении северные полярные области много дней подряд освещаются незаходящим солнцем.

Равным образом в течение многих суток, т. е. в течение многих оборотов Земли вокруг оси, южные полярные области остаются без освещения солнцем. В средних северных широтах при суточном вращении Земли каждая точка ее поверхности описывает большой путь под лучами солнца, т. е. день длиннее ночи. В южном же полушарии Земли солнечные лучи падают косо, с большим наклоном: дни короткие, ночи длинные (зима).

По принятому у нас исчислению год имеет 365 дней. На самом же деле этого времени недостаточно для того, чтобы Земля сделала полный оборот вокруг солнца: ей нужно для этого не 365 дней, а 365 дней 5 час. 48 мин. 46 сек., т. е. почти на 6 часов, или четвертую часть суток, больше. Таким образом, за четыре года набегает 24 часа, т. е. одни сутки, которые и составляют лишний 366-й день високосного года. Этот лишний день прибавляют к февралю один раз в четыре года.

§ 2. ФОРМА И РАЗМЕРЫ ЗЕМЛИ

Производя геодезические измерения в разных местах Земли, ученые убедились в том, что кривизна Земли у экватора больше, чем у полюсов. Это означает, что Земля не шар, она немного сжата у полюсов (рис. 3). Сжатие Земли есть результат действия центробежной силы, развивающейся при вращении Земли вокруг своей оси. Таким образом, Земля по своей форме подходит к эллипсоиду, форма и величина которого определяется размерами ее полуосей *А* и *Б* и сжатием *С*. При этом радиус земного экватора (большая полуось) *А*=6378,245 *км*, а половина земной оси (малая полуось) *Б*=6356,863 *км*. Таким образом, полуось земли *А* больше полуоси *Б* на 21,382 *км*.

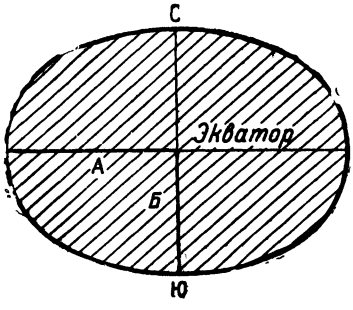


Рис. 3. Земной эллипсоид

Для целей самолетовождения Земля принимается за шар. Длина окружности по меридиану земного шара определяется астрономическим путем, например по разности высоты Полярной звезды в двух пунктах, измеренных в один и тот же момент времени. Зная длину земного меридиана (40 008 *км*), делением ее на 2π получаем длину радиуса Земли. Таким образом, было установлено, что радиус Земли, если ее считать

шаром, равен 6371 *км*. Длина окружности экватора составляет 40 075,7 *км*. На поверхности Земли суша занимает 29%, вода — 71%.

§ 3. УСЛОВНО ПРИНЯТЫЕ ИЗОБРАЖЕНИЯ НА ЗЕМНОМ ШАРЕ

Земной шар условно разделен экватором на северное и южное полушария. Большой круг, плоскость которого проходит через центр земного шара перпендикулярно к земной оси, называется экватором (рис. 4).

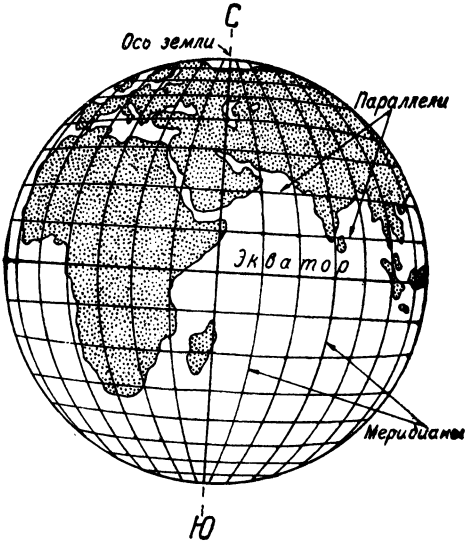


Рис. 4. Изображение меридианов и параллелей на земном шаре

Параллельные земному экватору плоскости условно образуют на земном шаре малые круги, которые называются земными параллелями. Параллель можно провести через любую точку земной поверхности. Длина окружностей параллелей тем меньше, чем они ближе располагаются к полюсам Земли.

Большой круг на земной поверхности, условно проходящий через точку севера (*С*) и точку юга (*Ю*), называется географическим (истинным) меридианом. На земной поверхности можно провести бесчисленное количество географических (истинных) меридианов. Все меридианы сходятся у полюсов Земли и расходятся к экватору. На земной поверхности через одну точку (кроме полюсов) можно провести только один меридиан. Длина всех меридианов почти одинакова,

Половина меридиана, проходящая непосредственно через какую-либо точку, называется меридианом данной точки.

Счет меридианов на земной поверхности ведется от условно принятого начального (нулевого) меридиана. Ранее в качестве начальных меридианов в различных странах были приняты Пулковский, Парижский и другие меридианы. В настоя-



Рис. 5. Нулевой меридиан проходит через астрономическую обсерваторию в г. Гринвиче (Великобритания)

щее время на географических картах за начальный меридиан принят тот, который проходит через астрономическую обсерваторию в Гринвиче (Англия, близ Лондона) и называется Гринвичским меридианом (рис. 5).

§ 4. ГЕОГРАФИЧЕСКИЕ КООРДИНАТЫ

Экватор и начальный меридиан служат основанием для отсчета географических координат — широты и долготы.

Широтой (φ) данного места называется угол между плоскостью экватора и вертикалью данного места (точка A).

Долготой (λ) называется двугранный угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана данного места. Отсчитываемая широта от экватора к северу называется северной широтой, к югу—южной (рис. 6).

Долгота отсчитывается от нулевого меридиана к востоку и к западу от 0° до 180°. Восточной долготе (B) присваивается знак плюс (+), а западной ($З$) — знак минус (—) (рис. 7).

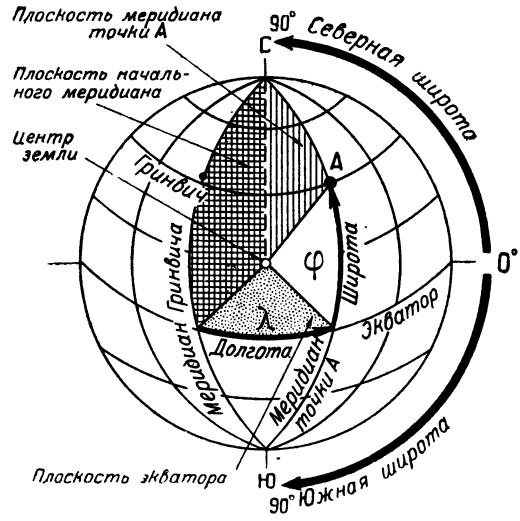


Рис. 6. Широта и долгота точки A на поверхности земли

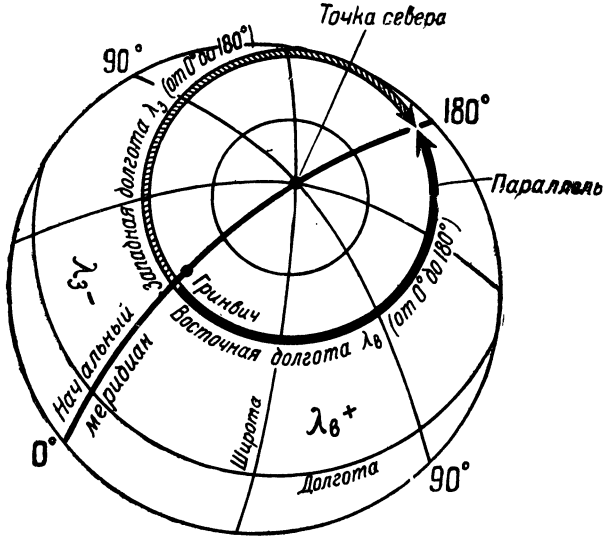


Рис. 7. Долгота отсчитывается от начального меридиана на восток от 0° до 180° ($\lambda_в$) и на запад от 0° до 180° ($\lambda_з$)

Долготу выражают также в единицах времени. Такое выражение основано на суточном вращении Земли. Полный оборот Земли на 360° происходит за сутки, т. е. через 24 часа каждый меридиан приходит в свое начальное положение. Таким образом, долгота во времени — это время поворота Земли вокруг оси на определенный угол. 24 часа соответствуют повороту Земли на 360°, 1 час — на 15°, 1 минута — на 15′ и 1 сек. — на 15″, или поворот на 1° происходит за 4 мин., а на 1′ — за 4 сек. Например, долгота 30°30′ может быть выражена в единицах как 2 часа 2 мин. Поскольку Землю приняли за шар, объем которого равен объему земного эллипсоида, то длина дуги 1° меридиана может быть получена из соотношения

$$\frac{2\pi}{360} = \frac{2\pi \cdot 6371}{360} = 111{,}18 \text{ км}.$$

Длина 1′ дуги меридиана (морская миля) равна 1,852 *км*. Длина 1′ дуги действительного земного меридиана, эллиптического, есть величина переменная.

Длина 1′ дуги экватора также равна одной миле. Длина же 1′ дуги параллели равна 1 миле, умноженной на косинус широты места. Так, например, на широте 56° длина 1′ параллели равна 0,55 мили ($\cos 56° = 0{,}55$).

§ 5. НАПРАВЛЕНИЯ НА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Направление на земной поверхности принято определять углом, составленным какой-либо линией с земным меридианом.

Измерение направления на видимый предмет с помощью оптических или визирных приборов называется визуаль-



Рис. 8. Пеленг, или азимут (визуальный)

ной пеленгацией. Так, например, в точке *А* расположен визуальный пеленгатор, с помощью которого измеряется направление от точки *А* на предмет, находящийся в точке *Д* (рис. 8).

Линия *СЮ*, проведенная с северного полюса земли на южный через точку расположения пеленгатора, является меридианом. Направление на объект пеленгации измеряется в градусах от 0° до 360°. Отсчет градусов производится по ходу часовой стрелки от северного направления меридиана до прямой линии *АД*.

Угол, заключенный между северным направлением меридиана и линией, проведенной от места наблюдения на наблюдаемый предмет, называется пеленгом, или азимутом. С помощью компаса можно определить азимут в следующем порядке:

— повернуть компас так, чтобы стрелка его устанавливалась на делениях шкалы 0—180. В этом положении стрелка компаса будет совпадать с географическим меридианом;

— визируя через центр вращения стрелки на ориентир, произвести отсчет азимута на шкале циферблата против воображаемой линии, соединяющей центр вращения стрелки с ориентиром (рис. 9).

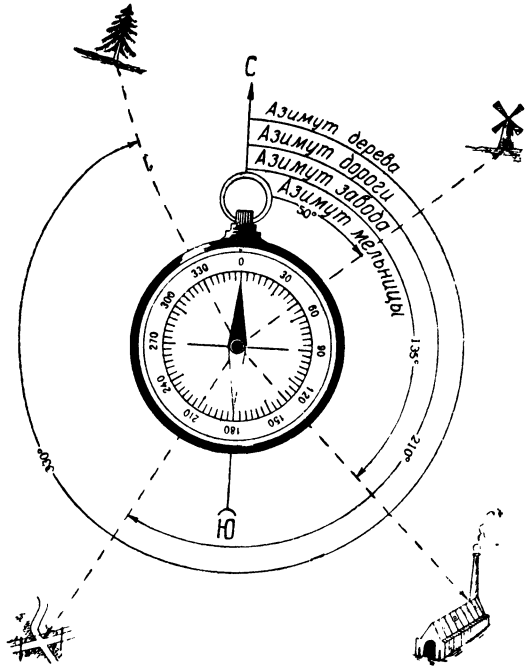


Рис. 9. Порядок отсчета азимутов по компасу (карте)

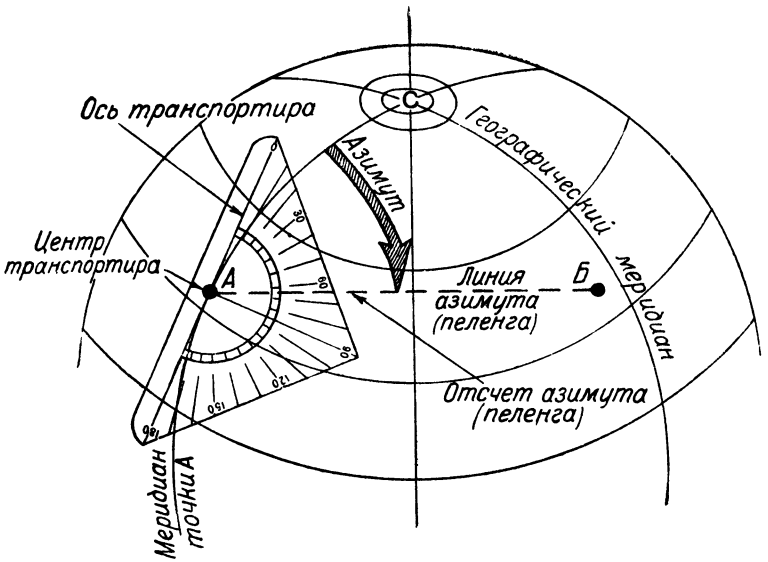


Рис. 10. Измерение транспортиром азимута (пеленга) между точками *А* и *Б* на глобусе (карте)

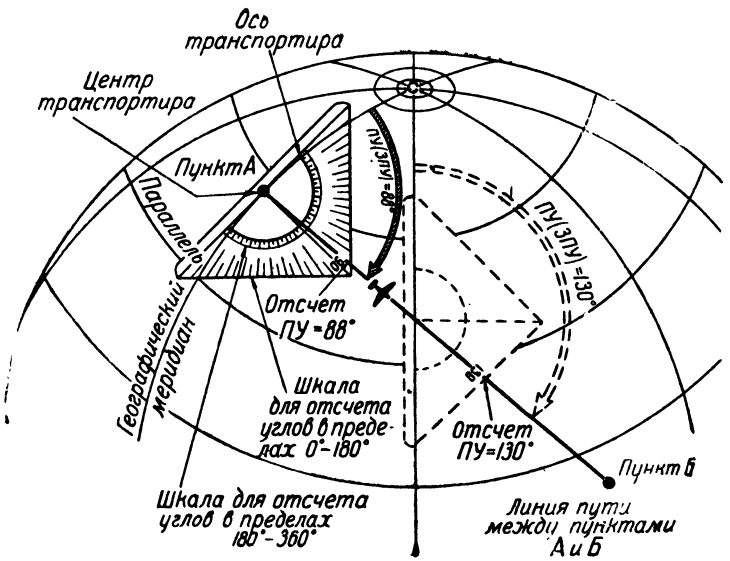


Рис. 11. Измерение транспортиром путевого угла (ПУ) на глобусе (карте)

Азимут (пеленг) определяют на карте или глобусе в следующем порядке:

— намечают точку *А*, с которой должен быть определен пеленг, и проводят через нее вспомогательный меридиан, если эта точка не совпадает с нанесенными меридианами на карте или глобусе;

— намечают вторую точку *Б*, на которую должен быть определен пеленг;

точки *А* и *Б* соединяют прямой линией;

— центр транспортира накладывают на точку *А*, а ось транспортира—на меридиан точки *А*;

— по шкале транспортира отсчитывают пеленг (азимут) против линии, соединяющей точки *А* и *Б*. Пеленг отсчитывается углом от северной части меридиана, проходящего через точку *А* (наблюдателя), до линии пеленга (рис. 10).

Если измеренный пеленг (азимут) с точки *А* на точку *Б* будет использован для целей полета, то измеренный угол между меридианом и линией, соединяющей точки *А* и *Б*, называется путевым углом, так как с точки *А* в точку *Б* самолет должен совершить перелет по линии, соединяющей точку вылета *А* и конечную точку *Б*.

Определение путевого угла с помощью транспортира производится в том же порядке, как и определение пеленга на карте или глобусе (рис. 11).

Так как меридианы между собой не параллельны, то путевой угол в разных точках линии будет неодинаков. Изменение путевого угла (ПУ) с изменением расстояния от точки его измерения в практике полетов учитывается, чем и обеспечивается движение самолета по линии заданного пути.

Глава вторая

ПОЛЕТНЫЕ КАРТЫ

§ 6. ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ О КАРТАХ

Полетные карты составлены на основании топографических знаков и измерений.

Топография—прикладная наука, подробно изучающая поверхность Земли (в геометрическом отношении), за исключением морей и океанов. Она исследует и применяет различные способы изображения земной поверхности на плоскости. Правильное изображение поверхности Земли можно получить только на глобусе. Однако мелкий масштаб, в котором обычно изготовляются глобусы, позволяет изобразить поверхность

Земли лишь в общих чертах. Поэтому подробное изображение земной поверхности делается на плоскости—обычно на листах бумаги в виде плана или карты. Масштаб карты указывает величину (степень) уменьшения линейных размеров предметов земной поверхности при изображении их на карте.

Карты составляются в определенных проекциях. Картографические проекции—условные способы изображения на плоскости (листах бумаги) поверхности земного шара и в первую очередь ее географической сетки — параллелей и меридианов.

В авиации, помимо обыкновенных карт, применяются специальные авиационные карты: маршрутно-полетные и бортовые карты — используются для полетов в желаемых направлениях и по определенным воздушным трассам; «магнитные карты» — дают представление о распределении на поверхности Земли элементов земного магнетизма.

Полетные карты дают возможность экипажу правильно осуществить полет, т. е. правильно выбирать и прокладывать маршрут полета, изучать его особенности и рельеф местности вдоль линии пути. Карта позволяет вести ориентировку в полете и исправлять направление полета в случае уклонения самолета от намеченного (заданного) пути.

По масштабам карты разделяются на крупномасштабные — масштаба от 1 : 200 000 (в 1 *см*—2 *км*) и крупнее, среднемасштабные — масштаба от 1 : 200 000 до 1 : 1 000 000 (в 1 *см* — 10 *км*) и мелкомасштабные — масштаба мельче 1 : 1 000 000.

В различных родах авиации при выполнении задач в разнообразных условиях применяются карты следующих масштабов:

— для отыскания целей (объектов):

1 : 25 000 (250 *м* в 1 *см*)
1 : 50 000 (500 » в 1 »)
1 : 100 000 (1 *км* в 1 »)
1 : 200 000 (2 » в 1 »)

— в качестве полетных карт:

1 : 200 000 (2 *км* в 1 *см*)
1 : 500 000 (5 » в 1 »)
1 : 1 000 000 (10 » в 1 »)

— в качестве бортовых карт и карт при использовании радиотехнических средств:

1 : 1 000 000 (10 *км* в 1 *см*)
1 : 2 000 000 (20 » в 1 »)
1 . 2 500 000 (25 » в 1 »)

Для удобства пользования картой топографические элементы местности изображают условными знаками и для наглядности их печатают разными красками. Например, карта

масштаба 1 : 1 000 000 печатается в четыре краски: железные дороги, контуры населенных пунктов, грунтовые дороги, границы областей — черной краской, вода—синей, горизонтали—коричневой, леса—зеленой.

Условные знаки подразделяются на контурные и масштабные. Контурные знаки применяются для обозначения предметов, выраженных в масштабе карты, например леса, болота, города, большие населенные пункты и т. д. Масштабные знаки применяются для изображения предметов, которые не могут быть выражены в масштабе карты, например ширина дороги, отдельно стоящий дом и т. д.

§ 7. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ КАРТ, ПРИМЕНЯЕМЫХ ДЛЯ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Карта масштаба 1 : 200 000 (в 1 *см*—2 *км*). Размеры рамок: 40′ по широте и 1° по долготе. Некоторые листы издаются сдвоенными, а в европейской части СССР — учетверенными, т. е. в одном листе четыре листа. На карте нанесены все населенные пункты и дороги, за исключением некоторых проселочных дорог. Рельеф дан в горизонталях сечением через 20 *м*.

Карта печатается в пять красок: контуры железных дорог — черной краской; прочие дороги, мосты, телеграфные и телефонные линии — красной; вода — синей; леса — зеленой; горизонтали — коричневой. На карте нанесены изогоны — линии равного магнитного склонения. Применяется в качестве карты цели и в некоторых случаях в качестве полетной карты, например для легкомоторной авиации и во время учебных полетов с курсантами.

Карта масштаба 1 : 500 000 (в 1 *см*—5 *км*). Размер листов: 2° по широте и 3° по долготе.

Имеются сдвоенные листы (полетные карты), охватывающие район радиусом 200—250 *км*. Рельеф выражен горизонталями с сечением через 50 *м*, а в горных — через 100 *м*.

Карта печатается в одиннадцать красок. Черной краской изображаются пути сообщения — контуры железных дорог, улучшенные грунтовые дороги, грунтовые дороги, тропы и перелесья, пароходные рейсы, порты, пристани, маяки. Реки, каналы, озера и пересохшие реки изображаются синей краской. Болота с камышами изображаются синей краской, солончаки — красной, леса — зеленой, пески — коричневой. Города и населенные пункты изображаются черной краской.

Государственная граница, границы союзных республик, АССР, краевых областей изображаются черной краской. Границы заповедников, изогоны (линии магнитного склонения) изображаются красным цветом.

По содержанию карта довольно подробная и служит полетной картой для многих видов авиации.

Карта масштаба 1 : 1 000 000 (в 1 *см* — 10 *км*). Размер листов карты: 4° по широте и 6° по долготе. Сетка меридианов и параллелей дана через 1° (рис. 12). На карте нанесены только наиболее важные населенные пункты и главные дороги.

С некоторым обобщением даны лесные пространства и болота. Водные пространства отображены полно и подробно.

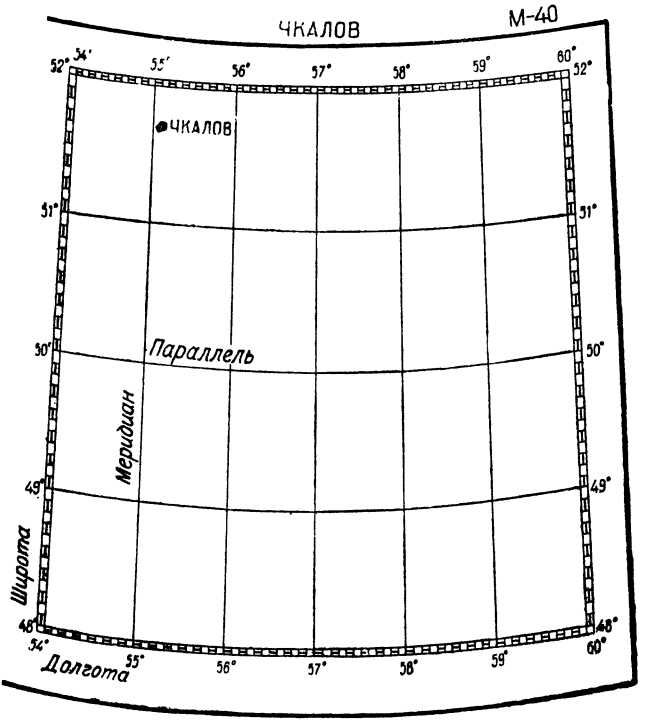


Рис. 12. Сетка меридианов и параллелей, нанесенных на местах карты масштаба 1:1 000 000 (в 1 *см* — 10 *км*)

Рельеф дан в горизонталях. В равнинных местах горизонтали проведены через 50 *м*, а в гористых — через 100, 200 и 400 *м*, в зависимости от характера и крутизны скатов. На карте нанесены изогоны фиолетовым цветом.

Карта масштаба 1 : 1 000 000 применяется в качестве полетной карты. В этом же масштабе издаются маршрутные карты главнейших авиатрасс СССР.

Карта масштаба 1:2 000 000 (в 1 *см*—20 *км*). Сетка меридианов и параллелей на карте дана через 1°. Карта хорошо иллюминована. Изгоны на ней нанесены розовым цветом. Применяется в самолетовождении на дальние расстояния и для определения места самолета (МС) с помощью прокладки

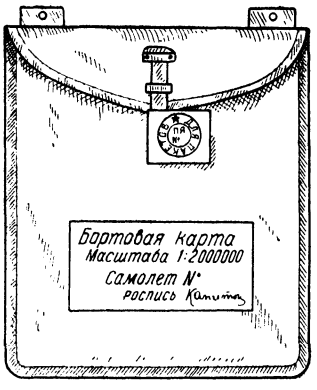


Рис. 13. Сумка с вложенной в нее бортовой картой

радиотехнических и астрономических линий положения. Кроме того, карты масштаба 1 : 2 000 000 используются в качестве бортовых карт для транспортной авиации, которые хранятся на борту самолетов в специальных пакетах-сумках (рис. 13).

В практике самолетовождения бывают случаи, когда экипаж (или летчик) из-за сложных метеорологических условий в районе полета вынужден произвести посадку в другом районе за пределами полетной карты, находящейся у летчика. В этих случаях используется бортовая карта, с помощью которой осуществляется вывод самолета в указанный с земли по радио (или летчик принял решение самостоятельно) район для посадки, а также для восстановления потерянной ориентировки.

§ 8. ИЗОБРАЖЕНИЕ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ НА КАРТАХ

Кроме местных предметов, на карте изображаются неровности местности, называемые рельефом. Рельеф на полетных картах показывается горизонталями, которые печатаются обычно коричневой краской, а также штрихами, гипсометрией или отмывкой.

Горизонталью называется кривая замкнутая линия, соединяющая точки, находящиеся на одинаковой высоте над уровнем моря. Таким образом, все точки, расположенные на одной горизонтали, имеют одинаковую высоту, ту же, что и сама горизонталь. Горизонтали проводят через определенное целое число метров на высоте. Для облегчения счета каждая пятая горизонталь утолщается. Разность высот двух смежных горизонталей, взятых на одном скате, называется высотой сечения. Чем ближе располагаются горизонтали одна к другой, тем местность круче, чем они дальше одна от другой, тем местность более пологая. Наивысшие точки рельефа обозначаются черными цифрами, указывающими высоту в метрах (рис. 14).

Способ штриховки заключается в изображении рельефа короткими черточками различной толщины, проводимыми по направлению наибольшей крутизны скатов. Чем больше крутизна ската, тем штрихи толще и меньше промежутки между ними; горизонтальные площадки не заштриховываются. Вершины гор указываются цифрами в метрах над уровнем моря.

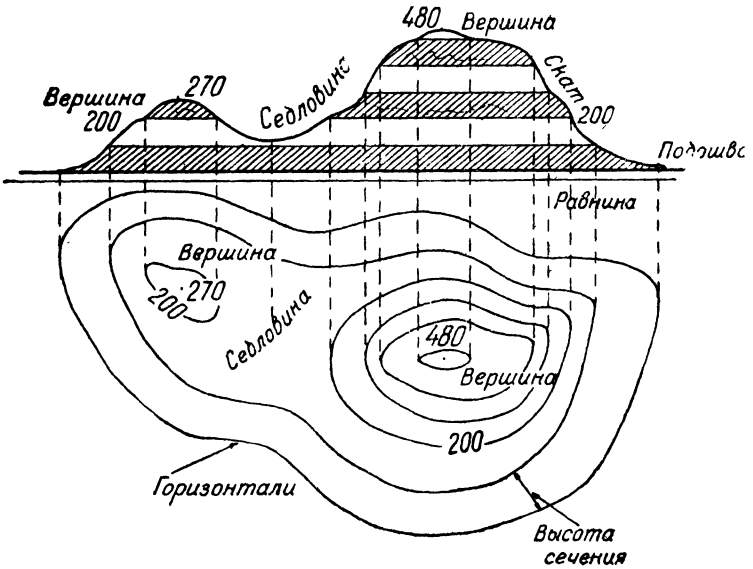


Рис. 14. Изображение рельефа местности на картах

Изображение рельефа гипсометрией состоит в том, что различные высоты покрывают красками различного тона в сочетании с горизонталями. Для определения высоты по тонам каждая краска, которой рельеф изображен гипсометрией, имеет специальную шкалу высот по тонам.

Способ отмывки заключается в том, что изображенный на карте рельеф покрывают тенью, которую сгущают в тех местах, где скаты круче, и дают светлый тон там, где скаты пологие.

§ 9. МАСШТАБ КАРТЫ

Масштабом карты называется отношение длины линии, взятой на карте, к действительной длине той же линии на местности. Другими словами, масштаб карты есть степень уменьшения линий местности при изображении их на карте (рис. 15). На картах масштаб дается в двух видах: численный и линейный.

Численный масштаб изображается в виде дроби, у которой числитель равен единице, а знаменатель—число, показывающее, во сколько раз линии местности уменьшены на карте, например 1 : 500 000, 1 : 1 000 000.

Полезно запомнить следующее правило: если в знаменателе численного масштаба зачеркнуть два последних нуля, то оставшееся число покажет, сколько метров содержится в 1 *см* карты.

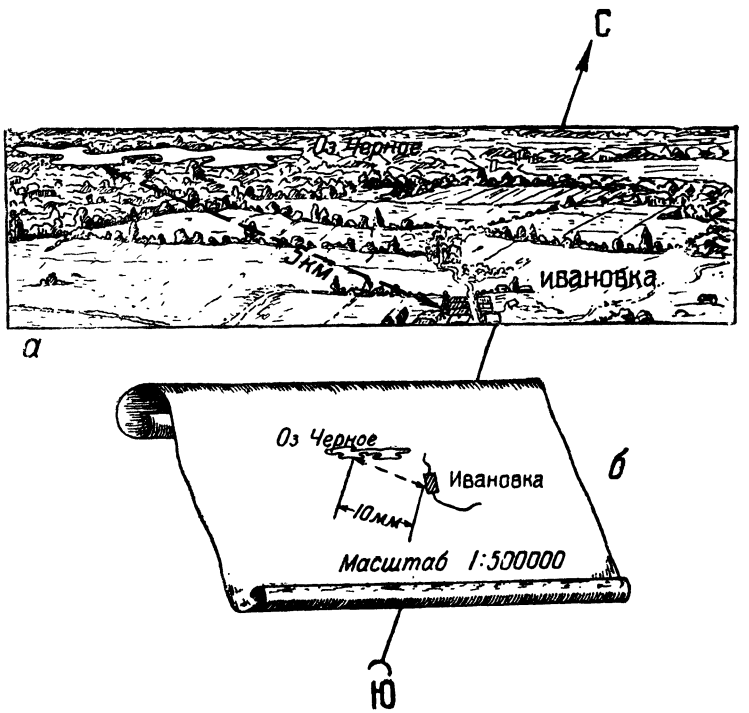


Рис. 15. Изображение местности на карте: *а* — вид местности; *б* — изображение местности на карте масштаба 1 : 500 000

Пример. Масштаб 1 : 500 000; зачеркнув два последних нуля знаменателя, получим 5000, это означает, что в 1 *см* на карте содержится 5000 *м*, или 5 *км*.

Линейный масштаб представляет собой прямую линию или полоску, разделенную на равные части.

Цифрами показано, какому расстоянию на местности соответствуют деления масштаба. Например для масштаба,

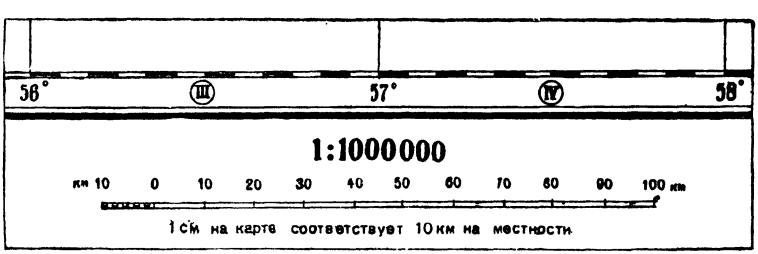


Рис. 16. Численный и линейный масштабы

изображенного на рис. 16, показано, что каждое деление на карте соответствует 10 *км* на местности. На картах под каждой рамкой листов наносятся линейный и численный масштабы.

§ 10. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАССТОЯНИЯ НА КАРТЕ

Для того чтобы определить на карте расстояние между какими-либо точками местности, пользуются численным масштабом. Надо измерить на карте расстояние в сантиметрах между двумя точками и помножить это расстояние на численный знаменатель масштаба. На полетных картах измерение расстояния производится специальной масштабной навигационной линейкой, которая разградуирована для наиболее часто применяемых масштабов полетных карт (рис. 17).

Одна сторона масштабной линейки разградуирована для карт, имеющих масштабы 1 : 200 000, 1 : 500 000, 1 : 1 000 000. Другая (обратная) сторона масштабной линейки имеет градуировку для карт масштаба 1 : 2 500 000 и десятиверстки. Длина прямой линии на картах (конической или поликонической проекции) получается при непосредственном приложении к этой линии масштабной линейки (рис. 18).

Длина ломаной линии получается суммированием длин прямолинейных участков.

Измерение расстояния на картах в цилиндрической проекции производят в минутах дуги с последующим переводом их в морские мили, а затем в километры.

Градусы дуги определяют по делениям градусной сетки, которые имеются на боковых рамках карты.

Для этого избранный отрезок на карте делят пополам и полученную точку проектируют на боковую рамку (рамку широты). Измеряют циркулем отрезок от центра до точки *B* и, не сдвигая раствор циркуля, переносят на рамку карты, определяют количество градусов и минут дуги (вверх по широте), после чего измеряют этим же раствором циркуля количество градусов и минут по широте вниз (рис. 19).

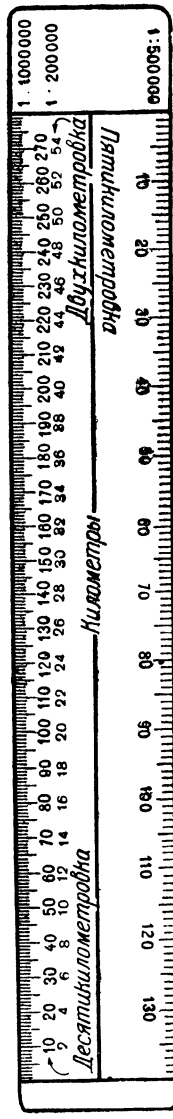


Рис. 17. Масштабная навигационная линейка

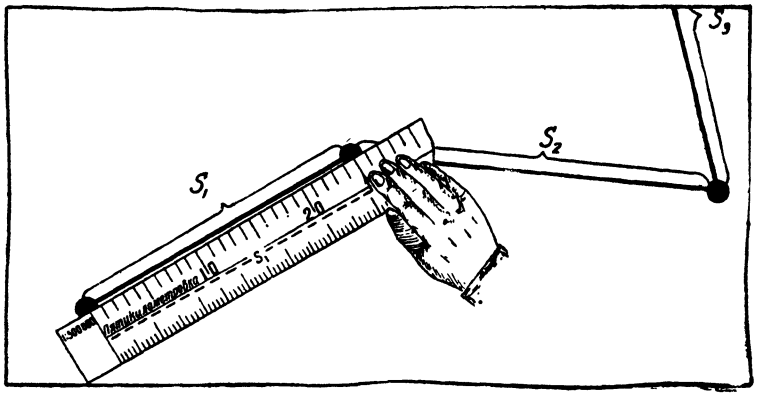


Рис. 18. Измерение расстояния на карте с помощью масштабной линейки (карта 1 : 500 000)

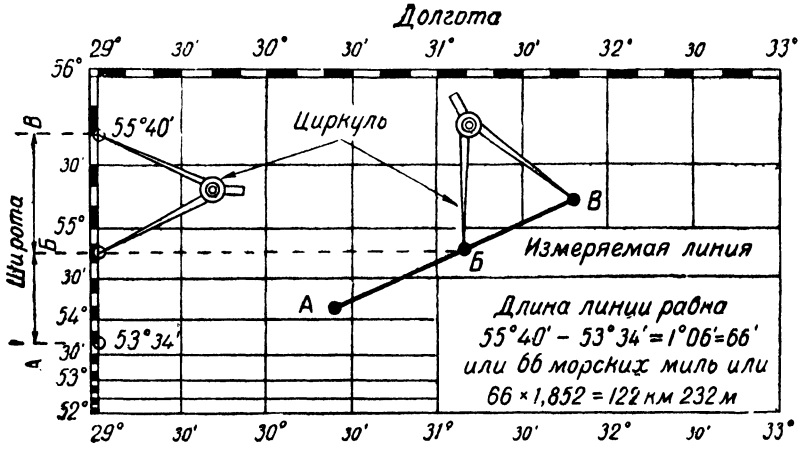


Рис. 19. Измерение расстояний на карте прямоугольной цилиндрической проекции

Наибольшая точность измерения расстояний ломаных линий на карте достигается с помощью специального прибора — курвиметра (рис. 20).

Колесо курвиметра прокатывают вдоль измеряемых линий, искомую длину читают на соответствующей шкале прибора против стрелки.

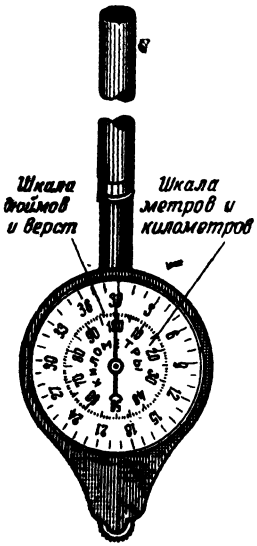


Рис. 20. Курвиметр

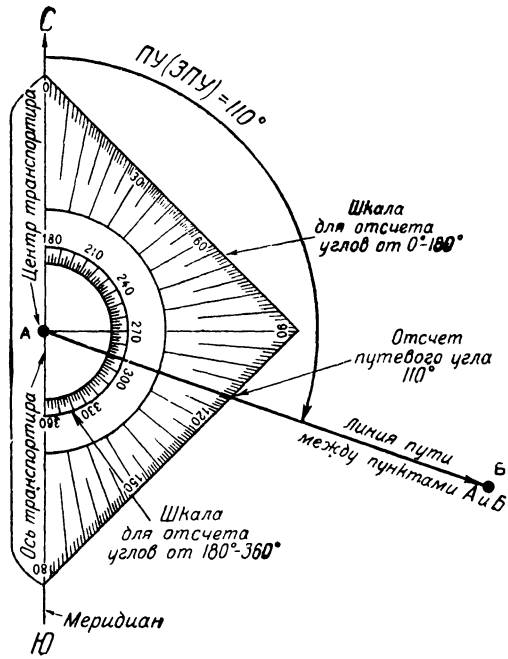


Рис. 21. Измерение путевого угла (ПУ) от 0° до 180° навигационным транспортиром

§ 11. ИЗМЕРЕНИЕ ПУТЕВЫХ УГЛОВ НА КАРТАХ

Для того чтобы выполнить полет в заданном направлении, необходимо это направление определить путевым углом (ПУ). Путевым углом принято считать угол, заключенный между северной частью меридиана — пункта вылета (*А*) и линией, направленной на другой пункт (прилета *Б*) (рис. 21). Направление на карте измеряется при помощи транспортира. На снабжении авиации принят навигационный треугольник из прозрачного целлулоида — транспортир.

Для измерения азимута (ПУ) центр транспортира накладывают на точку, с которой измеряется направление, причем диаметр транспортира 0—180° располагают параллельно меридиану карты. Дуга транспортира должна быть обращена в сторону измеряемого направления. Искомый ПУ (азимут) отсчитывается по оцифровке транспортира от 0—180° по внешней шкале и от 180—360° по внутренней шкале. Найденный таким образом путевой угол называется заданным путевым углом (ЗПУ) (рис. 22).

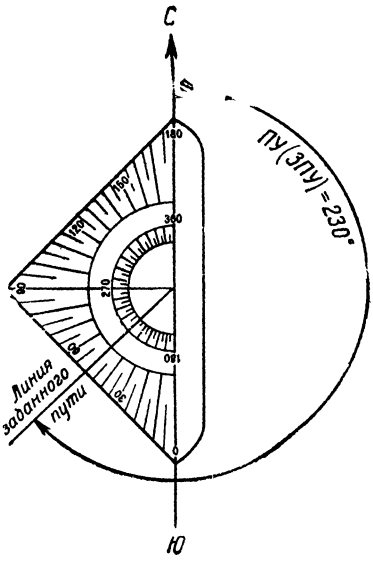


Рис. 22. Измерение путевого угла (ПУ) от 180° до 360° навигационным транспортиром

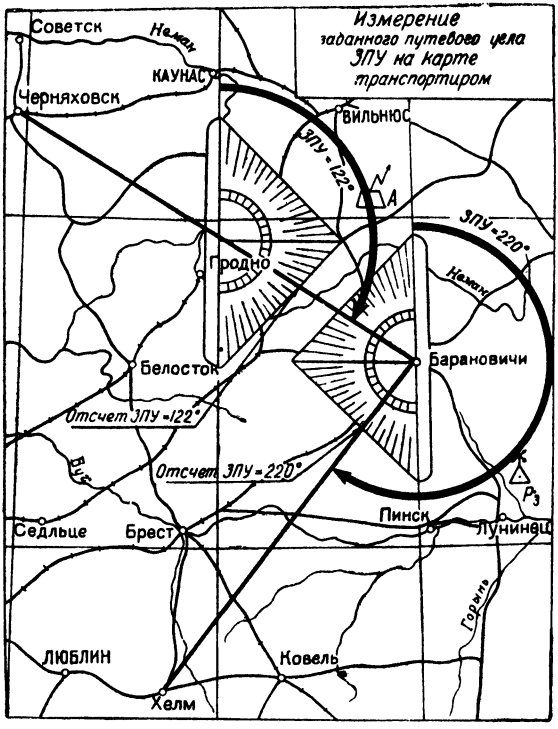


Рис. 23. Измерение транспортиром заданного путевого угла (ЗПУ) на карте

Для измерения заданного путевого угла (ЗПУ) на карте проводят прямую, соединяющую заданные точки маршрута, затем накладывают транспортир на точку пересечения проведенной линии со средним меридианом (рис. 23).

Искомый путевой угол (ЗПУ) отсчитывают по оцифровке транспортира.

При измерении путевого угла на карте цилиндрической проекции или при полете на короткие расстояния транспортир можно прикладывать к любому меридиану карты.

§ 12. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ШИРОТЫ И ДОЛГОТЫ МЕСТА

Место любой точки на земной поверхности может быть определено широтой и долготой — координатами. Например, требуется определить координаты на земной поверхности точки *А*. Для этой цели пользуются глобусом. Из точки *А* (рис. 24) проводят вспомогательную параллель (пунктир), которая и определит широту (φ) точки *А*. В данном случае точка *А* больше 40° и меньше 60°. Чтобы определить более точно широту точки *А*, надо разделить дугу меридиана (40°—60°) на 20 равных частей, что дает возможность отсчитать широту с точностью до одного градуса. Затем 20-ю часть дуги меридиана делят на 6 равных частей—получается отрезок дуги в 10′. Этот отрезок делят на 10 равных частей. Таким способом можно отсчитать по дуге меридиана широту точки *А* с точностью до минуты.

Долгота точки *А* на глобусе определяется аналогичным путем, с той лишь разницей, что отсчет производят по дуге эк-

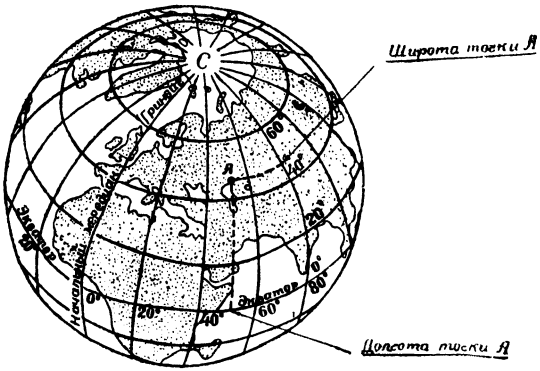


Рис. 24. Определение координат (широты и долготы) пункта *А* на глобусе

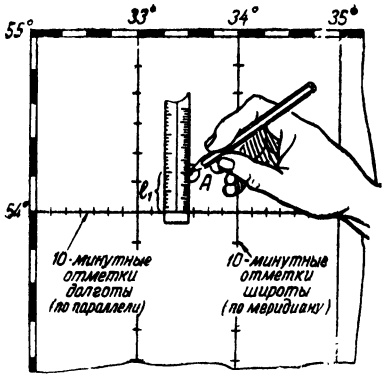


Рис. 25. Определение расстояния l_1 от точки A до ближайшей параллели

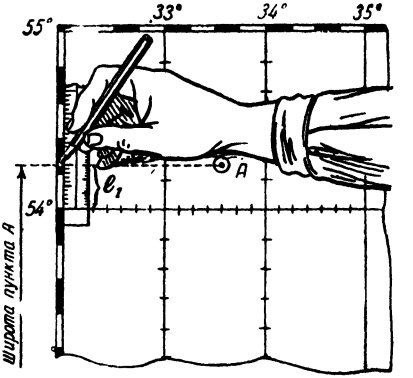


Рис. 26. Откладывание расстояния от точки A до параллели l_1 на боковой рамке и отсчет широты ($\varphi = 54°15'$)

ватора. Опуская пунктирную линию с точки A на дугу экватора, определяют долготу λ точки A.

С помощью географических карт можно определить широту и долготу любой точки, находящейся на поверхности земного шара. Точность определения координат (широты и долготы) заданной точки будет зависеть от масштаба карт. Чем крупнее масштаб, тем точнее можно определить широту и долготу данной точки.

Определение широты и долготы на карте производится следующим образом. На рамке у каждого меридиана и параллели указаны их широты и долготы и имеются дополнительные деления в частях градуса. На картах в масштабе 1 : 1 000 000 и 1 : 500 000 эти деления даны через 5′, а на карте в масштабе 1 : 20 000 000 — через 10′.

На карте находят точку A, для которой требуется определить широту и долготу. Затем с помощью масштабной линейки определяют расстояние l_1 от точки A (рис. 25) по меридиану до ближайшей параллели. Расстояние l_1 переносят на боковую рамку и откладывают его от той же параллели и в том же направлении. По делениям боковой рамки отсчитывают широту, сначала в градусах и десятках минут, затем определяют минуты (рис. 26).

В нашем примере широта точки A равна 54°15′.

Для определения долготы нужно измерить расстояние по параллели точки A от ближайшего меридиана. Это расстояние будет равно величине l_2 (рис. 27).

Ввиду того что меридианы между собой не параллельны, с помощью линейки надо отложить от ближайшего меридиана по параллели точки A отрезок l_2. Пользуясь делениями на параллели, производят отсчет минут долготы точки A. Целое

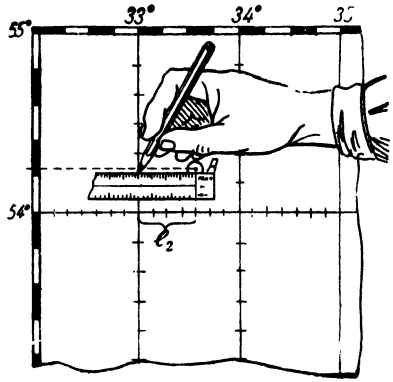


Рис. 27. Определение расстояния l_2 от точки A до ближайшего меридиана

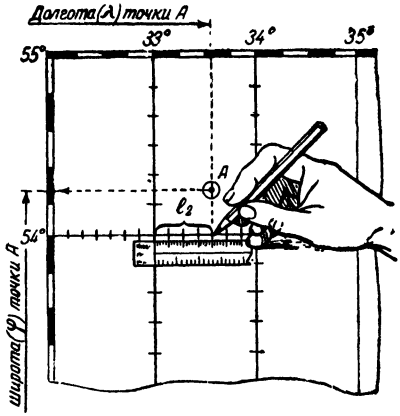


Рис. 28. Определение долготы в минутах от ближайшего меридиана до точки A по 10-минутным отметкам на параллели

же число градусов долготы отсчитывают по верхней колонке долготы. Долгота точки A будет равна 33°40′ (рис. 28).

Нанесение на карту точек по заданным географическим координатам производится в обратном порядке. Приложив линейку к делению широты заданной точки, проводят карандашом линию, параллельную ближайшей параллели, затем прикладывают линейку к отсчету долготы заданной точки и проводят линию, параллельную ближайшему меридиану. Пересечение двух проложенных линий и определит заданную точку.

Отсчитанные широты и долготы обозначаются своими наименованиями, например северная широта — СШ или φc, восточная долгота — ВД или $\lambda в$.

§ 13. ЧТЕНИЕ ПОЛЕТНЫХ КАРТ

Читать полетную карту — значит уметь охарактеризовать по условно-топографическим элементам, нанесенным на полетной карте, земную поверхность со всеми ее естественными и искусственными объектами.

Безошибочное чтение полетной карты и правильное использование ее в полете достигается:

— знанием на память всех условно-топографических знаков, нанесенных на полетной карте;

— умением находить объекты (ориентиры) на поверхности земли по изображению топографических обозначений на полетной карте или, наоборот, умением находить условно-топографические изображения на карте по обнаруженным объектам (ориентирам) над пролетаемой местностью;

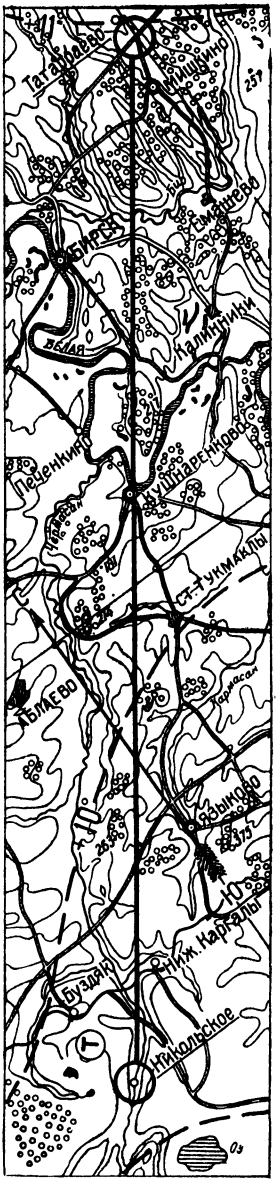


Рис. 29. Полоса карты с заданным маршрутом

— умением ориентировать объекты на местности и на карте относительно друг друга и по странам света.

При чтении полетной карты обращают внимание на следующие весьма важные вопросы, обеспечивающие надежность визуальной ориентировки и безопасность полета по маршруту;

— расположение (относительно заданного направления полета и стран света) линейных ориентиров: рек, железных и шоссейных дорог, береговой черты моря и т. д.;

— расположение и конфигурацию площадных ориентиров, городов, населенных пунктов, озер, отдельных лесных или кустарниковых массивов;

— расположение естественных и искусственных превышений местности относительно уровня аэродрома взлета и возможное изменение магнитного склонения на пути следования по маршруту.

Такое изучение (чтение) полетной карты дает возможность летчику представить и запомнить систему ориентиров на местности, по которым можно успешно вести визуальную ориентировку и обеспечить безопасность в предстоящем полете по маршруту или перелете.

Приведем пример сокращенного чтения полетной карты масштаба 1 : 1 000 000 в полосе заданного маршрута Никольское — Татарбаево (рис. 29). На карте превышение аэродрома взлета относительно уровня моря составляет 200 *м*. Село Никольское находится на правой стороне р. Чермасан. Следуя по заданному маршруту в 18 *км* от Никольского под углом 45°, пересекаем железную дорогу, затем отдельные и характерные по своим конфигурациям лесные массивы. Справа от заданной линии пути через населенные пункты Языково, ст. Тукмаклы до районного центра Кушнаренково проходит улучшенная дорога, слева в 10—15 *км* — река Чермасан, впадающая в реку Белую.

После прохода характерного пункта — районного центра Кушнаренково—с правой и левой сторон наблюдаются характерные изгибы реки Белой с мелкими озерами. На расстоянии 20, потом 30, а затем 40 *км* от Кушнаренково идут три улучшенные шоссейные дороги, берущие свое начало от районного центра Бирск и идущие на юг от него. На участке Кушнаренково — Татарбаево поверхность земли изрезана сопками и оврагами, покрытыми отдельными площадями леса. После того как будет пройдена река Бир, в 28 *км* от нее расположен населенный пункт Татарбаево, который можно опознать по шоссейной дороге, проходящей через поселок Мишкино на Татарбаево.

Наибольшее превышение местности относительно уровня моря в районе Языково составляет 263 *м*. По мере приближения к Татарбаево магнитное склонение возрастает, но не превышает 1°.

§ 14. ПОНЯТИЕ ОБ ОРТОДРОМИИ И ЛОКСОДРОМИИ

Ортодромией называется кратчайшее расстояние (путь) на земной поверхности между двумя какими-нибудь пунктами *А* и *Б* (рис. 30). Она представляет собой кривую линию (дугу) и пересекает меридианы под разными углами. Ортодромия изображается на картах выпуклостью к полюсам Земли (рис. 31).

Длина пути по ортодромии вычисляется по формуле

$$\cos S^{\circ}_{орт} = \sin \varphi_1 \cdot \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 \cdot \cos \varphi_2 \cdot \cos (\lambda_2 - \lambda_1),$$

где $\cos S^{0}_{орт}$ — длина пути по ортодромии в дуговой мере;

φ_1, φ_2 — широта исходного пункта *А* и конечного пункта *Б*;

λ_1, λ_2 — долгота исходного пункта *А* и конечного пункта *Б*.

Ортодромия на картах масштаба 1 : 1 000 000 и 1 : 500 000 на расстояниях до 1000 *км* практически изображается в виде прямой линии (рис. 32). На картах полярной проекции ортодромия, независимо от расстояния между пунктами, изображается всегда прямой линией (рис. 33).

Прокладку ортодромии на карте и полет по ней, как правило, производят на расстояния больше чем 1500 *км*.

Прокладка ортодромии на карте производится в следующем порядке:

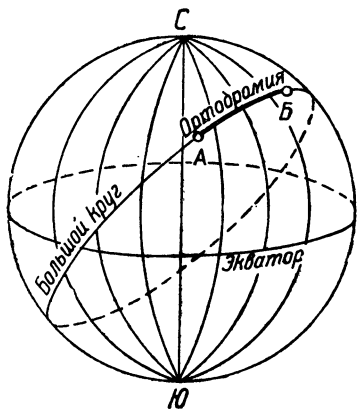


Рис. 30. Ортодромия

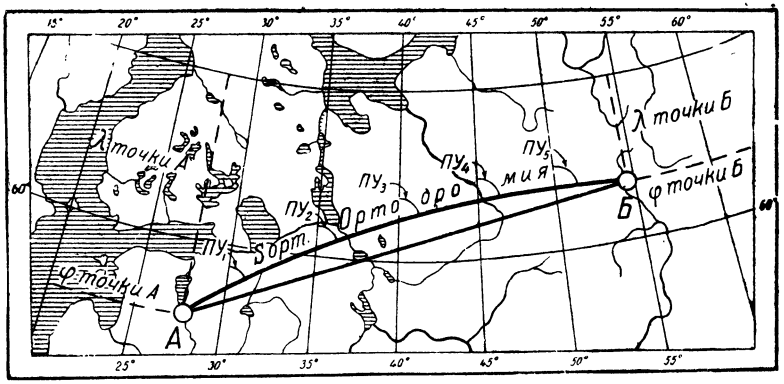


Рис. 31. Изображение ортодромии на картах конической и поликонической проекций

— намечают исходный пункт маршрута — точку *А* и конечный (поворотный) пункт — точку *Б* на удалении от пункта *А* не ближе 1500 *км* (рис. 34);

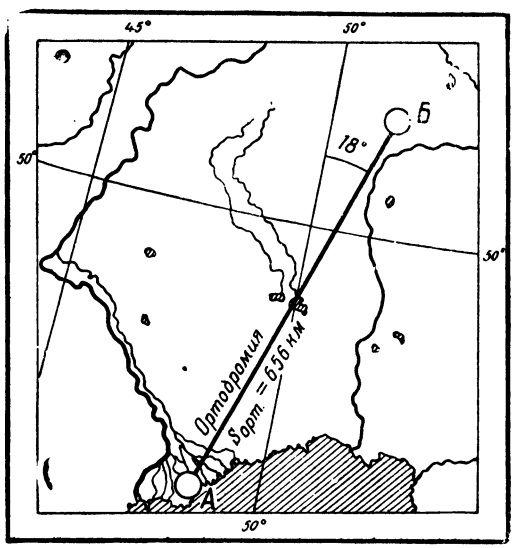


Рис. 32. Изображение ортодромии на картах масштаба 1 : 1 000 000 и 1 : 500 000 при небольших расстояниях и малых путевых углах

— определяют на карте долготу λ и широту φ исходного и конечного пунктов;

— намечают долготу λ промежуточных точек на карте через 500—1000 *км;*

— вычисляют по соответствующим формулам координаты (φ и λ) промежуточных точек ортодромии.

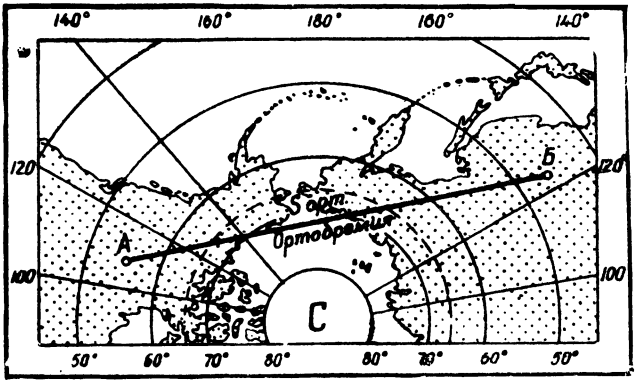


Рис. 33. Изображение ортодромии на картах полярной проекции

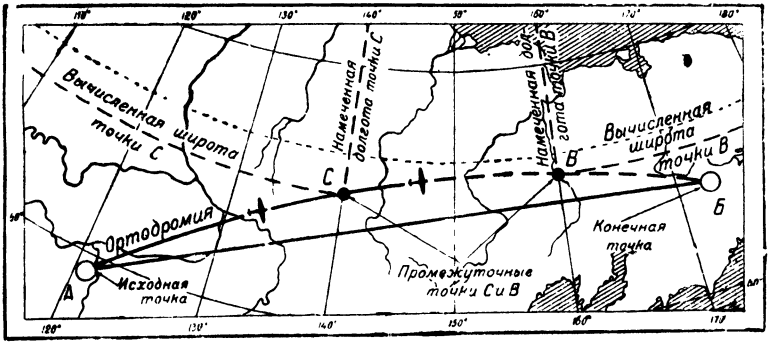


Рис. 34. Прокладка ортодромии по промежуточным точкам *С* и *В*

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* и конечную точку *Б* соединяют прямыми линиями или проводят кривую по лекалу.

Локсодромией называется кривая линия между двумя какими-нибудь точками (пунктами *А* и *Б*), которые пересекают меридианы под одним постоянным путевым углом (ПУ).

Своей выпуклостью локсодромия всегда обращена к экватору (рис. 35). Длина пути по локсодромии всегда больше, чем по ортодромии.

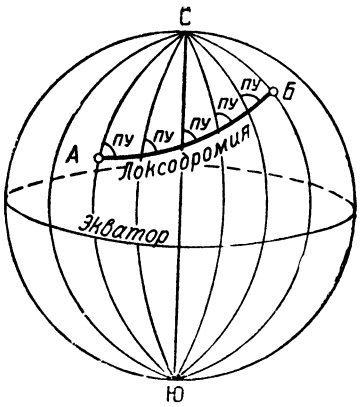


Рис. 35. Локсодромия

Когда полет происходит по меридиану или по экватору, то локсодромия совпадает с ортодромией.

На расстояниях между пунктами около 200—300 *км* локсодромия располагается на карте прямой линией (рис. 36).

При расстоянии между пунктами больше 300 *км* локсодромия на карте конической и поликонической проекций изображается кривой, обращенной выпуклостью к экватору (рис. 37).

Прокладка локсодромии на карте производится в следующем порядке:

— начальный *А* и конечный *Б* пункты данного участка соединяют прямой линией;

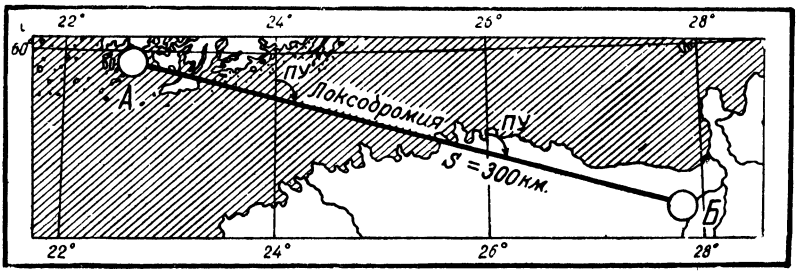


Рис. 36. На карте конической и поликонической проекции локсодромия до 300 *км* изображается прямой линией

— измеряют по среднему меридиану заданный путевой угол (ЗПУ) или измеряют ПУ в начале и в конце маршрута и берут среднее арифметическое из них;

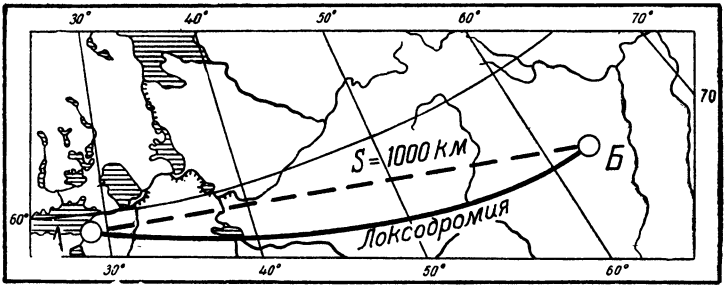


Рис. 37. Положение локсодромии на карте при расстоянии между пунктами больше 300 *км*

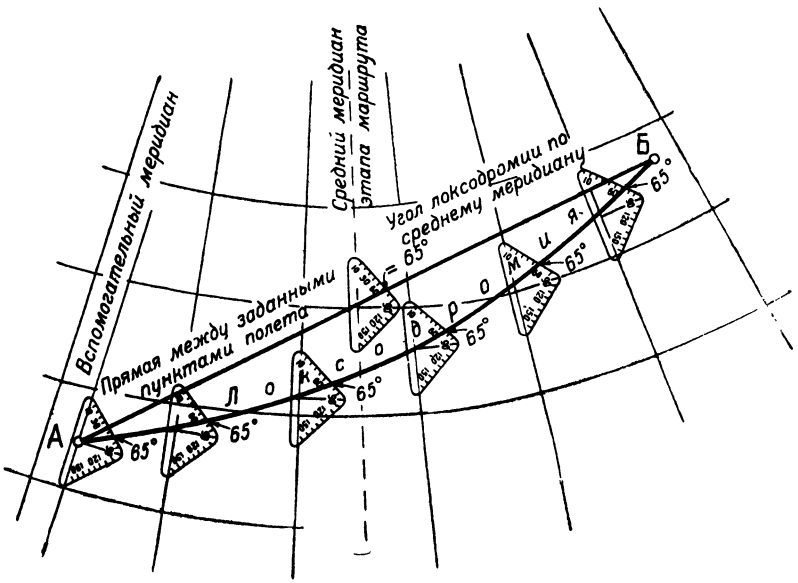


Рис. 38. Прокладка локсодромии по среднему ЗПУ с помощью транспортира

— прикладывают транспортир к меридиану начального пункта *А*. Если меридиан карты не проходит через начальный пункт, прокладывают вспомогательный меридиан (рис. 38);

— проставляют точку на карте против деления транспортира, которое соответствует измеренному заданному путевому углу (ЗПУ);

— соединяют прямой линией начальный пункт и отмеченную точку до пересечения с ближайшим меридианом;

— прикладывают центр транспортира к точке пересечения новой линии с меридианом, снова ставят точку на карте про-

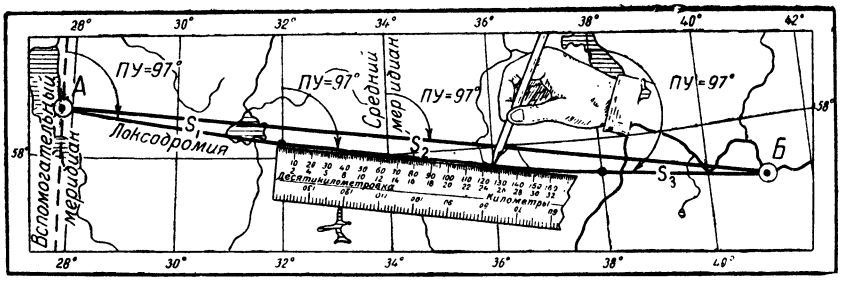


Рис. 39. Измерение длины пути по отрезкам локсодромии

тив деления заданного путевого угла и соединяют прямой со следующим меридианом.

Так же поступают в точках пересечения других новых линий с ближайшим меридианом.

При аккуратной работе получится кривая линия, соединяющая начальный и конечный пункты (самое большое уклонение получается в середине).

Затем линейкой измеряют длину пути по локсодромии (рис. 39). Для этого измеряют длину отрезка локсодромии от

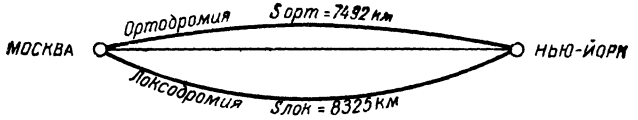


Рис. 40. Расстояния по ортодромии и локсодромии

исходного пункта *А* до первого меридиана, пересекающего локсодромию, и каждый отрезок локсодромии.

После этого суммируют все длины измеренных отрезков и получают общую длину локсодромии S между пунктами *А* и *Б*.

$$S = S_1 + S_2 + S_3 \text{ и т.д.}$$

В полетах на большие расстояния путь по ортодромии иногда сокращает расстояние на сотни километров.

Так, например, расстояние по ортодромии от Москвы до Нью-Йорка составляет 7492 *км*, а по локсодромии расстояние от Москвы до Нью-Йорка будет 8325 *км*, т. е. путь по локсодромии больше на 833 *км* (рис. 40).

§ 15. НОМЕНКЛАТУРА КАРТ

Система деления картографического изображения территории на отдельные листы называется разграфкой карты, а система обозначения отдельных листов называется номенклатурой карт.

Существует два типа разграфки: международная и прямоугольная. Каждому из этих типов разграфки соответствует своя номенклатура. Основными параметрами для международной разграфки служат листы карт масштаба 1 : 1 000 000. Краями изображения этого листа являются меридианы и параллели.

Размеры листа карты — 4° по широте и 6° по долготе. Для получения такого листа весь земной шар разбивают на пояса, имеющие буквенное наименование, и колонны, имеющие цифровое обозначение (рис. 41).

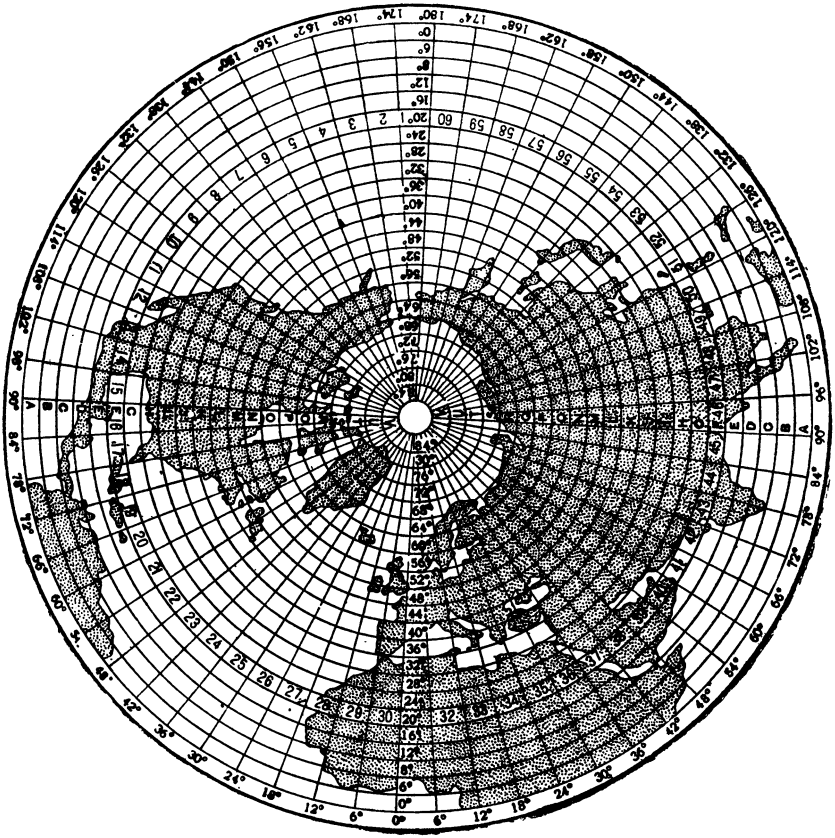


Рис. 41. Сборная таблица карт масштаба 1 : 100.000

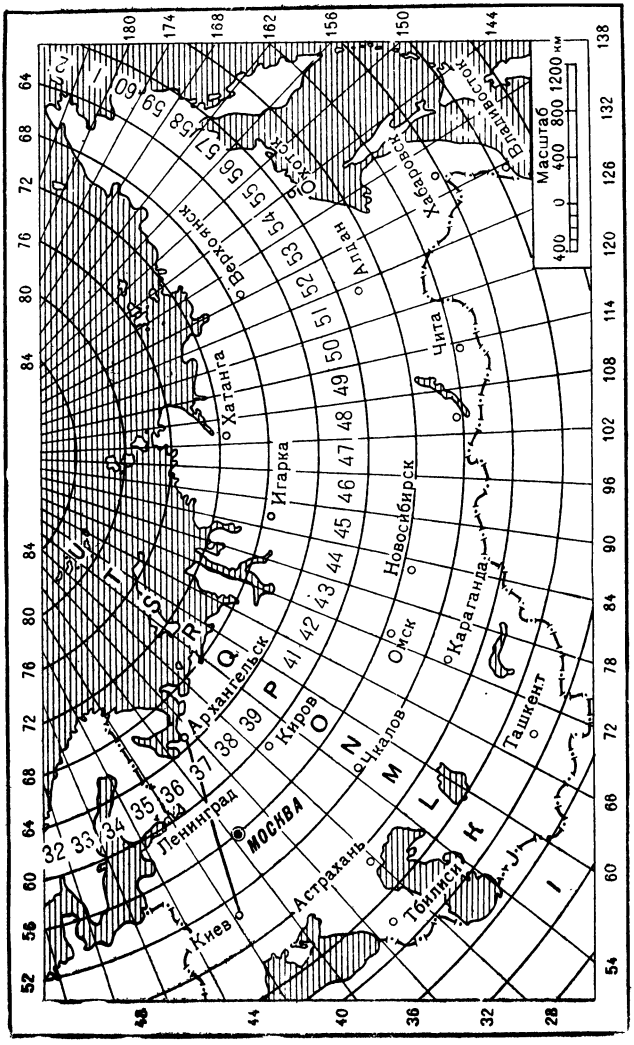


Рис. 42. Ряды и колонны на карте международной разграфки

Для удобства пользования сборной картой международной разграфки карту делят на листы, охватывающие территорию нескольких стран или одной страны, в которых соблюдаются ряды и колонны в том виде, как они есть на карте разграфки всего земного шара.

Пояса на карте обозначаются буквами латинского алфавита от A — на экваторе до V — вблизи полюса (рис. 42).

Колонны нумеруются числовыми обозначениями от 1 до 60; начало счета колонн-меридианов — 180°. Лист карты имеет номенклатуру (например, для Москвы N-37). Кроме

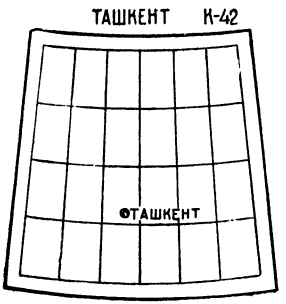


Рис. 43. Лист карты с номенклатурой К-42

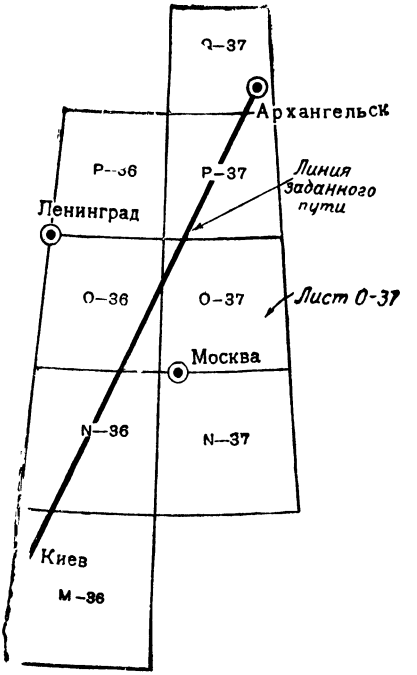


Рис. 44. Листы карт подобраны по номенклатурным обозначениям и склеены для маршрутного полета Киев—Архангельск

буквенного обозначения и номера, на листе ставится название наибольшего города, расположенного на данном листе.

Чтобы отыскать листы полетной карты масштаба 1 : 1 000 000, надо взять сборную карту международной разграфки. Например, для выполнения полета требуются карты района Ташкента. По сборной карте надо найти Ташкент, который находится в поясе, обозначенном буквой *К*, и в колонне меридианов, обозначенных цифрой 42 (рис. 43). Затем нужно отыскать лист карты, на котором в верхней части справа указана номенклатура листа *К-42* — это и будет лист карты района Ташкента.

Подобным образом можно подобрать несколько карт для нужного маршрута (рис. 44). Например, требуется подобрать листы полетных карт по маршруту Киев—Архангельск. Пользуясь рядами полос параллелей и колоннами меридианов в сборной карте международной разграфки территории Советского Союза, определяют номенклатуру каждого листа для указанного маршрута. По номенклатурным обозначениям не трудно выбрать нужные листы полетных карт в складе, где они хранятся.

Для полета по маршруту Киев — Архангельск потребуются следующие листы: М-36 (Киев), 0-36 (Ленинград), 0-37 (Москва), Р-36, Р-37 и 0-37 (Архангельск). Листы можно подбирать по сборной таблице и склеивать в нужном порядке также и для района полетов (рис. 45).



Рис. 45. Подбор и склейка карт района полетов по номенклатурным обозначениям

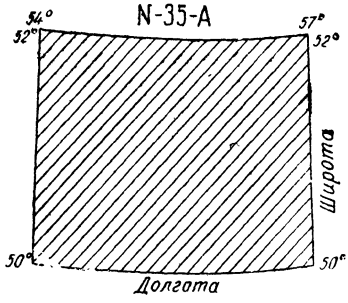


Рис. 47. Номенклатура карты масштаба 1 : 500 000

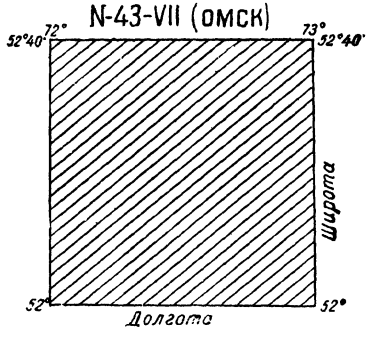


Рис. 49. Номенклатура карты масштаба 1 : 200 000

Листы карт в масштабе 1 : 200 000 представляют одну тридцатьшестую часть листа карты 1 : 1 000 000 (рис. 48),

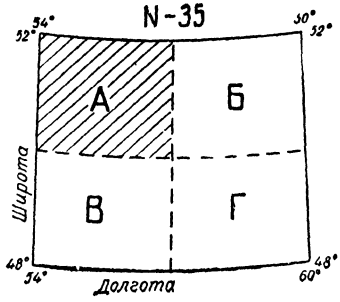


Рис. 46. Деление листа карты масштаба 1 : 1 000 000 на четыре части для карт масштаба 1 : 500 000

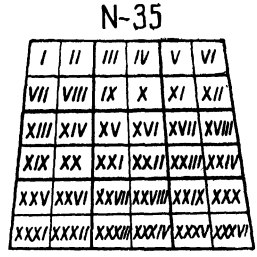


Рис. 48. Деление листа карты масштаба 1 : 1 000 000 на 36 частей для карт масштаба 1 : 200 000

Карты более крупного масштаба получаются в результате деления листа карты масштаба 1 : 1 000 000 на части. Каждый лист карты масштаба 1 : 500 000 представляет собой четвертую часть листа карты масштаба 1 : 1 000 000. Каждая часть листа обозначается русскими буквами А, Б, В, Г. Таким образом, каждый лист карты масштаба 1 : 500 000 обозначается латинской буквой и цифрой и русской буквой, например *N*-35-А (рис. 46 и 47).

Каждый лист этой карты обозначается латинской буквой и двумя цифрами — арабской и римской, например *N*-43-VII (рис. 49).

Для европейской территории СССР такие листы делаются учетверенными.

При прямоугольной разграфке применяется простая номенклатура, при которой каждый лист карты обозначается либо цифрой, либо каким-нибудь другим образом. Например, такую разграфку и номенклатуру имеет бортовая карта масштаба 1 : 2 000 000 (в 1 *см* — 20 *км*).

§ 16. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЙ И РАССТОЯНИЙ НА КАРТЕ В ПОЛЕТЕ

В сложной и быстро меняющейся обстановке полета летчик, если с ним нет штурмана, не имеет времени и возможности произвести то или иное измерение на карте при помощи транспортира и масштабной линейки. В таких случаях особое значение для летчика имеют штурманский глазомер и приближенный расчет в уме.

Для овладения хорошим штурманским глазомером необходима систематическая тренировка самого летчика в определении направления и расстояния на карте. При совершенном штурманском глазомере определение направлений на карте может быть достигнуто с точностью до 3—5°, а расстояний на карте — с точностью до 5—8% от измеренного расстояния.

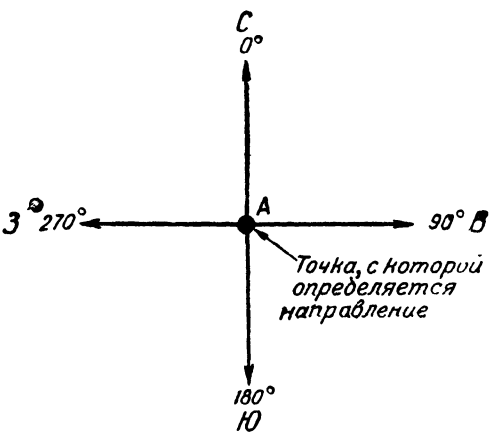


Рис. 50 Определение четырех основных направлений из точки А

Определение направлений на карте. Тренировку в измерении направления целесообразно проводить в следующем порядке. На чистом листе бумаги чертят линию меридиана, прочерчивают линию, перпендикулярную линии *С* и *Ю*, и производят надпись направлений: 0° (север), 180° (юг), 90° (восток) и 270° (запад) (рис. 50).

Затем откладывают на глаз направления в 45°, 135°, 225°, 315°. Для этого прямые углы (0—90°, 90—180°, 180—270° и 270—360°) надо разделить пополам и отметить точками, сое-

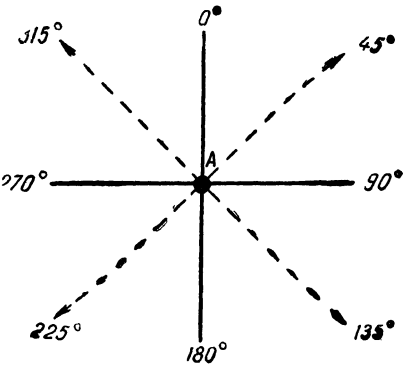


Рис. 51. Определение промежуточных углов способом деления прямых углов

динив их пунктирной линией с центром пересечения линий 0—180°, 90—270° (рис. 51). С помощью транспортира проверяют правильность измеренного направления на глаз. Тренироваться надо до тех пор, пока не будет достигнута точность измерения в пределах 3—5°.

После того как будут приобретены навыки в точном определении восьми направлений (0°, 45°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270° и 315°), следует перейти к определению более мелких промежуточных углов. Путем деления углов 0—45°, 45—90°, 90—135°, 135——180°, 180—225°, 225—270°, 270—315° и 315—360° надо научиться определять углы в 15°, 10°, 5° и меньшие углы. Возьмем такой пример. Точка *Б* находится точно посредине угла 45—90°, следовательно, ее направление будет 67,5°, а точка *В* не совпадает с направлением 135° и 180° (рис. 52).

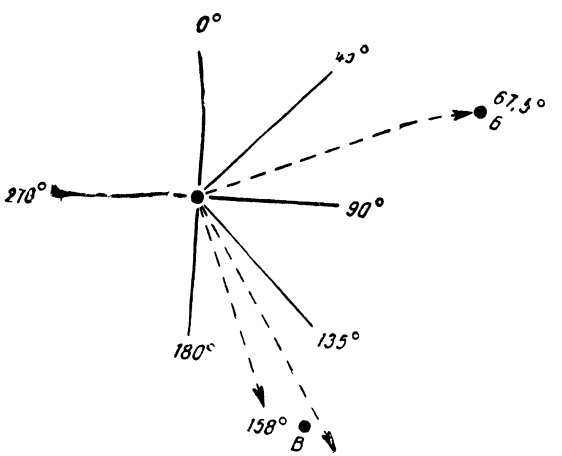


Рис. 52. Определение направлений на точки *Б* и *В* способом деления прямых и промежуточных углов на более мелкие

В таких случаях следует разделить угол 135—180° пополам и затем определить направление на точку *В* путем деления угла 135—158°.

Когда точность определения направления на листе бумаги

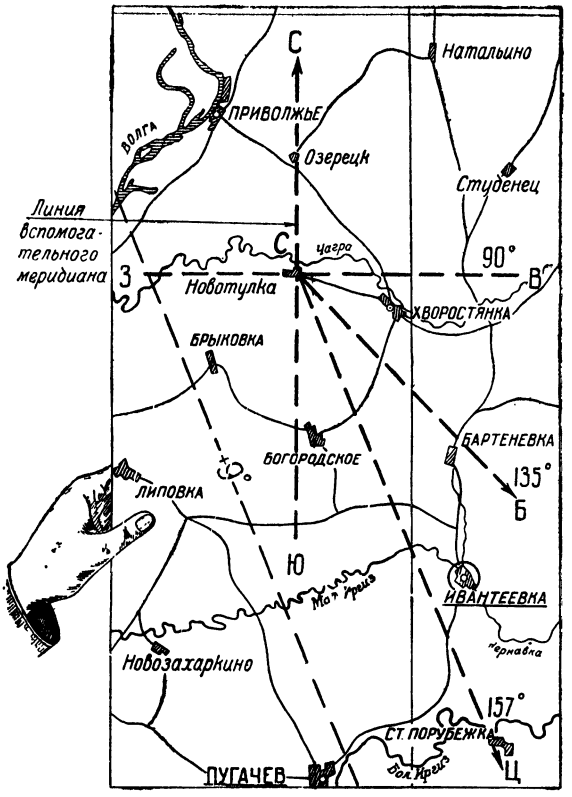


Рис. 53. Глазомерное определение направления на карте

будет доведена до 3—5°, следует перейти к тренировке в откладывании заданного направления на полетной карте.

Глазомерное определение направления на карте ничем не отличается от измерения путевого угла на листе бумаги в том случае, если точка, от которой определяется направление, совпадает с меридианом карты.

Несколько труднее определять направление на карте с точки, которая не совпадает с меридианом карты. В этом случае тренировку в определении заданного направления следует проводить примерно в таком порядке. Мысленно передвинуть ближайший меридиан на точку, с которой предлагается глазомерно измерить направление, например на пункт Новотулка. Перпендикулярно меридиану через этот пункт провести линию запад—восток. Затем способом деления углов пополам определить направление на требуемый пункт (Ивантеевка).

Из рис. 53 видно, что вначале угол 90—180° надо разделить пополам, в результате чего получается направление с

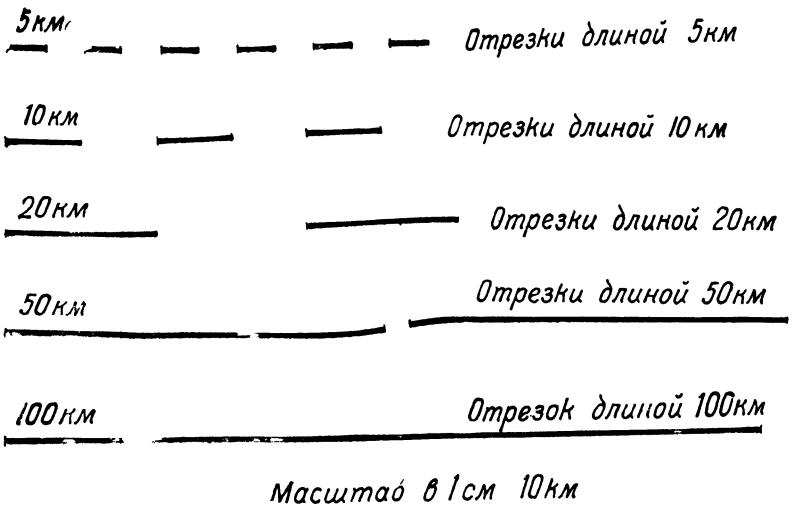


Рис. 54. Откладывание в заданном масштабе отрезков пути различной длины

пункта Новотулка, равное 135°, и воображаемая линия будет направлена в точку *Б*. Если еще разделить угол 135—180° пополам, то направление будет равно 157°, т. е. воображаемая (глазомерно проложенная) линия будет направлена в точку *Ц*. Из рис. 53 видно, что Ивантеевка, на которую следует определить направление с пункта Новотулка, не совпадает ни с направлением 135°, ни с направлением 157°. Тогда надо разделить этот угол пополам и примерно определить глазомерно направление с пункта Новотулка на Ивантеевку, равное 150°. В таком порядке следует проводить тренировку в глазомерном измерении на карте, после чего достигнутую точность следует проверять с помощью транспортира.

Определение расстояний на карте необходимо начинать с откладывания отрезков на чистом листе бумаги в масштабе в 1 *см* — 5 *км* и 10 *км*. Откладываемые отрезки на глаз в соответствии с избранным масштабом необходимо практиковать длиной в 5, 10, 20, 50 и 100 *км* (рис. 54). Отрезки нужной длины желательно откладывать как в горизонтальном, так и в вертикальном положении и под различными углами.

Точность глазомерного определения расстояний необходимо проверять масштабной линейкой. После того как точность измерения расстояния глазомерной прокладкой будет достигнута 5—8% от измеряемого расстояния, следует продолжать тренировку в глазомерном измерении расстояний на карте. Вначале на карте надо произвести несколько глазомерных откладываний отрезков длиной в 5, 10, 20, 50 и 100 *км* в раз

личных направлениях. После этого приступить к тренировке в измерении расстояний на глаз между отдельными пунктами на карте, начиная с небольших расстояний и кончая расстояниями в 300—400 *км*.

Глава третья

КУРС САМОЛЕТА И КОМПАС

§ 17. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗЕМНОМ МАГНЕТИЗМЕ

Многочисленными исследованиями установлено, что земной шар представляет собой огромных размеров магнит, имеющий, как и всякий магнит, два полюса: северный магнитный полюс и южный магнитный полюс. Магнитные силовые линии земного шара, выходя из северного магнитного полюса, входят в южный, образуя вокруг Земли магнитное поле.

Действия магнитного поля земного шара легко определяются с помощью свободно подвешенной магнитной стрелки. Если такую стрелку подвесить на нити, то она одним своим концом будет показывать всегда на север, а противоположным — на юг. Тот конец магнитной стрелки, который распола-

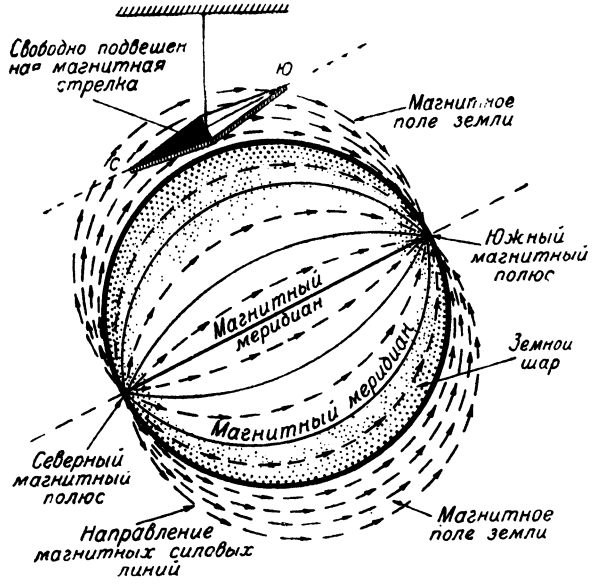


Рис. 55. Действие магнитного поля земли на магнитную стрелку

гается в направлении на север, принято называть северным, а противоположный — южным (рис. 55).

Северный магнитный полюс Земли обладает южным магнетизмом, а южный магнитный полюс обладает северным магнетизмом, поэтому магнитная стрелка поворачивается в сторону северного магнитного полюса северным магнитным концом. Северный магнитный полюс находится в точке, широта

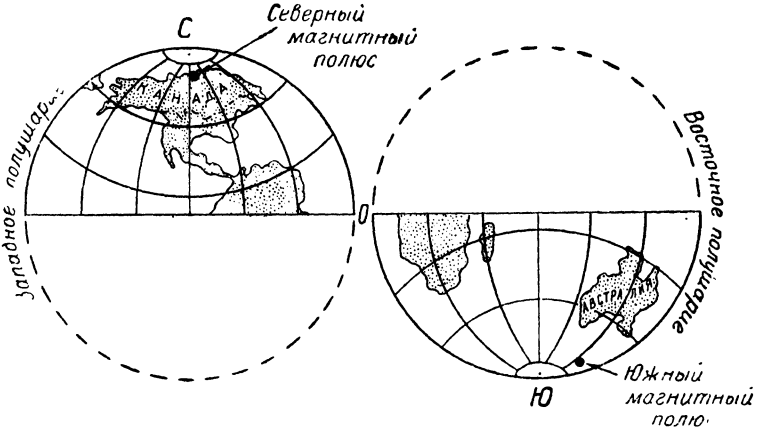


Рис. 56. Местоположения северного и южного магнитных полюсов на земном шаре

которой 70°5′30″ и долгота 96°45′3″ (п-ов Бутия, Канада). Южный магнитный полюс Земли расположен под 76°6′ южной широты и 154°8′ восточной долготы, в Антарктиде, южнее Австралии (рис. 56).

Направление, в котором всегда устанавливается продольная ось свободно подвешенной магнитной стрелки, находящейся под действием силы земного магнетизма, называется магнитным меридианом.

Сила магнитного поля в различных точках земного шара характеризуется определенной интенсивностью. На экваторе оно имеет минимальную величину, а на полюсах достигает максимума.

§ 18. МАГНИТНОЕ СКЛОНЕНИЕ

Из сказанного видно, что магнитные полюсы не совпадают с географическими, а следовательно, и географические меридианы не совпадают с магнитными меридианами (рис. 57). Направление свободно подвешенной магнитной стрелки показывает направление магнитного меридиана данного места. Угол, составленный магнитным меридианом и географическим меридианом, называется углом магнитного склонения и обозначается ΔM.

Склонение может быть восточным и западным, в зависимости от того, куда отклоняется северный полюс магнитной стрелки—к востоку или к западу от географического меридиана. Восточное склонение условились считать положительным (знак +), а западное — отрицательным (знак —) (рис. 58).

Магнитное склонение может достигнуть большой величины, поэтому при пользовании магнитным компасом во время определения курса самолета его необходимо учитывать. Магнитное склонение в различных точках поверхности земного шара по величине и знаку различно вследствие того, что магнитные полюсы не совпадают с географическими полюсами. Магнитные полюсы находятся не на поверхности земли, а на некоторой глубине земного шара, поэтому имеется наличие так называемого магнитного наклонения, обозначаемого $\Delta\Theta$.

Доказательством того, что наклонение действует в вертикальной плоскости на магнитную стрелку, является следующее. Если взять магнитную стрелку с горизонтальной осью

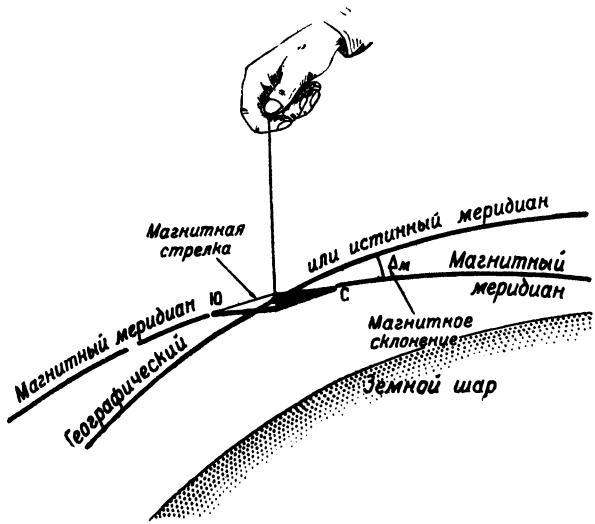


Рис. 57. Отклонение магнитной стрелки от географического (истинного) меридиана на угол ΔM

вращения и перемещать ее к северному полюсу, то магнитная стрелка не будет оставаться горизонтальной: ее северный конец будет наклоняться вниз, южный подниматься вверх. Это свидетельствует о том, что напряжение магнитного поля земли направлено не по горизонту, а под некоторым углом к нему. Тот угол, который образует магнитная стрелка с горизонтальной плоскостью, называется углом магнитного

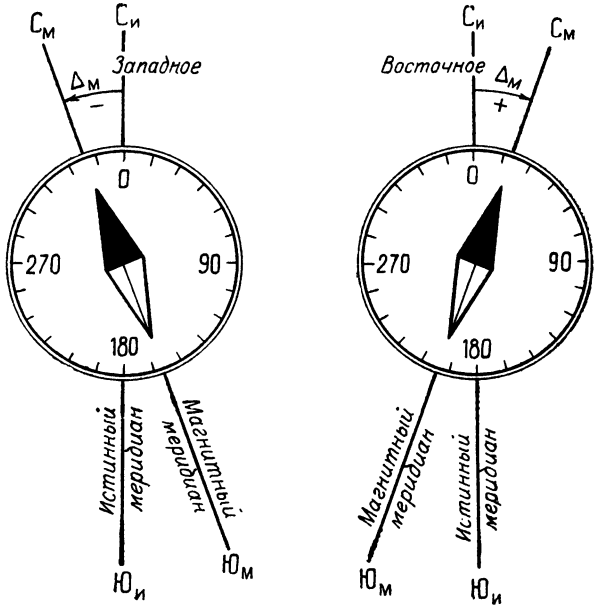


Рис. 58. Знаки магнитного склонения

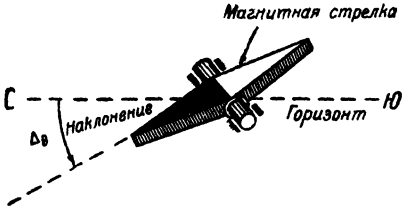


Рис. 59. Наклонение магнитной стрелки

наклонения (рис. 59). Угол магнитного наклонения увеличивается по мере приближения к полюсам, на которых он равен 90°. В средних широтах СССР угол магнитного наклонения приблизительно равен 70°. Для уничтожения этого наклона южный конец стрелки в компасах делают более тяжелым.

§ 19. КАРТА МАГНИТНОГО СКЛОНЕНИЯ

Магнитное склонение определяют по специальной карте магнитного склонения — «карты изогон» (рис. 60). На карте магнитного склонения проведены линии, которые соединяют точки на земной поверхности, имеющие одинаковое магнитное склонение. Линии магнитного склонения называются изогонами. Карты изогон составляются на какой-нибудь определенный момент времени, который называется эпохой карты. Для учета изменения с течением времени применяются карты годового изменения магнитного склонения.

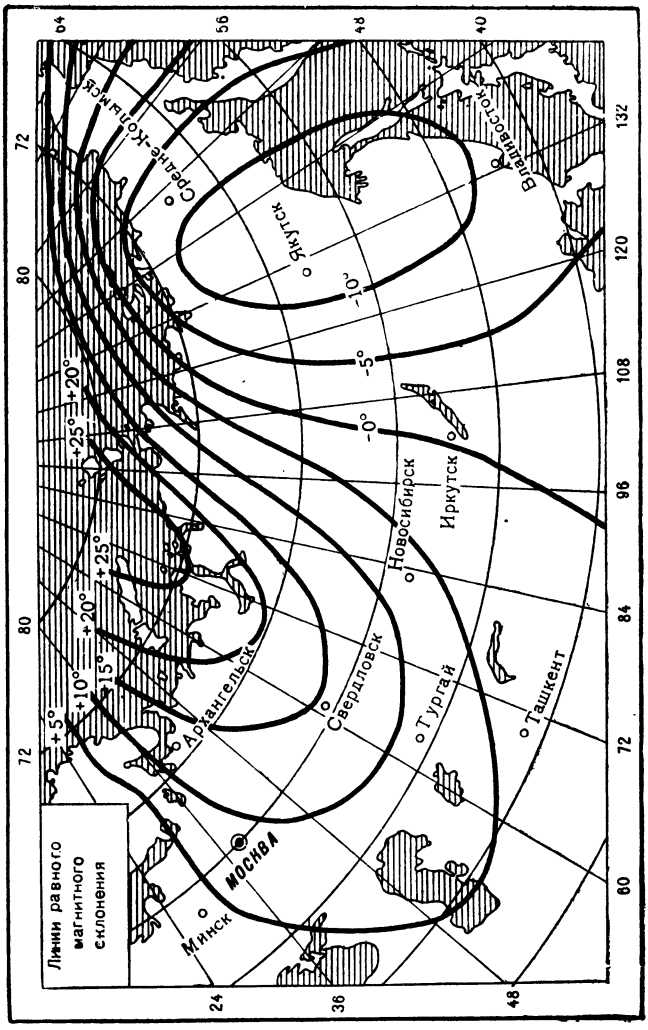


Рис. 60. Карта магнитного склонения

Кроме годового изменения магнитного склонения, наблюдается еще суточное изменение магнитного склонения и резкие часовые изменения, которые называются магнитными бурями.

На магнитных картах, кроме изогон, указываются магнитные аномалии, т. е. районы с резкими и значительными изменениями магнитного склонения, например так называемая курская аномалия.

Пользуясь картой магнитного склонения, можно определить величину магнитного склонения в интересующих нас

районах полета. Так, при выполнении маршрутного полета Свердловск — Владивосток летчику придется учитывать в районе Свердловска склонение, равное +15°, по мере приближения к району Новосибирска магнитное склонение убывает, и, не долетая до Новосибирска, летчик пересечет изогону с магнитным склонением, равным +10°. В районе озера Байкал самолет пересечет изогону с магнитным склонением 0°, а по мере приближения к району Владивостока магнитное склонение будет возрастать, но уже с отрицательным знаком. Во Владивостоке магнитное склонение будет равно примерно —10°.

Для удобства пользования и учета магнитного склонения в полете, как правило, на полетных картах наносятся магнитные изогоны через 1° (на карте масштаба 1 : 1 000 000).

§ 20. ПОНЯТИЕ О КУРСЕ САМОЛЕТА

Курсом самолета называется угол между северным направлением (плоскостью) меридиана и продольной осью самолета (рис. 61).

Курс отсчитывается в градусах от северного направления меридиана по часовой стрелке до продольной оси самолета от 0 до 360°. В зависимости от того, от какого меридиана происходит отсчет, курс может быть истинным или магнитным.

Истинным курсом называется курс, отсчитанный от

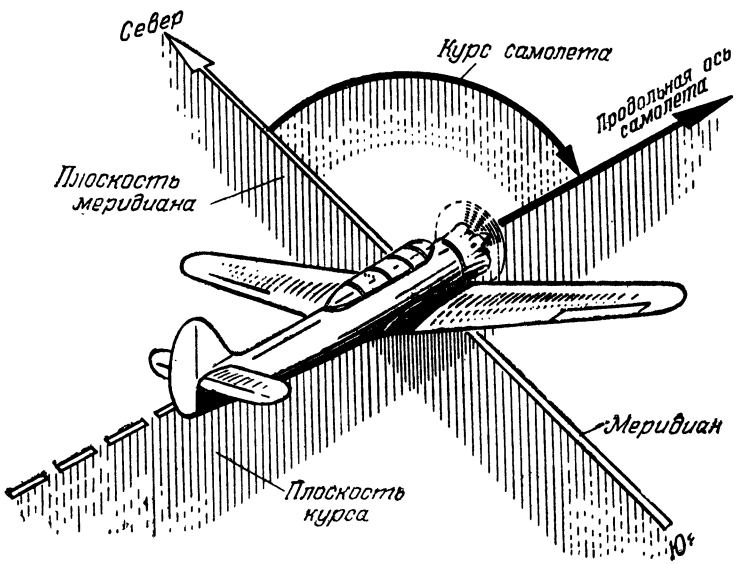


Рис. 61. Курс самолета

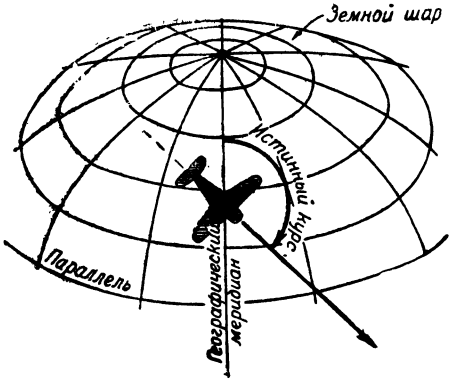


Рис. 62. Истинный курс самолета

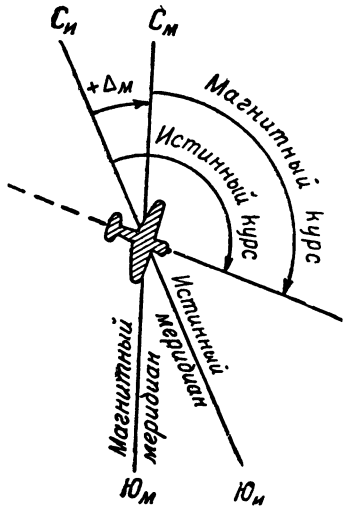


Рис. 63. Истинный и магнитный курсы самолета

географического (истинного) меридиана. Истинный курс условно обозначается буквами ИК (рис. 62).

Магнитным курсом называется курс, отсчитанный от магнитного меридиана. Магнитный курс условно обозначается буквами МК.

Истинный курс отличается от магнитного на величину магнитного склонения ΔM (рис. 63).

Для перехода от истинного курса к магнитному необходимо из истинного курса алгебраически вычесть величину магнитного склонения:

$$МК = ИК - (\pm\Delta M).$$

Например, если $ИК = 120°$, а $\Delta M = -6°$, то магнитный курс будет равен $МК = 120° - (-6°) = 126°$.

Для перехода от магнитного курса к истинному необходимо к магнитному курсу алгебраически прибавить магнитное склонение:

$$ИК = МК + (\pm\Delta M).$$

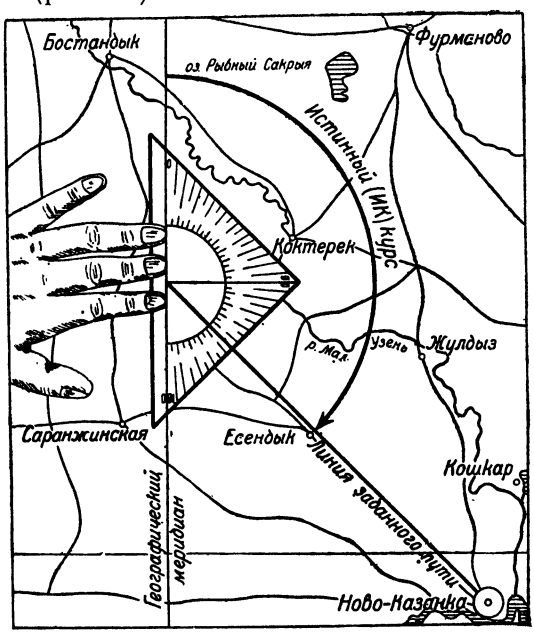


Рис. 64. Измерение истинного курса на карте



Рис. 65. Учет в полете магнитного склонения (ΔМ) по изогонам на полетной карте

Так, если МК = 90°, а $\Delta M = +8°$, то истинный курс будет равен:

ИК = 90° + (±8°) = 98°.

Магнитный курс, как видно из приведенных формул, можно рассчитать при условии двух известных величин: истинного курса (ИК) и магнитного склонения (ΔM).

Истинный курс определяется на полетной карте путем измерения угла между северной частью географического меридиана и заданной линией пути. Измерение ИК, как правило, производится с помощью навигационного целлулоидного транспортира (рис. 64). Величина магнитного склонения определяется на полетной карте по изогонам в районе выполняемого полета или же предварительно по карте магнитного склонения. По мере движения самолета в районы с другим магнитным склонением производится перерасчет МК с учетом изменившегося магнитного склонения. На схеме рис. 65 показано движение самолета в сторону увеличивающегося магнитного склонения.

§ 21. ПОНЯТИЕ О ДЕВИАЦИИ КОМПАСА

Если вблизи компаса нет никаких ферромагнитных масс: железа, стали и сплавов, способных намагничиваться, то направление магнитной стрелки компаса будет совпадать с направлением магнитного меридиана, т. е. магнитная стрелка компаса не будет отклоняться от магнитного меридиана (рис. 66).

Если же поблизости магнитного компаса находятся ферромагнитные массы, то магнитное поле земли искажается и приводит к отклонению стрелки компаса на некоторый угол от

магнитного меридиана. Угол этот называется девиацией компаса и обозначается ΔK.

Если поставить компас на самолет, то на магнитную стрелку компаса, кроме земного магнетизма, будут влиять магнитное и электрическое поля самолета, вследствие чего она отклоняется от направления магнитного меридиана к востоку

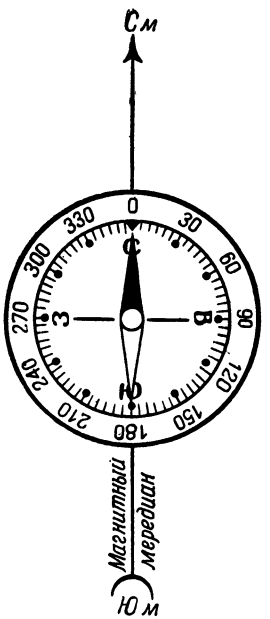


Рис. 66. Совпадение магнитной стрелки с магнитным меридианом при отсутствии вблизи компаса ферросплавных масс

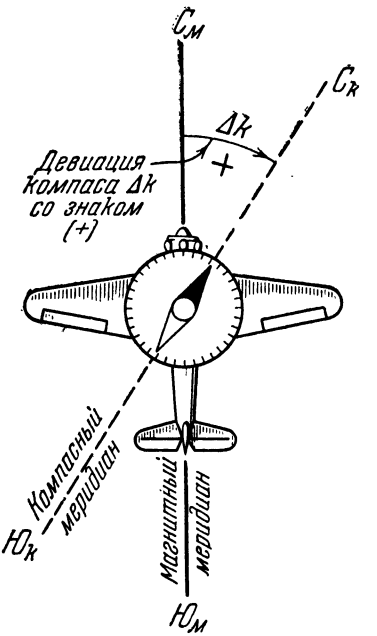


Рис. 67. Отклонение магнитной стрелки от магнитного меридиана под воздействием магнитного поля самолета

или к западу. Если северный конец стрелки компаса отклонен к востоку от магнитного меридиана, девиация имеет знак плюс (+), если к западу, то знак минус (—) (рис. 67).

Насколько серьезно влияет девиация на точность показаний компаса, видно из того, что на современных самолетах девиация компасов может достигать, если ее не уменьшать, 50°. Девиация на различных курсах самолета может быть не одинакова по величине и по знаку и зависит от расположения и свойств металлических частей самолета.

Девиация компаса на самолете определяется сравнением показания компаса с магнитным курсом самолета. Магнитный курс самолета на земле определяется с помощью девиационного пеленгатора, а компасный курс (КК) самоле-

та отсчитывается по показанию компаса на данном самолете. Величина и знак девиации компаса находятся как разность между магнитным курсом (МК), на котором установлен самолет, и показанием компаса на этом курсе (рис. 68).

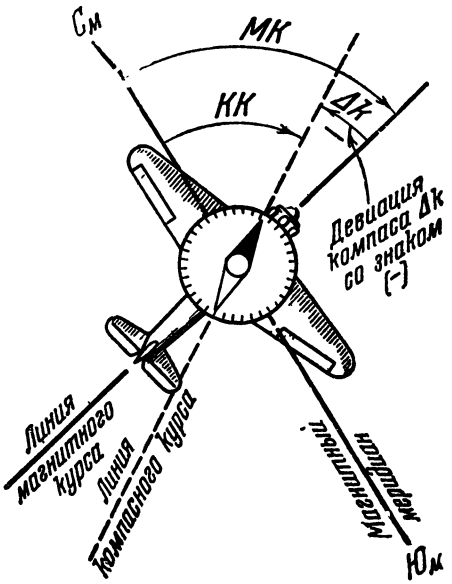


Рис. 68. Отклонение на курсе магнитной стрелки влево от магнитного меридиана (отрицательная девиация)

Девиация определяется по правилу $\Delta К = МК - КК$.

Пример 1. МК=225°, КК=213°, находим ΔК.

Решение. $\Delta К = 225° - 213° = +12°$.

Пример 2. МК = 315°, КК = 325°, находим $\Delta К$.

Решение. $\Delta К = 315° - 325° = -10°$.

Во избежание больших величин девиации, которые могут быть на некоторых курсах, девиация уменьшается с помощью специальных магнитов, установленных на компасе. Уменьшение девиации магнитами производится на четырех основных курсах: 0°, 180°, 90°, 270°. После этого определяются величина и знак девиации на восьми магнитных курсах: 0°, 45°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270° и 315°.

Для учета девиации компаса в полете составляется график девиации, который должен быть в кабине самолета для каждого компаса (рис. 69).

При наличии графика девиации и магнитного склонения можно произвести определения компасного курса (КК) само-

лета, магнитного курса (МК) и истинного курса самолета (рис. 70). Компасный курс самолета рассчитывается по формуле

$$КК = МК - (\pm\Delta K).$$

Магнитный курс самолета рассчитывается по формуле

$$МК = КК + (\pm\Delta K).$$

Истинный курс самолета рассчитывается по формуле

$$ИК = КК + (\pm\Delta K) + (\pm\Delta M)$$

Перевод курсов, т. е. учет магнитного склонения и девиации, производится по общему правилу, которое применимо для учета всех поправок.

При расчете истинной величины (идешь от прибора) $МК = КК + (\pm\Delta K) + (\pm\Delta M)$ знак поправки не меняется (алгебраическое сложение).

При расчете приборной величины (идешь к прибору) $КК = ИК - (\pm\Delta M) - (\pm\Delta K)$ знак поправки надо изменять на обратный (алгебраическое вычитание).

Пример 1. $МК = 75°$, для этого курса по графику девиации находим девиацию компаса $\Delta K = +3°$. Определяется компасный курс.

Решение. $КК = 75° - (+3) = 72°$.

Пример 2. $КК = 125°$, для этого курса по графику находим девиацию компаса $\Delta K = -2°$. Определяем магнитный курс.

Решение. $МК = 125° + (-2°) = 123°$.

Пример 3. $КК = 140°$, $\Delta M = +10°$. По графику девиации находим девиацию компаса $\Delta K = -3°$. Определяем истинный курс:

Решение. $ИК = 140° + (-3°) + (+10°) = 147°$.

Пример 4. $ИК = 250°$, $\Delta M = -5°$, $\Delta K = +4°$.

Решение. $КК = 250 - (-5°) - (+4°) = 251°$.

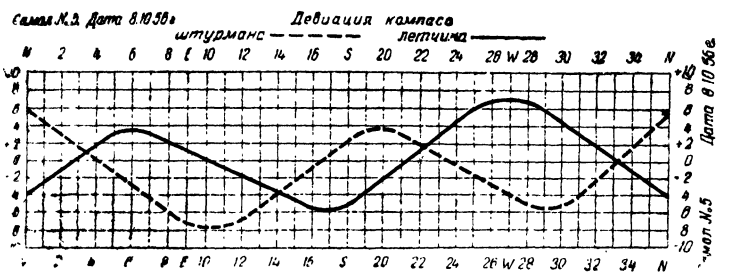


Рис. 69. График девиации

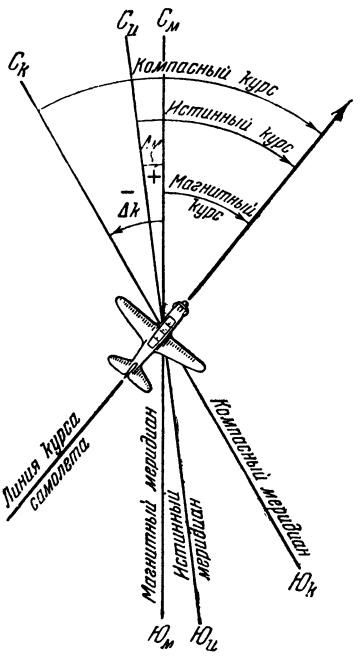


Рис. 70. Курсы самолета

§ 22. ПРИБОРЫ, ИЗМЕРЯЮЩИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ВЕЛИЧИНЫ

При полете необходимы измерения различных величин, без знания которых полет на самолете невозможен. К таким величинам относятся: направление полета, высота, скорость, время, а также величины, характеризующие работу двигателя, и др. Все эти величины измеряются с помощью специальных самолетных приборов, называемых навигационно-пилотажными. К ним относятся:

1. Компасы, указывающие курс самолета, т. е. направление полета относительно стран света.

2. Высотомеры, показывающие высоту полета.

3. Указатели воздушной скорости (УВС), показывающие скорость полета относительно воздушной среды.

4. Вариометр — указатель скорости подъема и спуска самолета.

5. Самолетные часы, служащие для контроля времени полета и определения момента пролета над контрольными ориентирами.

6. Термометр, определяющий температуру воздуха, окружающего самолет, знание которой необходимо при внесении поправок в показания приборов и для характеристики окружающей атмосферы (определение возможности обледенения) и т. п.

7. Прибор гироскопической группы: указатель поворота и скольжения, который облегчает работу летчика в воздухе и позволяет совершать полет вне видимости земли.

Ниже дается описание, принцип работы, устройство и пользование основными пилотажно-навигационными приборами.

§ 23. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННОГО КОМПАСА

Одной из основных задач самолетовождения является выдерживание заданного направления полета и вывод самолета в заданные пункты маршрута.

Для этого на самолете имеется прибор, указывающий направление полета самолета. Таким прибором является магнитный компас, который предназначен для определения и сохранения курса самолета.

Принцип действия магнитного компаса основан на свойстве свободной магнитной стрелки, удаленной от металлических предметов, устанавливаться всегда в плоскости магнитного меридиана.

§ 24. УСТРОЙСТВО КОМПАСА КИ-11

Компас КИ-11 является путевым компасом и предназначен для установки на приборной доске в кабине летчика (рис. 71).

Компас КИ-11 состоит из корпуса, разделенного на две части (уводящей камеры и котелка); картушки компаса поплавкового типа, к которой прикреплена латунная шкала с делениями; двух регулировочных винтов девиационного прибора и гнезда, закрытого пробкой, в котором помещается лампочка для освещения шкалы компаса.

Основной частью КИ-11 является картушка, имеющая два цилиндрических магнита и шкалу компаса. При помощи держателей магниты припаяны к поплавку. Магниты параллельны между собой и симметричны по отношению к шпильке, проходящей через центр поплавка (рис. 72).

Шпилька является центром вращения картушки. В поплавке впаяна втулка, в которую запрессована шпилька. Шпилька опирается на топку, изготовленную из твердого камня —

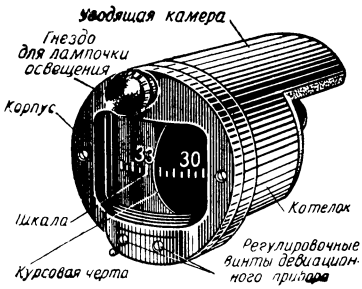


Рис. 71. Внешний вид компаса КИ-11

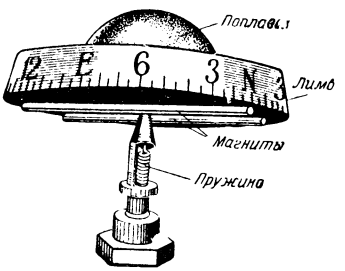


Рис. 72. Картушка компаса

агата. Топка в верхней своей части проточена по радиусу, поэтому картушка может свободно поворачиваться вокруг своей оси при крене компаса до 17°.

Вес картушки в жидкости передается на пружину и уравновешивается упругостью последней.

Шкала (лимб) картушки прикреплена к поплавку и отградуирована через каждые 5°. Оцифровка сделана через каждые 30°.

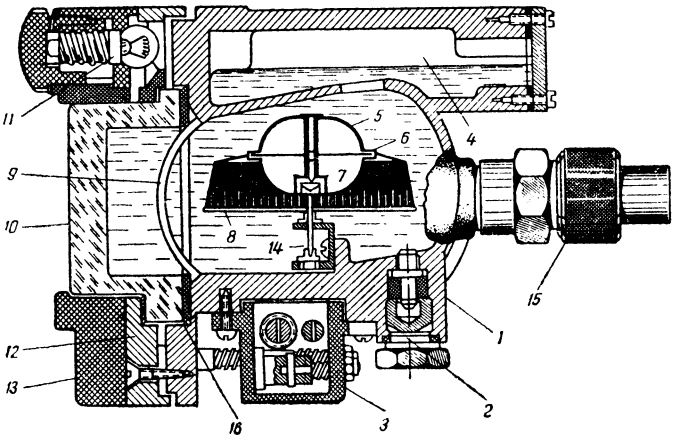


Рис. 73. Устройство компаса КИ-11 (продольный разрез):
1 — котелок; *2* — пробка заливного отверстия; *3* — корпус девиационного прибора; *4* — уводящая камера; *5* — поплавок; *6* — шпильки; *7* — топка; *8* — лимб; *9* — курсовая черта; *10* — стекло; *11* — электролампочка; *12* — кольцо крепления стекла; *13* — декоративное кольцо; *14* — амортизационная пружина; *15* — штепсель; *16* — прокладка

Главные курсы обозначены буквами *N, S, E, W,* что означает «Север», «Юг», «Восток», «Запад». Буквы, цифры и деления через каждые 10° покрыты светящейся массой.

С передней стороны картушки на внутренней стенке котелка укреплена курсовая черта *9,* которая окрашена в белый цвет, а по переднему ребру покрыта светящейся массой. Курсовая черта служит индексом при отсчете курса по компасу (рис. 73).

С передней стороны прибор закрыт стеклом *10.* Между котелком и стеклом, а также между стеклом и прижимным кольцом *12* для герметичности проложена пробковая прокладка *16.* Открытая часть стекла представляет собой выпукло-вогнутую цилиндрическую линзу, вследствие чего картушка видна в несколько увеличенном размере.

В верхней части котелка имеется компенсационная (уводящая) камера *4,* которая соединена с котелком при помощи отверстия. Котелок *1* заполняют через заливное отверстие *2* лигроином. Внизу корпуса тремя винтами укреплен девиационный прибор (рис. 74). Выше стекла прибора имеется отверстие с резьбой для патрона лампочки. Лампочка *11* рассчитана на питание от бортовой сети 26,5 *в* и служит для освещения шкалы при полетах ночью.

Магниты картушки компаса, так же как и свободно подвешенная магнитная стрелка, стремятся стать своими продольными осями вдоль магнитного меридиана, причем северный

конец магнитов направляется в сторону северного магнитного полюса.

Картушка компаса, будучи отклонена какими-либо внешними силами от направления магнитного меридиана, по прекращении действия этих сил будет стремиться под влиянием магнитных сил снова возвратиться к прежнему направлению.

Если картушка была отклонена от меридиана на значительный угол, то, возвращаясь к меридиану, она пройдет через свое первоначальное положение и отклонится в противоположную сторону от меридиана. В течение некоторого времени, называемого периодом успокоения, картушка будет колебаться около своего первоначального положения, из которого она была выведена. При этом на картушку будут действовать следующие моменты сил:

— вращающий момент магнитных сил;
— момент силы инерции картушки;
— момент силы сопротивления жидкости;
— момент силы трения шпильки о топку.

Под действием момента сопротивления жидкости отклонение картушки от плоскости магнитного меридиана уменьшается. В то же время при повороте компаса жидкость (лигроин)

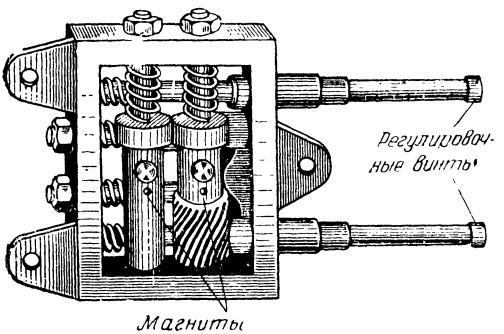


Рис. 74. Девиационный прибор

увлекается вместе с ним и увлекает за собой картушку компаса. Это явление нежелательно, так как при поворотах самолета на новый курс пользование компасом становится затруднительным и даже по окончании поворота картушка сразу не устанавливается на действительный курс, колеблясь в течение некоторого времени.

Физическое явление увлечения картушки компаса состоит в том, что котелок компаса жестко связан с самолетом и при поворотах самолета вращается со скоростью его поворота. Частицы компасной жидкости увлекаются стенками котелка. Движущиеся частицы компасной жидкости, непосредственно соприкасающиеся с поверхностью картушки, увлекают ее в

сторону вращения самолета, что и приводит к отклонению картушки от плоскости магнитного меридиана.

Из сказанного видно, что увлечение картушки КИ-11 зависит от скорости поворота самолета относительно вертикальной оси. При плавных поворотах самолета картушка компаса более устойчива, поэтому значительно легче производить отсчеты показания компаса после разворота и установки самолета на заданный курс. При высокой окружающей температуре жидкость в котелке расширяется и избыток ее поглощается компенсационной камерой.

§ 25. ПРОВЕРКА МАГНИТНЫХ КОМПАСОВ

В процессе работы характеристики магнитного компаса могут изменяться. Причинами их изменения являются:

— ослабление магнитных свойств картушки и девиационного прибора;

— притупление шпильки;

— изменение свойства заливаемой в котелок жидкости.

Следовательно, точность показания компаса с течением времени уменьшается и прибор становится непригодным к эксплуатации. Для определения пригодности компасов их периодически проверяют на застой, на время успокоения и на максимальный эффект девиационного прибора.

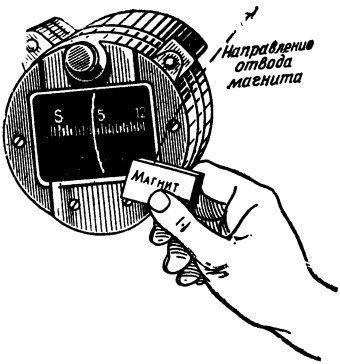


Рис. 75. Определение застоя и успокоения картушки компаса

При проверке необходимо руководствоваться следующими техническими допусками. Застой картушки при отклонении ее магнитом от меридиана на 5° не должен превышать 1° от показания курса, который был до отклонения картушки компаса магнитом (рис. 75). Время отхода картушки (полного успокоения), отклоненной на 90° от меридиана, возвращение к исходному положению не должно превышать 4 сек. При температуре—60°С в компасе не должно быть видимого пузыря жидкости при крене.

§. 26. УСТАНОВКА КОМПАСА НА САМОЛЕТЕ И ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР

При установке компаса на самолете необходимо учитывать следующие требования:

— установка компаса должна быть достаточно жесткой и не допускать вибрации его;

— компас нужно устанавливать дальше от постоянных и особенно от переменных магнитных полей;

— установка компаса должна обеспечивать легкий доступ к девиационному прибору;

— курсовая черта компаса должна находиться в плоскости симметрии самолета или быть ей параллельной;

— компас должен устанавливаться перед глазами летчика для удобства отсчета показаний компаса;

— крепится компас медными болтами или шурупами.

Предполетный осмотр компаса имеет целью внешне определить пригодность компаса к эксплуатации. При осмотре компаса следует обратить внимание на:

— прочность крепления к приборной доске компаса;

— прозрачность и чистоту лигроина и отсутствие течи котелка;

— отсутствие пузырьков в жидкости;

— чистоту компаса, стекла;

— исправность электроосвещения компаса;

— исправность (отсутствие большого наклонения) картушки компаса.



Рис. 76. Пломбирование регулировочных винтов девиационного прибора на компасе КИ-11

Регулировочные винты девиационного прибора должны быть запломбированы (заклеены белой бумагой с подписью отвечающего за исправность компаса) (рис. 76).

§ 27. ОТСЧЕТ КУРСА И УСТАНОВКА САМОЛЕТА НА ЗАДАННЫЙ КУРС

Во избежание ошибок отсчета показания компаса после разворота самолета отсчет следует производить, когда прекратится движение жидкости в котелке, а картушка вернется в нормальное положение.

Один отсчет, произведенный по компасу, не дает возможности определить точного курса самолета. Поэтому при маршрутных полетах следует определять среднее значение курса самолета. Средний курс определяют отсчетами показаний ком-

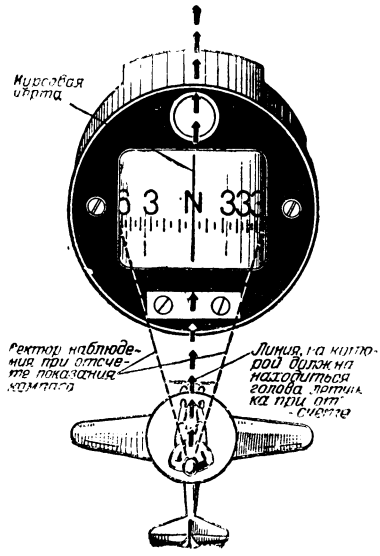


Рис. 77. Положение головы летчика при отсчете показаний компаса КИ-11

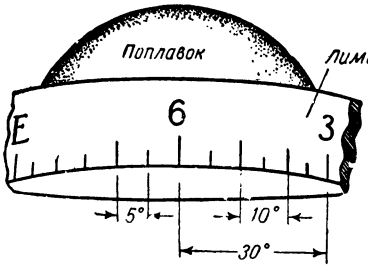


Рис. 78. Разметка лимба компаса (оцифровка лимба через 30°, большое деление — 10°, малое деление — 5°)

паса через определенный промежуток времени. Отсчет показаний компаса производится против курсовой черты.

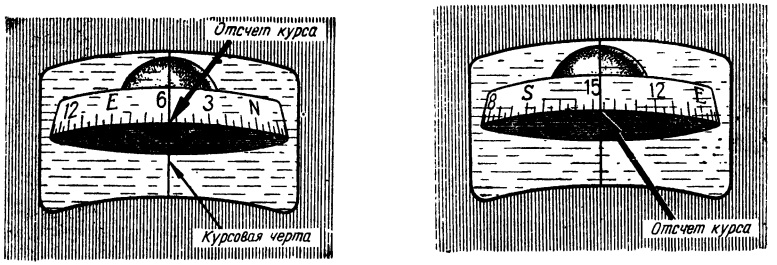
Отклонение головы летчика от плоскости курсовой черты приведет к погрешностям в отсчете показания компаса. При отсчете курса направление глаза должно совпадать с мысленной линией, проходящей через пробку лампочки освещения компаса и курсовую черту прибора (рис. 77).

Определение показания (отсчета) компаса следует начинать с цифровых обозначений, т. е. определить, между какими оцифровками проходит курсовая черта; затем надо определить десятки градусов и единиц градусов. Оцифровку и деление лимба надо запомнить (рис. 78, 79).

Перед тем как установить самолет на заданный курс, надо приближенно определить направление разворота и примерный угол, на который следует развернуть самолет относительно выдерживаемого курса следования. Только после этого приступить к выполнению заданного разворота на новый курс следования, наблюдая за показанием компаса.

Следует учитывать и то обстоятельство, что при разворотах самолета на курсах, близких к северному и южному курсам, возникающие при этом центробежные силы действуют на картушку компаса и уводят ее от нормального положения, т. е. от направления магнитного (компасного) меридиана.

Для того чтобы взять желаемый курс (на курсах, близких к северному, без последующих доворотов), самолет следует не доворачивать на угол крена до заданного курса и на южном курсе выводить самолет из разворота, когда показание



а *б*

Рис. 79. Определение показания компаса:
а — курсовая черта находится между 30 и 60° и показывает больше 50°; отсчет курса — 55°; *б* — курсовая черта находится между 120 и 150° и показывает больше 140°; отсчет курса — 147°

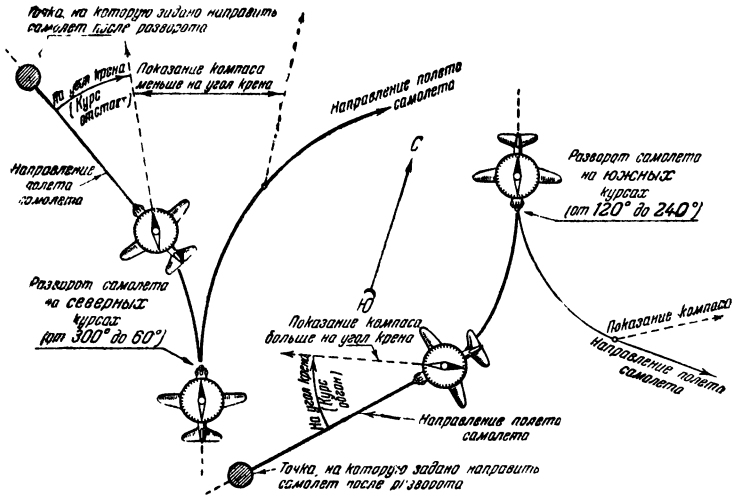


Рис. 80. Определение вывода самолета из разворота на северных и южных курсах с учетом центробежных сил, действующих на картушку компаса

компаса перейдет через заданный курс на величину крена самолета (рис. 80).

При прямолинейном горизонтальном полете пользование магнитным компасом сопряжено с рядом трудностей, так как самолет совершает непрерывные колебания вокруг своих осей. Колебания самолета вызывают дополнительные погрешности компаса, которые выражаются в незатухающих колебаниях, а иногда и уводе магнитной системы в сторону от компасного

меридиана. При неблагоприятных атмосферных условиях— болтанке — колебания самолета могут достигнуть 10—15° и более, что затрудняет его пилотирование. В таких случаях избирают какой-либо отдельный ориентир и ведут самолет на этот ориентир. Изредка смотрят на компас и проверяют правильность курса.

Выдерживание летчиком курса, направленного на удаленный ориентир, удерживает самолет на среднем курсе, равном заданному курсу следования на маршруте. В случае невозможности вести самолет на маршруте по удаленным ориентирам из-за ограниченной видимости его ведут по компасу в сочетании с показаниями указателя поворота и скольжения. Этот способ выдерживания курса также обеспечивает точность, и она тем выше, чем лучше летчик освоил практические навыки пилотирования самолета по приборам.

Глава четвертая

ВЫСОТА ПОЛЕТА И ВЫСОТОМЕР

§ 28. ДАВЛЕНИЕ АТМОСФЕРЫ

Атмосферный воздух всем своим весом оказывает давление на землю. Атмосферное давление можно измерять простейшим прибором — стеклянной трубкой, наполненной ртутью. Эта трубка представляет собой V-образную форму с запаянным сверху длинным коленом и открытым коротким коленом (рис. 81). Внутри запаянного колена нет воздуха (Торичеллиева пустота).

На рис. 81 показано, что тяжелая ртуть не выливается из трубки. Какая-то сила давит на ртуть в открытом колене трубки и удерживает высокий столб ртути. Эта сила называется атмосферным давлением. Чем больше атмосферное давление, тем выше поднимается ртуть в трубке, и наоборот, с уменьшением атмосферного давления уровень ртути в высоком колене будет понижаться.

За меру атмосферного давления принимают высоту столба ртути в миллиметрах. Нормальным атмосферным давлением условно принято считать давление в 760 *мм* рт. ст. Давление воздуха, уравновешиваемое столбом ртути в 760 *мм* при температуре +15°С и плотности воздуха, равной 1,225 *кг/м*^{3}, будет составлять 1033 *г/см*^{2}. Это давление называется еще давлением в 1 физическую атмосферу нормального дня (стандартной атмосферой).

§ 29. ИЗМЕНЕНИЕ АТМОСФЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ ПО ВЫСОТАМ

По мере увеличения высоты давление и плотность атмосферы уменьшаются. Давление с высотой понижается неравномерно. На высотах до 4000 *м* подъем на каждые 100 *м* высоты соответствует уменьшению давления на 7—9 *мм* рт. ст. В практике принято считать, что при изменении высоты на каждые 100 *м* давление изменяется на 10 *мм* рт. ст. У земли давление атмосферы приблизительно равно 760 *мм* рт. ст., на высоте 11 *км*, у нижней границы стратосферы, оно будет около 170 *мм* рт. ст. На высоте 3000 *м* давление атмосферы равно 526 *мм* рт. ст. (рис. 82). Давление атмосферы зависит не только от высоты, но и от температуры воздуха. В холодном воздухе убывание давления с высотой будет проходить быстрее, чем в теплом.

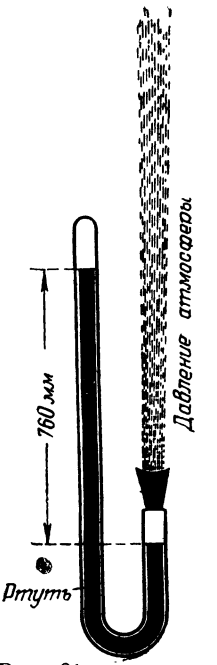


Рис. 81. Измерение величины атмосферного давления высотой ртутного столба

§ 30. ТЕМПЕРАТУРА И ПЛОТНОСТЬ АТМОСФЕРЫ

Температура является очень важной характеристикой атмосферы. От температуры в значительной степени зависит плотность воздуха. По давлению и температуре воздуха в данном месте можно всегда определить и плотность.

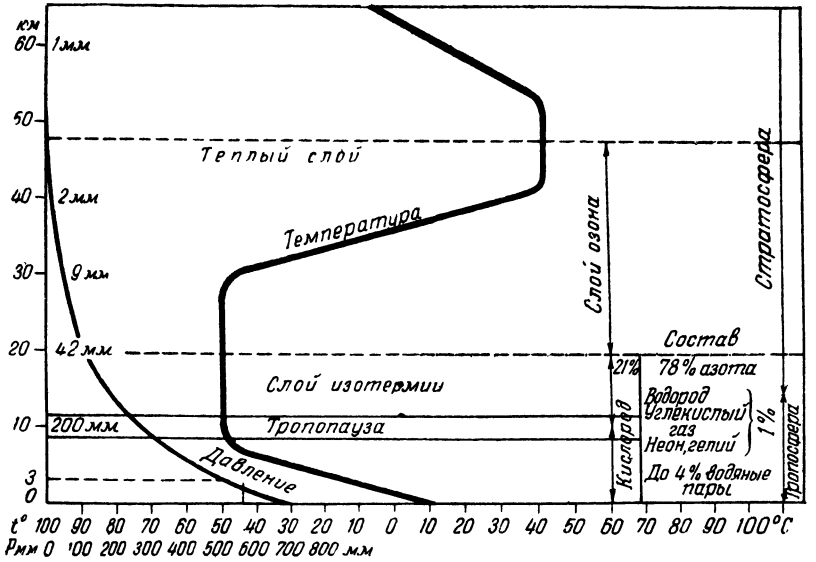


Рис. 82. Вертикальный разрез атмосферы до высоты 60 *км*

С увеличением температуры воздух расширяется, становится более легким и поднимается вверх, плотность его уменьшается; при понижении температуры плотность воздуха увеличивается. Температура в атмосфере распределяется неравномерно из-за того, что земля неравномерно нагревается солнцем. Воздух, находящийся над более нагретыми участками земли, окажется более нагретым и более легким.

Температура в атмосфере не одинакова, претерпевает часто быстрые изменения, поэтому атмосфера находится всегда в движении.

Существует определенная закономерность понижения температуры воздуха с высотой.

В теплое время года летом в насыщенном воздухе содержится больше пара, чем зимой. При охлаждении пара происходит более обильная конденсация и выделяется большое количество тепла. В результате поднимающийся воздух охлаждается не так сильно, как зимой. По этой причине в теплое время года вертикальный температурный градиент равен 0,6° на 100 *м*, а в холодное время—около 0,4° на 100 *м*. Эти цифры обычно и берутся для приближенных расчетов при определении температуры на высотах. На высоте около 11 *км* падение температуры прекращается и она (зимой и летом) равна 55—60°С ниже нуля.

Плотность атмосферы является очень важным фактором для полета самолета. От нее зависят скорость самолета и мощность двигателя.

Плотность атмосферы зависит от давления и от температуры. При сохранении давления постоянным плотность атмосферы все же будет изменяться, если изменяется температура атмосферы.

При полетах на большие расстояния определяют режим полета по плотности атмосферы, а также наивыгоднейшую высоту полета по специальным графикам.

§ 31. КЛАССИФИКАЦИЯ ВЫСОТ

Для правильного пилотирования и для решения ряда задач самолетовождения необходимо знать высоту полета самолета. Так, например, чтобы избежать при полете возможного столкновения с различными естественными и искусственными препятствиями на земной поверхности или правильно произвести посадку самолета на аэродром, нужно в каждый данный момент знать высоту полета и высоту препятствий в районе полета.

Из сказанного следует, что самолет должен быть оборудован прибором, с помощью которого можно в любое время определить расстояние между самолетом и земной поверхностью по вертикали, т. е. высоту полета.

В зависимости от точки, относительно которой производится измерение, различают:

— **абсолютную высоту** — высоту относительно уровня моря; эта высота не зависит от рельефа местности, над которой пролетает самолет;

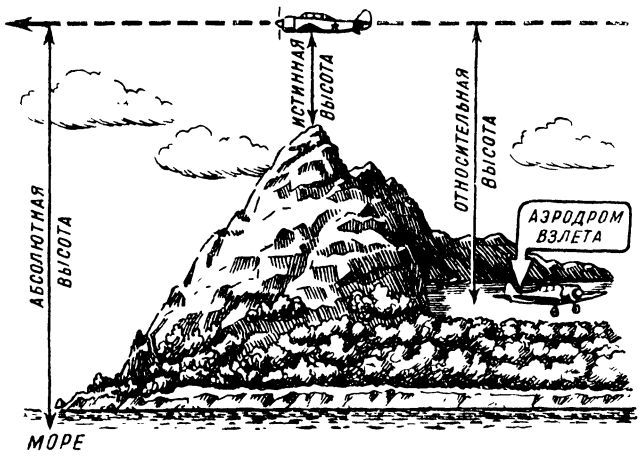


Рис. 83. Абсолютная, истинная и относительная высоты полета

— **относительную высоту** — высоту относительно аэродрома взлета;

— **истинную высоту** — высоту над пролетаемой местностью; эта высота зависит от рельефа местности, над которой совершают полет (рис. 83).

Основным средством определения высоты полета является барометрический высотомер, основанный на измерении атмосферного давления, которое, как известно, не остается постоянным, а убывает по определенному закону.

§ 32. ПРИНЦИП РАБОТЫ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА

Барометрические высотомеры построены на принципе измерения статического давления (давление воздуха, окружающего самолет). Метод барометрического измерения высоты основан на законе падения давления воздуха с увеличением высоты.

Чувствительным упругим элементом высотомера, реагирующим на изменения статического давления воздуха, являются металлические мембраны — анероидные коробки (рис. 84). Они представляют собой герметичное соединение обычно двух мембран в коробке.

Для уменьшения влияния изменения температуры на точность работы упругого элемента из внутренней полости коробки воздух откачан.

Остаточное давление воздуха в коробках обычно доводится до 0,1—0,3 *мм* рт. ст., что вполне обеспечивает необходимую точность работы высотомера.

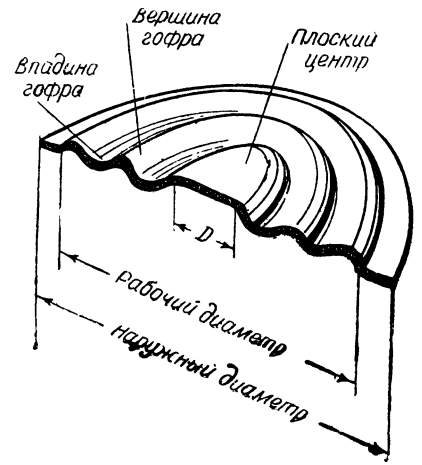


Рис. 84. Гофрированная мембрана

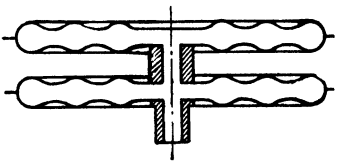


Рис. 85. Батарея из двух анероидных коробок

Чувствительным упругим элементом высотомера, реагирующим на изменения статического давления воздуха, является батарея из двух анероидных коробок, соединенных последовательно (рис. 85).

На анероидную коробку действуют две силы: сила атмосферного давления, стремящаяся сжать коробку, и сила упругости мембраны коробки, препятствующая этому сжатию (рис. 86).

На поверхности земли, где атмосферное давление имеет наибольшую величину, анероидная коробка сжата, или, иными словами, имеет максимальный прогиб. При поднятии такой коробки над поверхностью земли по мере уменьшения атмосферного давления под действием упругих сил мембран коробка будет расширяться. Расширение коробки будет пропорционально уменьшению давления: чем меньше давление, тем больше будет расширяться коробка и тем меньше будет прогиб мембран. Расширение коробки прекратится тогда, когда прекратится изменение давления. Обычно прогиб мембран бывает невелик (2—3 *мм*).

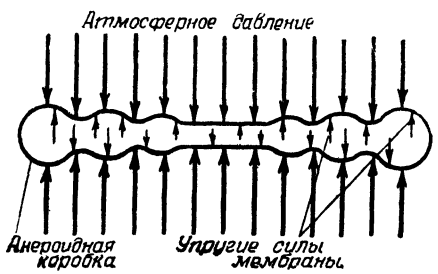


Рис. 86. Силы, действующие на анероидную коробку

С помощью специального передающего механизма фиксируется малейшее изменение прогиба мембран. Кроме того, поступательное движение центра коробки превращается во вращательное движение, которое передается на стрелку, указывающую высоту полета по циферблату.

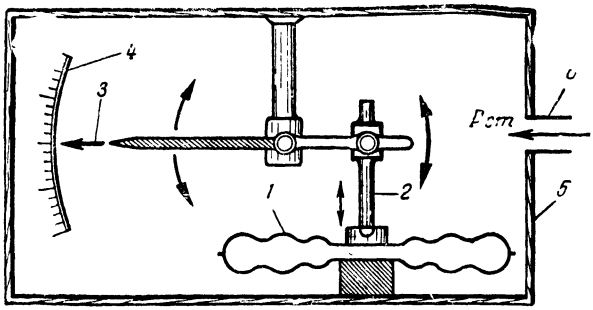


Рис. 87. Принципиальная схема барометрического высотомера: *1* — анероидная коробка; *2* — тяга; *3* — стрелка; *4* — шкала; *5* — корпус; *6* — штуцер

Простейшая принципиальная схема барометрического высотомера состоит из четырех основных узлов: чувствительного элемента, передающего механизма, фиксирующего механизма и корпуса прибора (рис. 87). Из этой схемы видно, что при поступательном движении жесткого центра коробки *1* тяга *2* будет поворачивать стрелку *3*.

§ 33. УСТРОЙСТВО ДВУСТРЕЛОЧНОГО ВЫСОТОМЕРА

Двустрелочный высотомер представляет собой прибор, состоящий из корпуса и шкалы высот. Шкала высот рассчитана на 10 000 *м*. Цена деления шкалы высот для большой стрелки — 10 *м*, а для малой — 100 *м* (рис. 88).

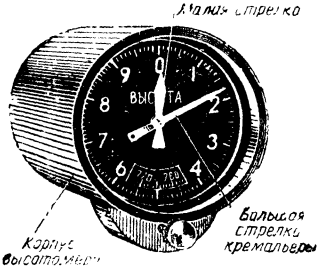


Рис. 88. Двустрелочный высотомер

На шкале имеются две подвижные стрелки — большая и малая: первая делает один оборот за 1000 *м* высоты, вторая — один оборот за 10 000 *м*. В нижней части шкалы имеется вырез, через который читают давление атмосферы. В нижней части корпуса имеется кремальера, с помощью которой устанавливается давление атмосферы на аэродроме взлета или аэродроме посадки. С помощью кремальеры можно также переводить стрелку высотомера, не передвигая шкалы давления атмосферы.

В качестве чувствительного элемента поставлена двойная анероидная коробка.

Механизм прибора (рис. 89) состоит из шарнирной передачи, сектора с трибкой, пары цилиндрических шестерен и перебора из четырех цилиндрических шестерен. При уменьшении внешнего давления (с подъемом на высоту) анероидная коробка *1* расширяется и посредством тяги *3* поворачи-

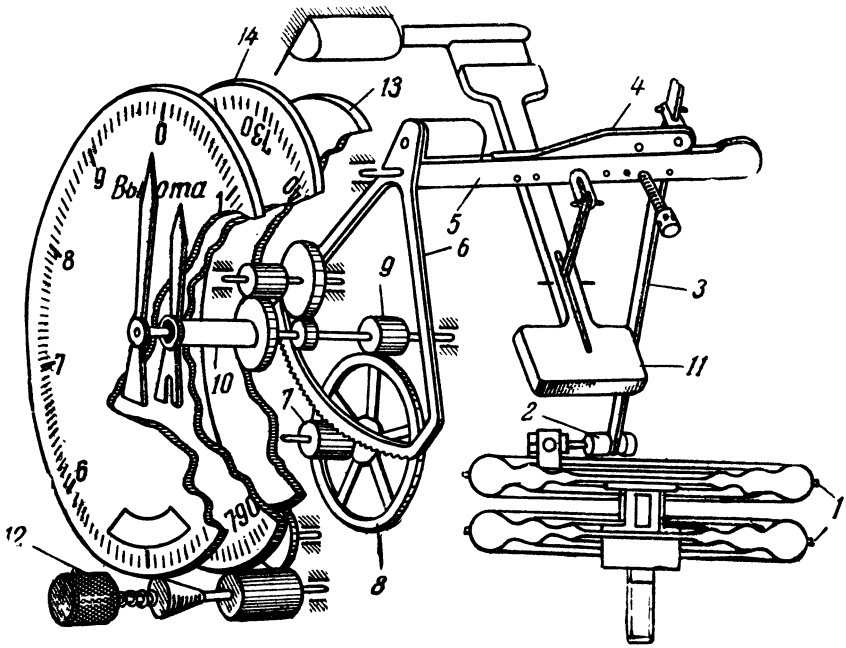


Рис. 89. Кинематическая схема двустрелочного высотомера:
1 — анероидные коробки; *2* — вилка с биметаллической пластинкой; *3* — тяга; *4* — биметаллическая пластинка; *5* — валик; *6* — сектор; *7* — трибка; *8* — большая шестерня; *9* — малая шестерня; *10*—ось; *11*—пружинный противовес; *12* — кремальера; *13* — основание; *14* — шкала барометрического давления

вает валик *5* с сектором *6*. Сектор вращает трибку *7* с большой шестерней *8*, сцепленной с малой шестерней *9*. На оси малой шестерни *9* укреплена большая стрелка. Малая стрелка укреплена на полой оси *10*, связанной с осью большой стрелки через прибор с передаточным числом 1 : 10. Механизм снабжен температурными компенсациями.

Для устранения ошибок, связанных с влиянием наклонов и вибраций, служит пружинный противовес *11*, уравновешивающий анероидную коробку *1*.

Для перевода стрелок служит кремальера *12*, поворачивающая основание *13*. Одновременно поворачивается шкала барометрического давления *14*.

На шкале барометрического давления нанесены деления в диапазоне от 630 до 790 *мм* рт. ст.; цена деления равна 1 *мм* рт. ст.

Корпус высотомера делается герметичным, т. е. непроницаемым для воздуха. В задней части корпуса имеется штуцер,



Рис. 90. Отсчет высоты по большой стрелке

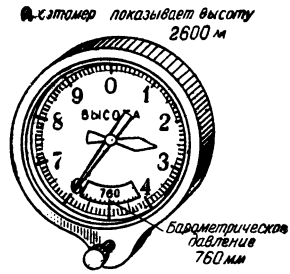


Рис. 91. Отсчет высоты по малой и большой стрелкам

который при помощи трубопровода соединяется со статической камерой приемника воздушных давлений. Этим обеспечивается давление в корпусе, соответствующее атмосферному давлению на высоте полета.

Отсчет показаний высотомера. Точность отсчета показаний высотомера зависит от натренированности летчика в отсчетах высоты по прибору. Следует помнить, что отсчет производится вначале по большой стрелке в том случае, если малая стрелка не дошла по шкале от 0 до 1 (рис. 90). Отсчет показания по большой стрелке надо начинать с сотен метров и переходить на десятки метров. Одно большое деление при отсчете по большой стрелке равно 100 *м*, а малое деление 10 *м*.

Пример. Между 0 и 1 десять малых делений, острый конец большой стрелки находится (от 0) на девятом делении, значит высотомер показывает высоту 90 *м*. Если малая стрелка находится между делениями 2 и 3, это значит, что высота полета больше 2000 *м* и меньше 3000 *м*. По длинной стрелке отсчитывают высоту до 1000 *м*. В данном примере длинная стрелка показывает высоту 600 *м*. Таким образом, высота полета, показываемая высотомером, равна 2600 *м* (рис. 91).

Отсчет барометрического давления производится против индекса на шкале. В данном примере барометрическое давление равно 760 *мм* рт. ст.

§ 34. ПЕРЕВОД СТРЕЛОК ВЫСОТОМЕРА И УСТАНОВКА БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ВЫСОТОМЕРЕ

Для того чтобы обеспечить безопасный выход на аэродром посадки и выполнение посадки, необходимо на высотомере устанавливать давление, равное давлению на аэродроме взлета (посадки).



Рис. 92. Установка стрелок высотомера на «0» шкалы

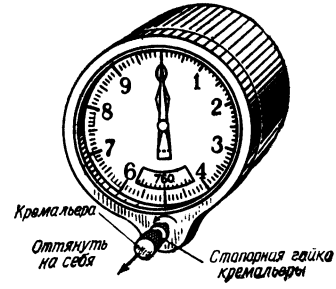


Рис. 93 Установка давления на шкале высотомера

Во время предполетного осмотра пилотажно-навигационного оборудования летчик обязан поставить обе стрелки высотомера (длинную и короткую) на «0» шкалы высотомера; при этом давление высотомера должно быть равно давлению атмосферы аэродрома взлета.

Установка стрелок высотомера в нулевое положение достигается поворотом кремальеры в соответствующую сторону до совпадения стрелок с «0» шкалы (рис. 92).

После того как стрелки высотомера будут установлены на «0» шкалы, давление на шкале высотомера не должно расходиться с давлением аэродрома больше чем на 3 *мм* рт. ст. Если давление высотомера больше или меньше на 3 *мм* давления аэродрома, то следует повернуть стопорную гайку кремальеры на несколько оборотов влево и освободить ее от стопорения продольного перемещения кремальеры (рис. 93).

При оттягивании кремальеры на себя шестерни кремальеры расцепляются с промежуточной шестерней, что дает возможность вращаться одной шкале давления. Давление устанавливается против индекса на шкале, равное давлению аэродрома взлета.

После этого завертывают вправо до упора стопорную гайку кремальеры.

§ 35. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОШИБКИ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ

Методических ошибок у барометрических высотомеров насчитывается три:

— ошибка от изменения атмосферного давления;

— температурная методическая ошибка высотомера;

— ошибка, возникающая вследствие изменения рельефа местности.

Ошибка, возникающая вследствие изменения атмосферного давления, заключается в том, что чувствительный элемент высотомера реагирует на изменение атмосферного давления. Атмосферное давление у поверхности земли не всегда одинаково и меняется в среднем в пределах 730—790 *мм* рт. ст. В один и тот же момент времени в различных точках земного шара наблюдается различное атмосферное давление. Это обстоятельство имеет серьезное значение при полетах на большие расстояния.

Предположим, что перед летчиком поставлена задача совершить перелет из точки *А* в точку *В* на высоте 1000 *м*. В мо-

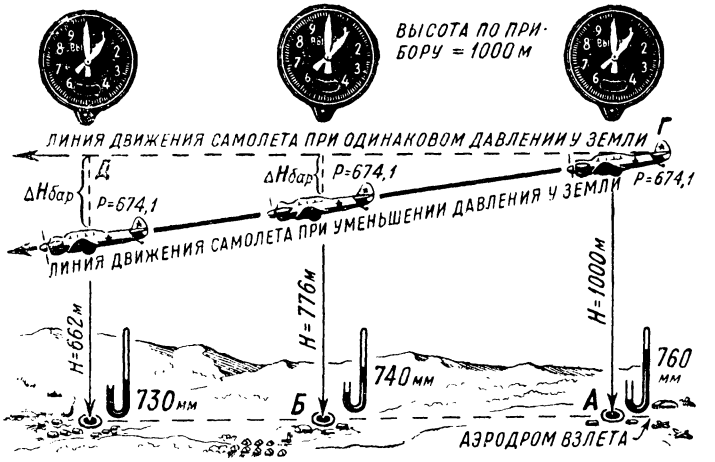


Рис. 94. Ошибка барометрического высотомера, возникающая при изменении давления у земли

мент вылета давление у земли в точке *А* (аэродром взлета) было 760 *мм* рт. ст., а в точке *В*, находящейся от *А* на расстоянии нескольких сот километров, — 730 *мм* рт. ст. (рис. 94). Перед вылетом стрелку высотомера летчик установил на нуль, затем взлетел и набрал высоту 1000 *м*; атмосферное давление на этой высоте над аэродромом (точка *А*) равно 674,1 *мм* рт. ст. Заданную высоту 1000 *м* летчик выдер-

живает по высотомеру. Вследствие того, что давление атмосферы над пролетаемой местностью меньше давления аэродрома вылета, самолет фактически будет лететь не по горизонтальной линии, а с непрерывным постепенным снижением, т. е. по линии равного давления (674,1 *мм* рт. ст.).

Таким образом, при полете от высокого атмосферного давления на поверхности земли к низкому высотомер будет показывать высоту с завышенным показанием на величину барометрической поправки ($\Delta H_{бар}$). При полете от низкого давления в сторону высокого прибор будет показывать высоту больше действительной на величину $\Delta H_{бар}$, т. е. самолет будет лететь с набором высоты.

Величина ошибки $H_{бар}$ будет тем больше, чем больше разница в температуре воздуха над пролетаемой местностью и в пункте вылета.

Во избежание ошибок летчик должен знать атмосферное давление над пролетаемой местностью и устанавливать его на высотомере. Это давление определяется по синоптическим картам или же запрашивается летчиком в полете по радио. Без учета возможных ошибок высотомера от понижения давления атмосферы в условиях плохой видимости может произойти столкновение самолета с землей.

Температурная методическая ошибка высотомера заключается в том, что температура по земной поверхности распространяется не равномерно: в один и тот же момент времени в различных точках на земле температура различна. Предположим, что летчику предстоит выполнить перелет из точки *А* в точку *Б*.

На рис. 95 видно, что температура над пролетаемой местностью не одинакова: в районе аэродрома взлета температура в точке *А* равна $+15°$, а в точке *Б* $+30°$. Допустим, что в

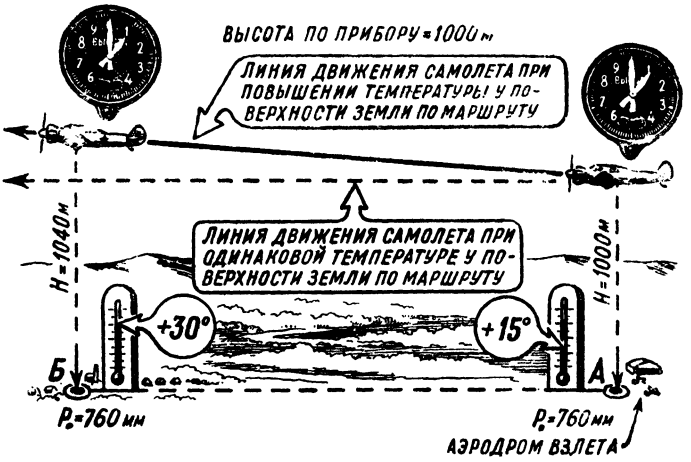


Рис. 95. Температурная ошибка высотомера

этих точках давление равно 760 *мм* рт. ст. Если самолет из точки *А* (аэродром вылета) перемещается в точку *Б* и летчик выдерживает заданную высоту по прибору 1000 *м*, то самолет будет лететь по наклонной линии с набором высоты.

Таким образом, если по маршруту полета температура воздуха у земли будет повышаться, самолет будет перемещаться по наклонной линии, все время набирая высоту. Если же по маршруту полета температура воздуха у земли будет понижаться, самолет будет перемещаться по наклонной линии, все время приближаясь к земле. Учет температурной методической ошибки производится с помощью навигационной линейки.

Ошибка, возникающая вследствие изменения рельефа местности. При полете над земной поверхностью, как известно, барометрический высотомер не учитывает рельефа местности. Высотомер всегда будет показывать одну и ту же высоту независимо от того, летит ли самолет над ровной местностью или над гористой.

Например, летчик, выполняя полет по маршруту из точки *А* (аэродром взлета), выдерживает заданную высоту полета 1000 *м*, но истинная высота самолета меняется. Когда самолет пролетает над местностью ниже уровня аэродрома взлета, истинная высота больше показания высотомера, и наоборот, когда самолет пролетает над местностью, превышающей уровень аэродрома взлета, истинная высота меньше показания высотомера (рис. 96).

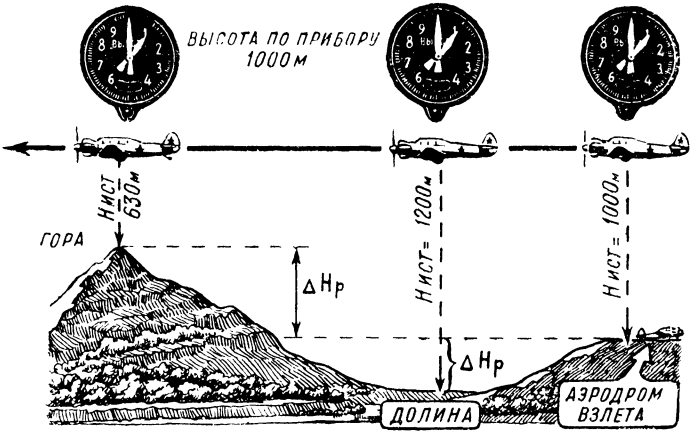


Рис. 96. Ошибка показания высотомера при изменении рельефа местности

Отсюда становится очевидным, что для избежания столкновения самолета с землей при полете над гористой местностью необходимо учитывать высоту гор. Эта высота определяется по топографическим картам маршрута. Определенная по карте высота местности ($\Delta H_р$) должна вычитаться из показаний высотомера ($H_{пр} - \Delta H_р$).

Если самолет пролетает над местностью, расположенной ниже точки взлета, то для определения истинной высоты величину впадин $\Delta H_р$ надо прибавлять к показанию высотомера ($H_{пр} + \Delta H_р$).

Инструментальные ошибки барометрических высотомеров. Кроме методических ошибок, высотомер имеет инструментальные, которые вызываются недостатками конструкции измерительного прибора и неточностью его изготовления из-за несовершенства технологического процесса. Инструментальные ошибки для соответствующих показаний высотомера определяются и заносятся в график поправок показаний высотомера. Для определения величины инструментальных ошибок прибор периодически (через три месяца) проверяют на специальных установках. Величину инструментальных ошибок записывают, заносят в специальные графики и укрепляют их в кабине самолета.

Проверка высотомеров может быть лабораторная, когда высотомер снимают с самолета и проверяют на специальном приспособлении, или самолетной переносной установкой.

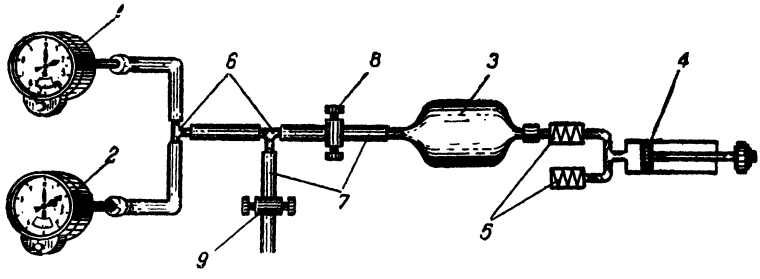


Рис. 97. Схема приспособления для проверки высотомера на самолете:
1 — проверяемый высотомер; *2* — эталонный высотомер; *3* — форвакуумный баллон; *4* — ручной насос; *5* — клапаны; *6* — тройники; *7* — резиновые шланги; *8, 9* — зажимы

При помощи самолетного приспособления создается равное давление в герметическом корпусе проверяемого и эталонного высотомеров. Разность отсчетов показаний самолетного высотомера с эталонным позволяет определить инструментальную поправку проверяемого высотомера (рис. 97). Эти поправки и заносятся в график, который крепится на борту самолета.

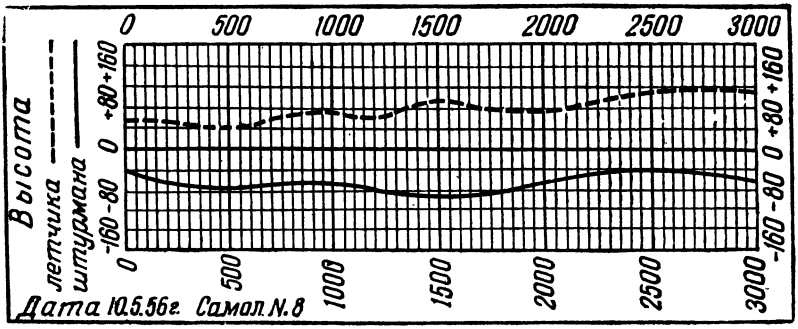


Рис. 98. График поправок высотомера

Пользование графиком поправок высотомера в полете. Если высотомер показывает высоту полета без учета инструментальной ошибки, то такую высоту принято называть приборной высотой полета — $H_{пр}$. Для того чтобы исправить высоту на инструментальную ошибку прибора $\Delta H_{гр}$, необходимо к показанию высотомера алгебраически прибавить инструментальную поправку, взятую из графика (рис. 98).

Например, высотомер показывает 1500 *м*, инструментальную ошибку находим в графике против высоты 1500 *м*, которая отсчитывается по внешней вертикальной колонке (вверх — с плюсом, вниз — с минусом). Ошибка прибора летчика для этой высоты равна плюс 90 *м*. Следовательно, исправленная высота на инструментальную поправку равна 1500+90 = = 1590 *м*.

§ 36. НАВИГАЦИОННАЯ СЧЕТНАЯ ЛИНЕЙКА

Навигационная счетная линейка НЛ-8 представляет собой логарифмическую линейку, на которой нанесены шкалы для решения основных штурманских задач (рис. 99). Линейка обеспечивает решение следующих задач:

— расчет путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета;

— расчет пройденного расстояния по путевой скорости и времени полета;

— расчет времени полета по расстоянию и путевой скорости;

— расчет поправки в курс по пройденному и оставшемуся расстоянию и боковому уклонению;

— расчет исправленной высоты полета по показанию высотомера;

— расчет исправленной воздушной скорости по показанию указателя воздушной скорости;

— расчет угла сноса и путевой скорости по воздушной скорости, скорости ветра и углу ветра;

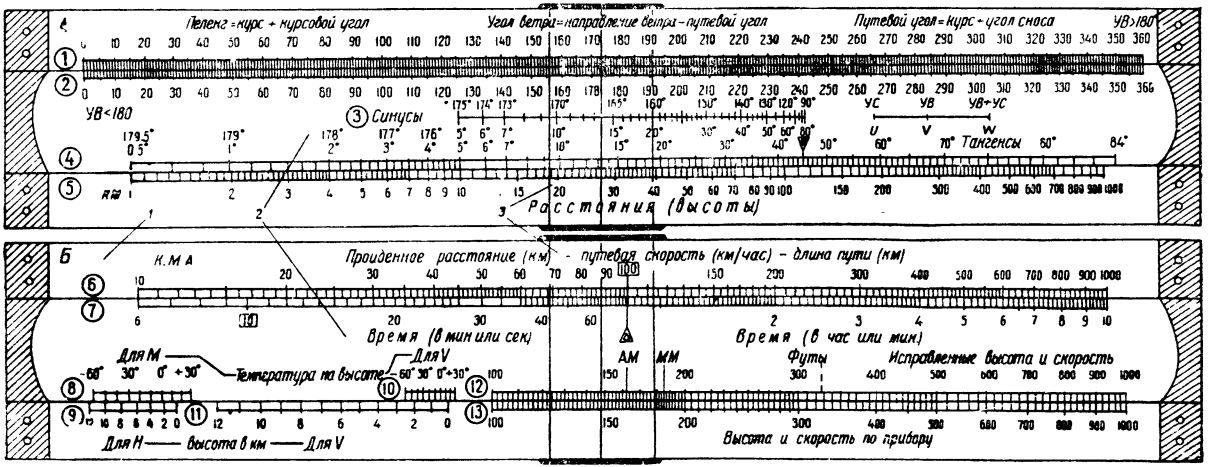


Рис. 99. Счетная навигационная линейка:
А — лицевая сторона; *Б* — обратная сторона; *1, 2, 3* и т. д. — шкалы линейки

— умножение и деление чисел на синус и тангенс;

— определение значений синуса и тангенса заданного угла;

— умножение и деление чисел;

— период скоростей, выраженных в *км/час*, в *м/сек* и обратно.

§ 37. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСТИННОЙ И ПРИБОРНОЙ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Для определения истинной высоты полета прежде всего надо исправить показание высотомера на инструментальную поправку прибора ($\Delta H_{пр}$).

$$H_{бар} = H_{пр} + (\pm \Delta H_{пр}).$$

По температуре воздуха на высоте полета определить на линейке относительную (исправленную) высоту полета по ключу (рис. 100). Затем прибавить поправку на топографический рельеф, если пролетаемая местность ниже аэродрома взлета, или вычесть, если местность выше.

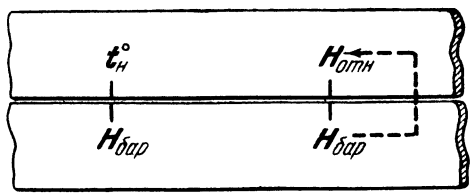


Рис. 100. Ключ расчета относительной высоты на НЛ-8

Пример 1. Показание высотомера 1000 *м*, инструментальная поправка высотомера $\Delta H_{пр}$ —30 *м*. Показание термометра на высоте +10°. Местность ниже аэродрома вылета на 200 *м*. Определить истинную высоту полета на НЛ-8.

Решения: 1. Показание высотомера исправляем на инструментальную поправку, получаем $H' = 1000 + (-30) = 970$ *м*.

2. На шкале линейки «Для *H*» против высоты в *км* устанавливаем температуру на высоте + 10°.

Против исправленной на инструментальную поправку высоты $H_{бар}$ на шкале «Высота и скорость по прибору» читаем относительную (исправленную) высоту: $H_{отн} = 1000$ *м*.

3. Полученную высоту исправляем на топографический рельеф, получаем истинную высоту полета. $H_{ист} = 1000 + 200 = 1200$ *м*.

Пример 2. $H_{пр} = 2000$ *м*, $t_н = +15°$, $\Delta H_{пр}$ находим в графике инструментальных поправок высотомера: +80 *м*. Местность выше аэродрома на 450 *м*. Определить истинную высоту полета.

Решения: 1. Показание высотомера исправляем на инструментальную поправку, получим $H' = 2000 + (+80) = 2080$ *м*.

2. На НЛ-8 определяем относительную (исправленную) высоту, читаем на шкале: $H_{отн} = 2190$ *м*.

3. Полученную высоту исправляем на топографический рельеф, получаем истинную высоту полета: $H_{ист}$ =2190—450 *м*=1740 *м*.

Определение показания высотомера для полета на заданной (истинной) высоте полета производится в следующем порядке.

Прибавить поправку на топографический рельеф к заданной (истинной) высоте, если местность выше аэродрома, или вычесть поправку, если местность ниже аэродрома. Определить температуру воздуха на высоте полета, если она неизвестна, по вертикальному температурному градиенту (для лета 6°, а для зимы 4° на 1000 *м* высоты).

Определить высоту по прибору счетной линейкой. Учесть инструментальную поправку с обратным знаком.

Пример 1. Заданная истинная высота полета $H_{ист}$=1000 *м*. Местность выше аэродрома взлета на 300 *м*. Температура воздуха на высоте $t_н$ =—10°. Инструментальная поправка высотомера+80 *м*. Определить показание высотомера для полета на заданной (истинной) высоте по НЛ-8 (рис. 101).

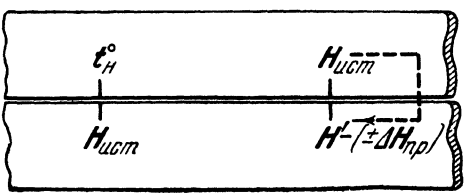


Рис. 101. Ключ расчета высоты по прибору по заданной (истинной) высоте на НЛ-8

Решения: 1. К заданной высоте прибавляем поправку на топографический рельеф, получаем: 1000 + 300 = 1300 *м*.

2. На шкале линейки «Температура на высоте для *H*» находим деление, соответствующее температуре воздуха — 10°, и совмещаем его с делением 1 на шкале «Высота в *км* для *H*» (1 = 1000 *м*).

3. На шкале «Исправленная высота и скорость» находим деление 130, соответствующее высоте 1300 *м*, и против него на шкале «Высота и скорость по прибору» получаем высоту 1395 *м*.

4. Прибавляем инструментальную поправку высотомера с обратным знаком, получаем высоту по прибору.

$$H_{пр} = 1395 - (+80) = 1315\ м.$$

Пример 2. $H_{ист}$ = 2000 *м*, местность ниже аэродрома на 100 *м*, $t_н$ = —30°. Инструментальную поправку высотомера находим по графику для *H* = 2000 *м* + 80 *м*.

Определить показание высотомера для полета на заданной высоте.

Решения: 1. К $H_{ист}$ алгебраически прибавляем поправку на рельеф, получаем: 2000—100 = 1900 *м*.

2. По НЛ-8 определяем высоту против $H_{ист} = 2000$ *м*; ставим $t_н = -30°$ и против высоты 1900 *м* читаем высоту 2150 *м*.

3. Прибавляем $\Delta H_{пр}$ с обратным знаком, получим высоту по прибору $H_{пр} = 2150 - (+80) = 2070$ *м*.

§ 38. БЕЗОПАСНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА

Безопасной высотой полета принято считать такое расстояние от самолета до земли, которое исключает всякую возможность столкновения самолета с землей или водной поверхностью и с препятствиями на ней при ограниченной видимости. Для этого рассчитывается безопасная высота полета.

Например, при полете по маршруту из пункта A (аэродром взлета) требуется определить безопасную высоту при соответствующих условиях полета (рис. 102).

Безопасная высота полета рассчитывается по формуле

$$H_{без} = H_{ист.\,без} + \Delta H_р + \Delta H_{преп} + \Delta H_{бар},$$

где $H_{без}$ — безопасная высота полета (истинная);

$\Delta H_р$ — поправка на топографический рельеф относительно аэродрома;

$H_{преп}$ — высота искусственных препятствий, т. е. местных предметов в районе полета (башни, вышки, трубы и т. д.);

$\Delta H_{бар}$ — поправка на изменение барометрического давления; она равна на 1 *мм* рт. ст. 10 *м* высоты.

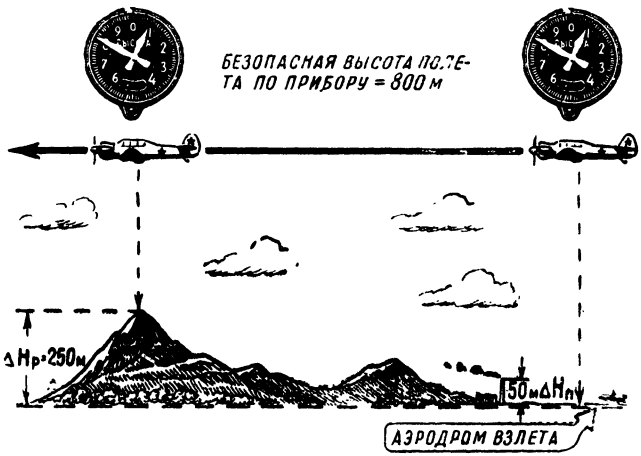


Рис. 102. Заданная безопасная высота полета

Если давление ниже, чем на аэродроме вылета, поправка имеет знак +, если выше — знак —;

$H_{ист.\,без}$ — заданная истинная высота полета по маршруту.

Пример. Местность по маршруту выше аэродрома взлета $\Delta H_р = 250$ *м*, высота препятствий в районе полета $\Delta H_{преп} = 50$ *м*.

Барометрическое давление относительно аэродрома взлета $\Delta Ht_{бар}$ ниже на 10 *мм*. Заданная безопасная истинная высота полета 300 *м*, $t_н = +50°$. Инструментальная поправка высотомера $\Delta H_{пр} = 50$ *м*. Определить безопасную высоту полета по приведенной выше формуле.

Решения: 1. $H_{без} = 250 + 50 + 100 + 300 = 700$ *м*.

2. Определяем показание высотомера на навигационной линейке, получаем 670 *м*.

3. Прибавляем инструментальную поправку с обратным знаком, получаем безопасную высоту показания высотомера:

$$H_{прбез} = 670 + 50 = 720 \text{ м}.$$

Округляем в большую сторону. Таким образом, безопасную высоту полета по прибору летчик обязан держать не меньше 800 *м*.

§ 39. ОСМОТР ВЫСОТОМЕРА ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Перед полетом высотомер осматривается с целью определения годности и безотказности его эксплуатации в полете. В результате осмотра высотомера летчик должен убедиться в надежности крепления прибора к приборной доске, во внешней исправности высотомера, целости стекла, наличии стрелок и безотказности работы механизма кремальеры. Для этого следует поворотом кремальеры установить стрелки высотомера на нуль шкалы прибора, а если она стоит на нуле, то, вращая в любую сторону кремальеру, проследить за вращением стрелок и шкалы барометрического давления.

Шкала барометрического давления должна быть установлена на давление, равное давлению атмосферы аэродрома; при этом стрелки высотомера должны находиться в нулевом положении шкалы. Если стрелки не совпадут с нулем шкалы, то следует поступать, как было сказано выше.

§ 40. БОРТОВОЙ ТЕРМОМЕТР НАРУЖНОГО ВОЗДУХА

Бортовой термометр наружного воздуха позволяет измерять температуру для целей расчета истинной воздушной скорости и высоты полета и контроля режима работы винтомоторной группы.

Принцип действия прибора основан на закручивании или раскручивании биметаллической ленты при изменении температуры воздуха (рис. 103). Угол поворота биметаллической ленты передается стрелке прибора, которая указывает температуру в градусах Цельсия. Шкала прибора оцифрована от $+50°$ до $-60°$С. При скорости самолета свыше 300 *км/час* требуется вводить поправку (вычитать) к показанию термометра, так как приемник воздушного термометра помещен в

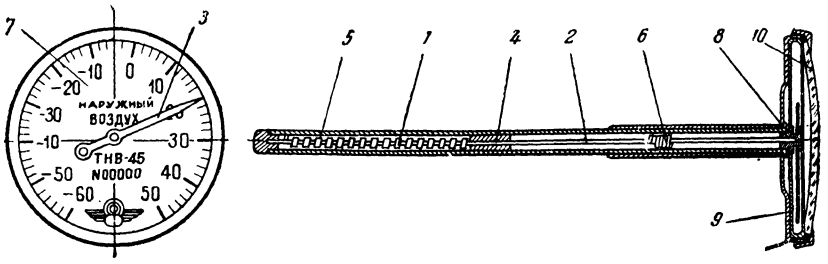


Рис. 103. Биметаллический термометр наружного воздуха ТНВ-45: *1* — биметаллическая цилиндрическая спираль; *2* — ось указательной стрелки; *3* — стрелка; *4* — неподвижная втулка, к которой приварен неподвижный конец биметаллической спирали; *5* — корпус теплочувствительного элемента; *6* — втулка, предохраняющая ось *2* от прогиба; *7* — циферблат (может быть повернут вокруг втулки *8* для установки шкалы на нуль); *8* — втулка; *9* — пружинящее кольцо крепления циферблата; *10* — стекло

воздушном потоке, вследствие чего происходят сжатие воздуха перед приемником и повышение температуры за счет сжатия.

Нагреванию приемника способствует также трение воздуха о поверхность приемника. Практически при скоростях 300—500 *км/час* поправка равна —4°.

Показание температуры наружного воздуха на высоте полета летчику важно знать для того, чтобы предотвратить обледенение самолета, которое бывает наиболее опасным при температуре воздуха от 0 до —6°.

Глава пятая

ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ И УКАЗАТЕЛЬ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

§ 41. ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ

Воздушной скоростью (V) принято считать скорость движения самолета относительно воздушной массы. Величина воздушной скорости зависит от режима работы двигателя, аэродинамических качеств самолета и плотности воздуха. Вектор воздушной скорости приблизительно совпадает с продольной осью самолета.

В практике самолетовождения воздушная скорость самолета измеряется в километрах в час (*км/час*). На величину воздушной скорости ветер не оказывает никакого влияния.

В целях самолетовождения воздушная скорость самолета измеряется в горизонтально-установившемся полете.

Различают следующие режимы воздушных скоростей самолета, относящиеся к горизонтальному полету:

Минимальная скорость — наименьшая скорость, при которой самолет может лететь горизонтально (не снижаясь).

Экономическая скорость — горизонтальная скорость с наименьшей мощностью двигателя, с наименьшим расходом горючего в единицу времени.

Наивыгоднейшая скорость — несколько больше экономической скорости, получается при уменьшении экономического угла атаки. При полете на этой скорости расходуется наименьшее количество горючего на 1 *км* воздушного пути и, следовательно, самолет может пройти наибольшее расстояние при данном запасе горючего.

Максимальная скорость — наибольшая скорость, при которой самолет может пролететь данное расстояние за единицу времени.

Крейсерская скорость — выгодна для эксплуатации самолета и бывает порядка 0,85—0,9 от максимальной скорости самолета. Знание режима воздушных скоростей необходимо для выполнения целого ряда различных задач: самолетовождения, бомбометания, аэрофотосъемки и т. п.

Воздушная скорость самолета определяется прибором, который называется указателем воздушной скорости.

§ 42. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ УКАЗАТЕЛЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Указатель воздушной скорости предназначен для измерения воздушной скорости самолета в полете.

Указатель воздушной скорости является одним из важнейших приборов и должен быть постоянно в исправном состоянии, так как от качества его работы зависит не только качество выполнения различных задач полета, но и вообще возможность самого полета.

Существующий метод измерения воздушной скорости основан на использовании зависимости между скоростью движения самолета и давлением со стороны встречного потока воздуха. Это давление слагается из двух величин: статического давления $P_{ст}$, зависящего от плотности окружающего самолет воздуха, и динамического давления $P_{дин}$, которое зависит от скорости полета самолета и упомянутой плотности воздуха. Сумма этих давлений называется полным давлением ($P_{полн}$), которое равно: $P_{полн} = P_{ст} + P_{дин}$.

Указанные давления воспринимаются с помощью приемника воздушного давления (ПВД), который представляет собой две трубки, помещенные в общем цилиндрическом корпусе.

Трубка представляет собой камеру ПВД, воспринимающую при полете самолета полное давление. Отверстие в кор-

пусе приемника и трубки предназначены для принятия статического давления воздуха, окружающего самолет. Статическое давление зависит от высоты полета.

Таким образом, в основу измерения воздушной скорости положено измерение скоростного напора, или аэродинамического давления, производимого набегающим воздушным по-

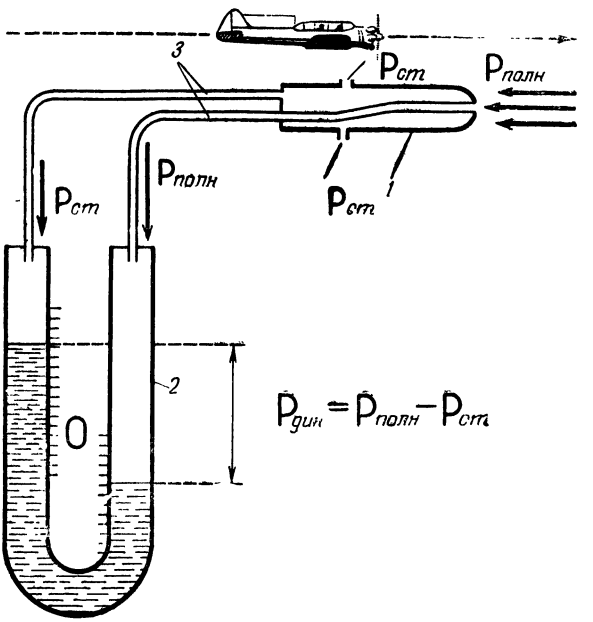


Рис. 104. Простейший прибор для измерения воздушной скорости:
1 — приемник воздушных давлений; *2* — водяной манометр;
3 — трубопроводы

током на поверхность, поставленную перпендикулярно к этому потоку. Простейшая схема измерения воздушной скорости показана на рис. 104.

Водяной манометр соединен с приемником воздушных давлений. Правое колено манометра через открытый конец приемника, направленный навстречу набегающему потоку воздуха, воспринимает статическое давление $P_{ст}$ и динамическое давление $P_{дин}$, или, как его называют, скоростной напор. В общей сложности создается полное давление $P_{полн}$.

В левое колено поступает только воздух со статическим давлением $P_{ст}$. Так как статическое давление в обоих коленах манометра одинаково, то оно взаимно уравновешивается, и манометр будет измерять скоростной напор. Зная зависимость динамического давления от воздушной скорости, можно определить величину этой скорости.

Принципиальная схема устройства современных указателей воздушной скорости показана на рис. 105; она основана на использовании манометрической коробки. Внутренняя полость манометрической коробки соединена с трубкой полного напора (трубка динамического давления).

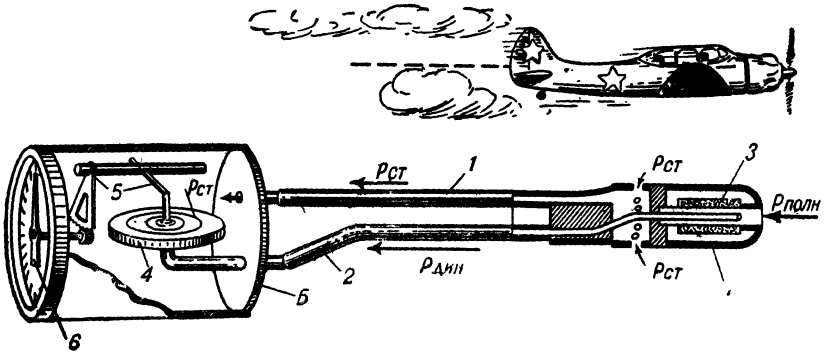


Рис. 105. Принципиальная схема указателя воздушной скорости: *А* — корпус приемника воздушного давления; *Б* — герметический корпус указателя скорости· *1* — трубопровод статического давления; *2* — трубопровод динамического давления; *3*—электрообогреватель приемника воздушного давления; *4*—манометрическая коробка; *5*—механизм, преобразующий поступательное движение манометрической коробки во вращательное; *6* — стрелка прибора

Манометрическая коробка помещена в герметический корпус прибора *Б*, внутренняя полость которого посредством шгуцера и трубопровода соединена со статической трубкой *1* приемника воздушного давления. При перемещении прибора вместе с самолетом в воздушной среде возникающая разность давления в манометрической коробке и корпусе прибора вызывает расширение или сжатие манометрической коробки. Колебание верхней поверхности манометрической коробки через систему рычага сектора передается на стрелку. По положению стрелки *6* на шкале с делением воздушной скорости в *км/час* судят о величине воздушной скорости — $V_{пр}$.

§ 43. УСТРОЙСТВО УКАЗАТЕЛЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ УВС-350

Чувствительным элементом прибора типа УВС-350 является манометрическая коробка *1*. Коробка представляет собой две гофрированные мембраны, изготовленные из фосфористой бронзы и спаянные между собой по краям. К нижней стороне манометрической коробки припаян жесткий центр *2*.

Он служит для крепления коробки к основанию механизма и для присоединения трубопровода *3*, по которому поступает полное давление воздуха во внутреннюю полость чувствительного элемента (рис. 106, 107).

Второй конец трубопровода *3* припаян к штуцеру *4*, укрепленному на задней стенке корпуса прибора. Штуцер *4* называется динамическим и обозначается буквами ДН. К нему присоединяется трубопровод, идущий от штуцера динамической трубки приемника воздушных давлений (ПВД). К верхнему центру коробки припаяна стойка *5*, к которой шарнирно прикреплена тяга *6* передаточного механизма.



Рис. 106. Общий вид указателя воздушной скорости типа УС-350

Второй конец тяги шарнирно соединен с рычагом *7* валика сектора *8*. С противоположной стороны валика укреплен противовес *9*, предназначенный для статической балансировки механизма. На оси валика *8* укреплен сектор *10*, сцеплен-

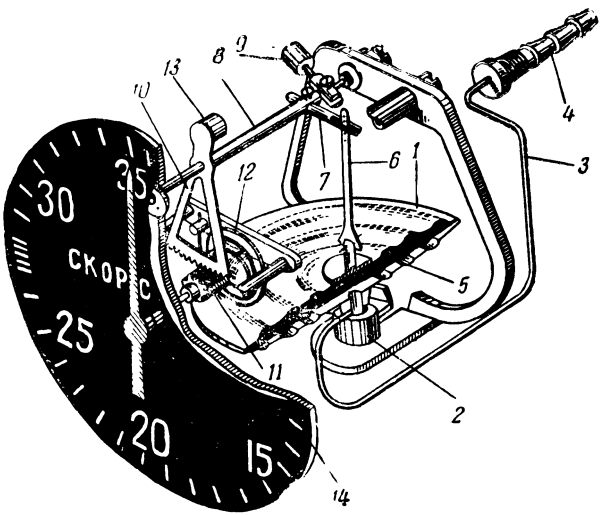


Рис. 107. Схема механизма указателя воздушной скорости типа УС-350:
1 — манометрическая коробка; *2* — жесткий центр; *3* — трубопровод; *4* — штуцер; *5* — стойка; *6* — тяга; *7* — рычаг; *8* — валик сектора; *9*—противовес; *10*—сектор; *11* — трибка; *12* — спиральная пружина; *13* — противовес сектора; *14* — шкала

ный с трибкой *11*. Ось трибки находится в центре прибора и на нее насажена стрелка. На оси трибки укреплена спиральная пружина *12*, служащая для устранения люфтов и затираний в механизме. Шкала прибора оттарирована в диапазоне

скоростей от 50 до 350 *км/час*. Цена деления 10 *км/час*, деления оцифрованы через каждые 50 *км/час*.

Корпус прибора герметический, изготовлен из алюминиевого сплава или из пластмассы.

На задней стенке корпуса имеется статический штуцер. Этот штуцер обозначается буквами СТ; к нему присоединяется трубопровод, идущий от штуцера статической камеры ПВД.

§ 44. КОНСТРУКЦИЯ ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ

Приемник состоит из двух трубок. Одна из них имеет открытый конец *2* и воспринимает динамическое давление. Другая трубка *5* воспринимает статическое давление через ряд боковых отверстий. Обе трубки заключены в общий корпус. В каждом приемнике имеется электрообогреватель *10* для предохранения приемника от обледенения (рис. 108).

Приемник устанавливается в таком месте самолета, где воздушный поток менее всего возмущен при движении самолета. Обыкновенно приемник устанавливается на крыле или под фюзеляжем так, чтобы конец приемника, воспринимающий поток воздуха, был направлен вперед и параллельно продольной оси симметрии самолета.

На самолете Як-18 ПВД установлен на левой плоскости (рис. 109). Каждая трубка приемника посредством проводки из алюминиевых трубок соединяется с указателем скорости, помещенным в кабине самолета.

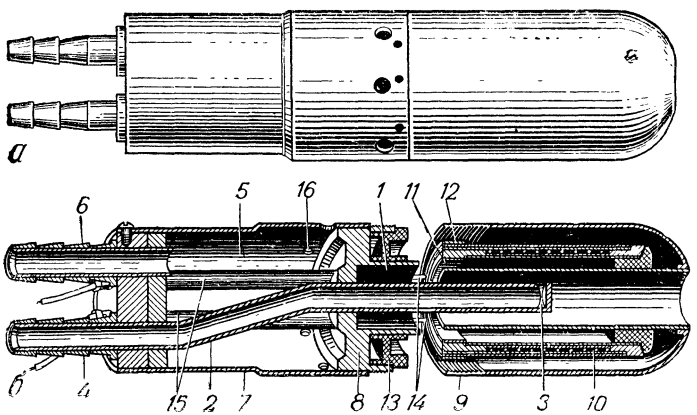


Рис. 108. Конструкция приемника воздушного давления (ПВД): *а* — общий вид; *б* — вид в разрезе; *1* — динамическая камера; *2* — динамическая трубка; *3* — донышко; *4* — динамический штуцер; *5* — статическая камера; *6* — статический штуцер; *7* — кожух; *8* — втулка; *9* — наконечник; *10* — элемент обогрева; *11*—*12*—конгактные кольца; *13* — изоляционная втулка; *14* — электропровода; *15*—латунная трубка; *16* — отверстие



Рис. 109. Место установки приемника воздушного давления на самолете Як-18

§ 45. ОШИБКИ УКАЗАТЕЛЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Указатель воздушной скорости, подобно другим приборам, имеет погрешности, которые необходимо учитывать. Ошибки УВС-350 разделяются на две основные группы: инструментальные, обусловленные несовершенством конструкции прибора, и методические, возникающие из-за несовершенства самого метода измерения скорости полета самолета посредством измерения аэродинамического давления манометрической коробкой.

Инструментальные ошибки происходят главным образом из-за несовершенства механизма прибора: люфтов, затираний, неправильной регулировки, изменения упругих свойств манометрической коробки и влияния изменения температуры воздуха, окружающего прибор, а также от неправильной установки приемника на самолете.

Методические ошибки состоят в том, что указателем скорости измеряется не скорость, а скоростной напор. Скоростной напор зависит не только от скорости воздушного потока, но и от плотности воздуха; поэтому показания скорости верны лишь при той плотности, для которой рассчитана шкала.

На высоте полета вследствие уменьшения атмосферного давления и понижения температуры плотность воздуха бывает обычно меньше, чем у земли. Воздушная скорость самолета на высоте будет больше воздушной скорости у земли при одном и том же показании указателя воздушной скорости. Эти ошибки учитываются расчетом исправленной воздушной скорости по навигационной линейке НЛ-8.

Инструментальные ошибки и аэродинамические поправки могут быть заранее определены и учитываются в полете по графику поправок указателя воздушной скорости.

Поправки указателя скорости необходимо определять не реже одного раза в три месяца и тогда, когда они вызывают сомнение.

§ 46. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПОПРАВКА

Как показывает опыт, нельзя установить ПВД в таком месте самолета, где он находился бы в неискаженном потоке воздуха. Поэтому почти на всех типах самолетов приемники воздушных давлений воспринимают скоростной напор, искаженный влиянием самолета. Вследствие этого прибор допускает ошибки в своих показаниях. Аэродинамическая поправка обозначается буквами $\Delta V_д$ и учитывается в полете по графику поправок, построенному на алгебраической сумме инструментальной и аэродинамической ошибок. В настоящее время аэродинамическая поправка на самолетах доводится до минимума путем увеличения динамического давления в манометрической коробке за счет уменьшения воспринимаемого статического давления.

§ 47. ПРОВЕРКА ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ И УКАЗАТЕЛЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Проверка ПВД. Приемник воздушных давлений подвергают проверке на герметичность и работоспособность обогревательного элемента. Проверка на герметичность ПВД производится при помощи водяного (спиртового) манометра.

Приемник считается герметичным, если показания манометра в течение 3 мин. уменьшаются не более чем на 5 *мм* вод. ст.

Электрический обогрев приемника проверяют на величину потребляемого тока и на исправность по изоляции.

Величину потребляемого тока проверяют от бортовой сети 26,5 *в*. К положительной проводке присоединяют амперметр, с помощью которого определяют величину потребляемого тока ПВД; она должна быть 1,6 *а*.

Исправность изоляции проверяют с помощью микроамперметра. Показания микроамперметра при проверке не должны превышать 13,25 *мка*.

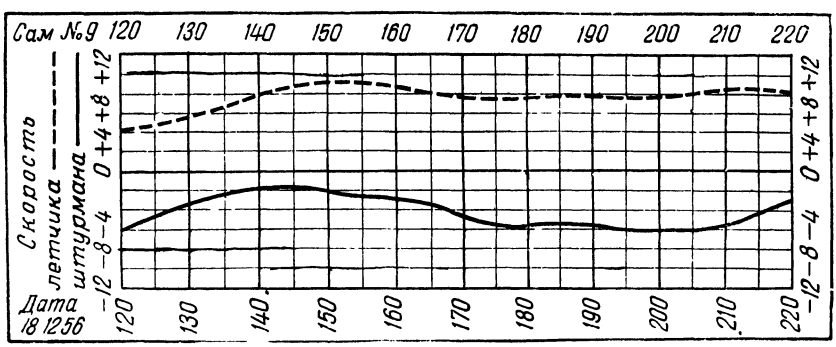


Рис. 110. График поправок скорости

Проверка указателя воздушной скорости. Указатель воздушной скорости проверяют для определения состояния герметичности корпуса и величины инструментальных ошибок.

Герметичность корпуса должна быть такой, чтобы созданное внутри него разрежение (специальным приспособлением), соответствующее максимальному показанию прибора, за одну минуту спадало не более чем на 15 *км/час* для прибора УВС-350. Определяют инструментальные ошибки указателя скорости с помощью специальных приспособлений. Результаты проверки записывают в поверочный лист, обрабатывают, а затем заносят поправки указателя скорости в график инструментальных поправок (рис. 110), который крепится на борту самолета.

§ 48. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСТИННОЙ И ПРИБОРНОЙ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ НА НЛ-8

Истинную воздушную скорость определяют в следующем порядке:

1. Показание указателя скорости исправляют на инструментальную поправку ($V_{пр}$) по формуле

$$V' = V_{пр} + (\pm \Delta V_{пр}).$$

2. Определяют температуру воздуха на высоте по термометру или по вертикальному температурному градиенту.

3. На шкале линейки «Температура на высоте для V» находят деление, соответствующее температуре воздуха, и совмещают его с делением высоты на шкале «Высота в *км* для V». Ключ для определения $V_{ист}$ на НЛ-8 приведен на рис. 111.

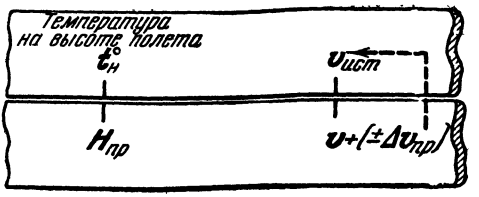


Рис. 111. Определение истинной воздушной скорости на НЛ-8

4. На шкале «Высота и скорость по прибору» находят деление, соответствующее скорости, и против него на шкале «Исправленная высота и скорость» читают искомую скорость.

Пример 1. Показание указателя скорости 160 *км/час*. Высота полета 1000 *м*. Температура воздуха на высоте полета +10°. Инструментальная поправка указателя скорости +8 *км/час*.

Определить истинную воздушную скорость $V_{ист}$.

Решения: 1. Исправляем показания указателя скорости на инструментальную поправку, получим:

$$V' = 160 + (+8) = 168 \text{ км/час}.$$

2. По НЛ-8 находим истинную воздушную скорость: 177 *км/час*.

Пример 2. $V_{пр} = 150$ *км/час.* $H_{пр} = 200$ *м*, $t_н = -10°$. Инструментальную поправку находим по графику, она равна $+9$ *км/час.*

Решения: 1. $V' = 150 + (+9) = 159$ *км/час.*

2. По НЛ-8 $V_{ист} = 171$ *км/час.*

Воздушная скорость по прибору (показание указателя скорости) для полета с заданной истинной скоростью определяется на навигационной линейке НЛ-8 в таком же порядке, как и истинная воздушная скорость, с той лишь разницей, что при расчете на НЛ-8 по $V_{ист}$ определяется скорость и исправляется на инструментальную поправку указателя скорости с обратным знаком (рис. 112).

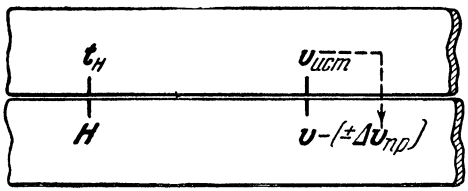


Рис. 112. Определение скорости по прибору на НЛ-8

$$V_{пр} = V' - (\pm\Delta V_{пр}).$$

Пример 1. Заданная истинная воздушная скорость 200 *км/час.* Высота полета 2000 *м.* Показание термометра на высоте полета $-20°$. Инструментальная поправка указателя скорости $+10$ *км/час.* Определить показание прибора по НЛ-8.

Решение. По счетной навигационной линейке определяем скорость по прибору, получаем 187 *км/час,* прибавляем инструментальную поправку, получаем $187 - (+10) = 177$ *км/час.*

Пример 2. Заданная $V_{ист} = 180$ *км/час*; $H_{пр} = 1500$ *м*; $t_н = +5°$. Инструментальную поправку находим в графике.

Решение. По НЛ-8 находим приборную скорость 168 *км/час.* В графике находим инструментальную поправку для этой скорости: $+8$ *км/час.*

Получим $V_{пр} = 168 - (+8) = 160$ *км/час.*

§ 49. ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Приближенные определения воздушной скорости в уме можно производить по приведенным таблицам.

ТАБЛИЦА ПОПРАВОК ДЛЯ ПРИБЛИЖЕННОГО РАСЧЕТА ИСТИННОЙ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Для зимы

Высота в *м*	500	1000	1500	2000	2500	3000
Увеличить $V_{пр}$ в %	2,5	5	7,5	10	12,5	15

Высота в *м*	500	1000	1500	2000	2500	3000
Увеличить $V_{пр}$ в %	1	2	3	5	7,5	10

Рассчитанная поправка по таблице прибавляется к скорости по прибору, исправленной на инструментальную поправку ($\Delta V_{пр}$), а при определении скорости по прибору вычитается из заданной истинной скорости.

Пример. Воздушная скорость по прибору 160 *км/час*. Высота полета 2000 *м*. По графику находим $\Delta V_{пр} + 8$ *км/час*: $160 + (+8) = 168$ *км/час*. Полет совершается летом (пользоваться таблицей для лета).

Определить истинную воздушную скорость.

Решение. Для $H = 2000$ *м* поправка равна 5%, что составляет 8 *км/час*.

Следовательно, истинная воздушная скорость будет равна:

$$V_{ист} = 168 + 8 = 176 \text{ км/час}.$$

§ 50. ОСМОТР УКАЗАТЕЛЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

В результате осмотра указателя воздушной скорости перед вылетом летчик должен убедиться во внешней исправности прибора: в целости стекла и стрелок прибора, в надежности его крепления к приборной доске самолета, в наличии на борту самолета графика инструментальных поправок, в чистоте стекла и самого указателя скорости. Перед тем как войти в самолет, летчик обязан проверить, снят ли предохранительный чехол, который надевается на время стоянки самолета на трубку ПВД, нет ли на ПВД грязи, песка, снега или льда.

§ 51. САМОЛЕТНЫЕ ЧАСЫ

Часы на самолете необходимы летчику (экипажу) для учета времени в полете. В кабине летчика устанавливаются бортовые часы АВР-М (авиационные рантовые модернизированные). Они предназначены для установки в кабине летчика и других членов экипажа.

На циферблате этих часов три стрелки: часовая, минутная и секундная. Двигателем часов является спиральная заводная пружина. Пружина заводится при помощи обода, называемого рантом, и кольцевой рейкой. Заводят пружины вращением обода в левую сторону против хода часовой стрелки до упора и холостым вращением в правую сторону (рис. 113).

В часовом механизме предусмотрено приспособление для устранения температурной ошибки часов посредством температурных маятников. Обод такого маятника изготовляется из

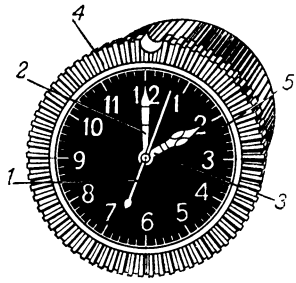


Рис. 113. Общий вид часов АВР-М:
1 — секундная стрелка;
2 — минутная стрелка;
3 — часовая стрелка,
4 — обод (рант);
5 — индекс ранта

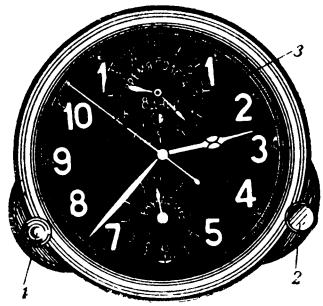


Рис. 114. Штурманские часы АЧХО

двух спаянных между собой металлов с различным температурным коэффициентом расширения.

Перевод стрелок часов осуществляется вращением обода по ходу часовой стрелки. Перед этим обод оттягивают на себя до отказа и в таком положении придерживают его во время перевода стрелок.

На задней крышке часов укреплен электрообогреватель.

Механизм часов изготовлен на 15 камнях, вес часов 300 *г*. Суточный ход (изменение хода часов за сутки) 1 мин.; полный завод пружины обеспечивает работу механизма в течение 5 суток.

В кабине летчика могут стоять штурманские самолетные часы АЧХО (авиационные часы — хронометр с электрообогревателем). На циферблате этих часов имеется шесть стрелок: стрелки основного механизма часов, минутная и секундная стрелки секундомера, часовая и минутная стрелки времени полета (рис. 114).

В нижней части часов имеется две головки. Левая головка служит для завода часового механизма, перевода стрелок, а также для пуска в ход и остановки счетчика времени полета. Часы заводят, вращая левую головку против часовой стрелки. Для перевода стрелок нужно вытянуть головку до упора и вращать ее по движению стрелок. Для приведения в действие счетчика времени следует нажать на головку, тогда в сигнальном отверстии появится красный цвет и стрелки начнут вращаться. Нажав вторично головку, останавливают движение стрелок; при этом в сигнальном отверстии появится красный

и белый цвет. Если нажать на головку третий раз, то стрелки счетчика времени пройдут к нулевому положению, а в сигнальном отверстии появится белый цвет. Правая головка служит для пуска в ход и остановки секундомера.

Глава шестая

ВАРИОМЕТР, УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА И СКОЛЬЖЕНИЯ

§ 52. ВАРИОМЕТР

Назначение и принцип действия вариометра. Во время полета самолет может перемещаться не только горизонтально, но и в вертикальной плоскости. Скорость увеличения или уменьшения высоты полета, или, иначе говоря, скорость подъема или снижения, называется вертикальной скоростью полета. Для измерения этой скорости полета на самолетах применяется прибор, называемый вариометром. Шкала этого прибора обычно градуируется в *м/сек*.

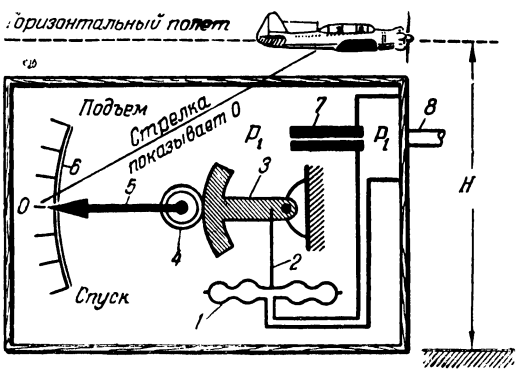


Рис. 115. Принципиальная схема вариометра: *1* — манометрическая коробка; *2* — тяга; *3* — сектор; *4* — трибка; *5* — стрелка; *6* — шкала, *7* — капилляр; *8* — приемный штуцер

Действие вариометра основано на принципе измерения разности между статическим давлением атмосферы, окружающей самолет, и давлением внутри сосуда, сообщающегося с атмосферой через капиллярную трубку.

В основе устройства вариометра (рис. 115) используется манометрическая коробка *1*, внутренняя полость которой сообщается с атмосферой. Коробка имеет очень тонкие мембраны, способные заметно прогибаться при незначительных измене-

ниях давлений. Движение верхнего жесткого центра манометрической коробки передается с помощью тяги *2* зубчатому сектору *3*, сцепленному с трибкой *4*. Стрелка *5* укреплена на одной оси с трибкой *4* и указывает по шкале *6* скорость подъема или снижения самолета. Если самолет летит горизонтально, то атмосферное (статическое) давление внутри манометрической коробки *1* и давление внутри корпуса прибора (при условии хорошей герметичности прибора) будут одинаковы и, следовательно, разность между этими давлениями будет равна нулю. В этот момент мембрана манометрической коробки находится в состоянии равновесия и стрелка прибора устанавливается на нулевой отметке шкалы.

Предположим, что самолет, летящий строго горизонтально на некоторой высоте H_1, которой соответствует статическое давление P_1, поднимается выше и через одну секунду достигает высоты H_2, которой соответствует статическое давление P_2. Так как манометрическая коробка сообщается со статической камерой ПВД через трибку большого сечения, то в полости манометрической коробки почти мгновенно устанавливается давление P_2, соответствующее новой высоте полета. В то же время в корпусе прибора, полость которого соединяется со статической камерой ПВД через капилляр *7*, давление не успеет измениться с такой скоростью, с какой оно меняется внутри манометрической коробки, и будет некоторое время равно первоначальному давлению P_1. Поэтому при подъеме разность давлений P_1 и P_2 заставит мембраны манометрической коробки сжиматься и указывающая стрелка прибора остановится на отметке шкалы соответствующей скорости набора высоты в *м/сек*.

При снижении самолета разность давлений направлена противоположно, манометрическая коробка будет расширяться и стрелка прибора укажет скорость снижения самолета также в *м/сек*.

---

§ 53. УСТРОЙСТВО ВАРИОМЕТРА ТИПА ВР-10

Чувствительным элементом вариометра ВР-10 является двухмембранная манометрическая коробка *2* (рис. 116 и 117). Внутренняя полость манометрической коробки при помощи трубопровода *6* и штуцера *23* соединена с атмосферой через статическую камеру приемника воздушных давлений указателя скорости.

Манометрическая коробка имеет два жестких центра: неподвижный и подвижной.

Неподвижный центр коробки укреплен на плоской пружине *5*. Эта пружина с одного конца укреплена неподвижно двумя винтами к нижнему основанию механизма, а другим концом опирается на эксцентрик *13* установочного винта.

Подвижной центр коробки имеет стойку *4*, которая шарнирно соединена с тягой *3* передающего механизма. Над подвижным центром манометрической коробки установлена пластинка упора *14*, предназначенная для ограничения хода коробки при вертикальных скоростях, превышающих расчетную. Тяга *3* другим концом соединена с рычагом *15*, укрепленным на валике *16*. Валик имеет кольцо *9* с поводком. На поводке укреплен балансир *17*. Поводок соприкасается с валиком сектора. Сектор *12* сцеплен с трибкой *24*, на оси которой насажена стрелка *8*. На валике сектора укреплена спиральная пружина *11*, которая служит для устранения люфтов и затираний в механизме прибора и для передвиже-



Рис. 116. Общий вид вариометра типа ВР-10

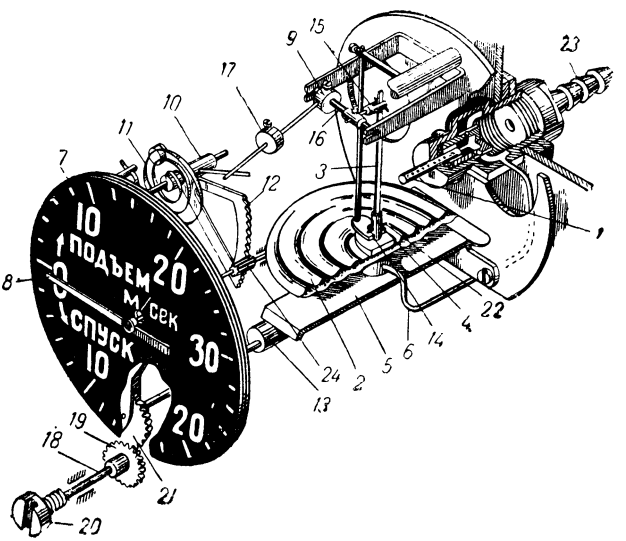


Рис. 117. Схема механизма вариометров типа ВР-10 и ВР-30:
1 — капилляр; *2* — манометрическая коробка; *3* — тяга; *4* — стойка; *5* — плоская пружина; *6*—трубопровод; *7* — шкала; *8* — стрелка; *9*—кольцо с поводком; *10* — валик сектора; *11* — спиральная пружина; *12* — сектор; *13* — эксцентрик; *14* — пластинка упора; *15* — рычаг; *16* — валик; *17* — балансир; *18* — валик кремальеры; *19*—шестерня кремальеры; *20*—головка кремальеры; *21* — шестерня эксцентрика; *22* — штифт; *23* — штуцер; *24* — трибка

ния его частей при сжатии чувствительного элемента. Для отсчета показаний прибор имеет шкалу *7*, отградуированную в *м/сек*.

Кремальерное устройство вариометра предназначено для установки стрелки на нуль в том случае, когда в результате длительной работы прибора упругие свойства манометрической коробки изменяются и стрелка отходит от нулевого деления шкалы.

Оттягивая на себя головку кремальеры, приводят в зацепление шестерни *19* и *21*. При вращении кремальеры связанный с ней эксцентрик *13* будет поворачиваться, при этом плос-

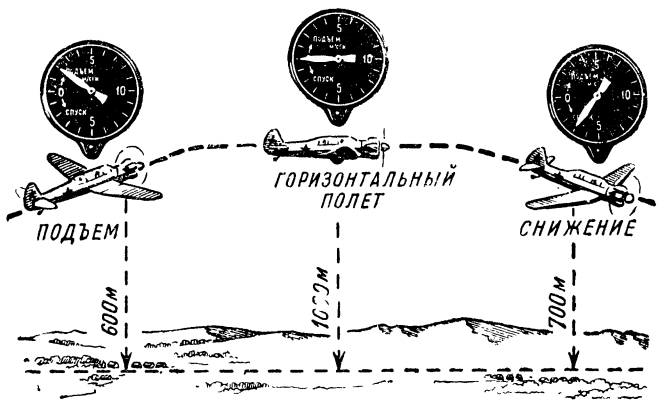


Рис. 118. Показания вариометра при наборе высоты, горизонтальном полете и снижении самолета

кая пружина *5* поднимается вверх или опускается вниз. Это движение через передающий механизм сообщается стрелке. После установки стрелки на нуль кремальеру нужно выдвинуть обратно и завернуть головку *20*. Таким образом, наличие на самолете вариометра позволяет летчику определить скорость подъема и спуска самолета в *м/сек* (рис. 118).

В горизонтальном полете стрелка вариометра удерживается в нулевом положении шкалы.

Проверка вариометра ВР-10. Вариометр, как и другие приборы, имеющие пружинные чувствительные элементы, допускает инструментальные ошибки. Вариометр периодически проверяют для определения степени герметичности корпуса и величины погрешностей в показаниях.

При проверке вариометра руководствуются техническими допусками:

— ошибки на всех точках шкалы не должны превышать 1 *м/сек;*

— смещение стрелки прибора с нулевого деления не должно превышать 0,3 *м/сек.*

— ограничитель должен вступить в работу в пределах 12—20 *м/сек*.

Для проверки герметичности корпуса вариометра используется водяной манометр. Проверяют вариометр на точность показаний с помощью барокамеры и вакуумного насоса, затем вариометр регулируют.

§ 54. УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА И СКОЛЬЖЕНИЯ

Назначение и принцип действия указателя поворота. Отклонение самолета в горизонтальной плоскости от направления полета определяется с помощью гироскопического прибора, называемого указателем поворота. Прибор указывает летчику наличие вращения самолета вокруг вертикальной оси и наличие поперечного скольжения.

Действия указателя поворота основаны на использовании свойств гироскопа с двумя степенями свободы. Гироскоп устанавливается на самолете в таком положении, чтобы его оси были горизонтальны, причем главная ось гироскопа должна совпадать по направлению с поперечной осью самолета *ZZ* (рис. 119), а ось вращения рамки *YY* — с продольной осью самолета *XX*. При отсутствии поворота самолета вокруг оси *YY* пружина *4* связана с корпусом прибора и устанавливает ось ротора *XX* параллельно поперечной оси самолета, чему соответствует нулевое положение стрелки. Поворот самолета вокруг оси *XX* и *ZZ* не вызывает прецессии гироскопа (вынужденный поворот гироскопа под воздействием внешних сил), так как эти оси совпадают с плоскостью *YY* гироскопа. Потому при продольных и поперечных кренах самолета стрелка указателя поворота остается на нуле.

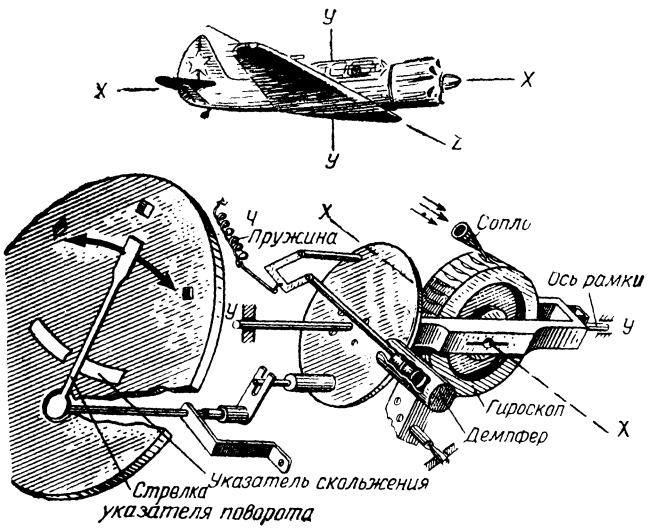


Рис. 119. Схема устройства указателя поворота

Поворот самолета вокруг оси *YY* вызывает появление гироскопического момента, т. е. способность гироскопа сохранять неизменным направление главной оси своего вращения, поворачивающего гироскоп вокруг его оси *YY*. При этом пружина *4* также создает момент вокруг оси *YY*, направленной в обратную сторону. При изменении положения оси ротора она через систему рычагов передает свое движение на стрелку, которая отклоняется в сторону разворота самолета. Стрелка остается наклоненной в сторону разворота самолета в течение всего разворота, и угол отклонения ее тем больше, чем с меньшим радиусом и большим креном производится разворот. По окончании разворота и исчезновении гироскопического момента (в прямолинейном полете) стрелка устанавливается в нулевое положение.

Демпфер в указателе поворота предназначен для успокоения колебаний стрелки. Если бы не было демпфера, то в случае малейшего рыскания самолета на курсе колебания стрелки были бы настолько велики, что невозможно было бы пилотировать самолет по указателю поворота.

Принцип демпфирования заключается в том, что рамка гироскопа передвигает поршень в цилиндре с капиллярным отверстием. При резких поворотах рамки воздух не успевает проходить через капиллярное отверстие демпфера, вследствие чего возникает тормозящая сила, ограничивающая колебания рамки гироскопа и связанной с ней стрелки.

В зависимости от способа приведения ротора во вращение различают два вида указателей поворота: пневматический и электрический. В пневматическом указателе поворота ротор гироскопа вращается под действием струи воздуха, в электрическом — ротор вращается с помощью электродвигателя.

§ 55. УСТРОЙСТВО ПНЕВМАТИЧЕСКОГО УКАЗАТЕЛЯ ПОВОРОТА ТИПА УП-10

Указатель поворота типа УП-10 представляет собой комбинацию в одном корпусе двух приборов: непосредственно указателя поворота и указателя скольжения (рис. 120). Указатель поворота состоит из следующих основных частей: гироскопического узла передающего механизма, фиксирующей части, демпфирующего механизма и корпуса прибора (рис. 121).

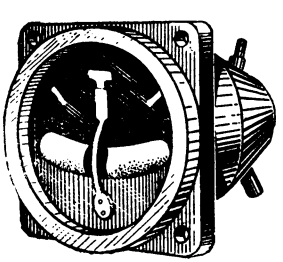


Рис. 120. Указатель поворота типа УП-10

Гироскопический узел. Чувствительным элементом указателя поворота является гироскоп с двумя степенями свободы. Гироскоп состоит из ротора

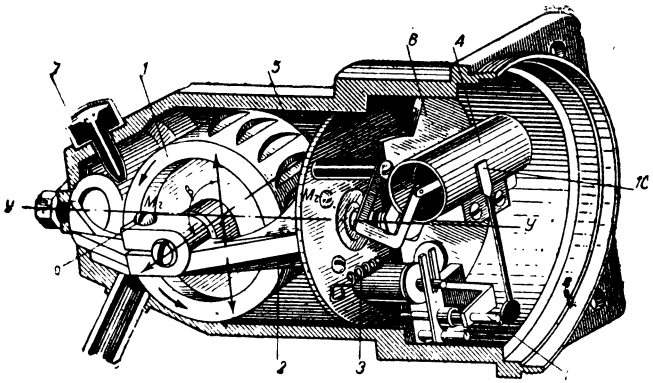


Рис. 121. Устройство указателя поворота УП-10 в разрезе:
1 — ротор; *2* — рамка; *3* — пружина; *4* — демпфер; *5* — корпус; *6* — пластинка; *7* — сопло; *8* — ось стрелки; *9* — стопорный винт; *10* — стрелка

и рамки. Скорость вращения ротора составляет 6000—8000 об/мин.

Передающий механизм служит для передачи движения от рамки на стрелку.

Фиксирующая часть служит для непосредственного определения вращения самолета вокруг его вертикальной оси. Механизм состоит из стрелки и шкалы.

Демпфирующий механизм служит для успокоения колебаний стрелки.

Питание указателя поворота осуществляется через отверстие — сопло 7. Через это отверстие вследствие искусственного разрежения (выкачивания) воздуха при помощи трубки разрежения из корпуса прибора наружный воздух с силой входит внутрь прибора и, попадая на лунки ротора, приводит его в быстрое вращение. Разрежение воздуха внутри корпуса прибора производится через штуцер *А* (рис. 122).

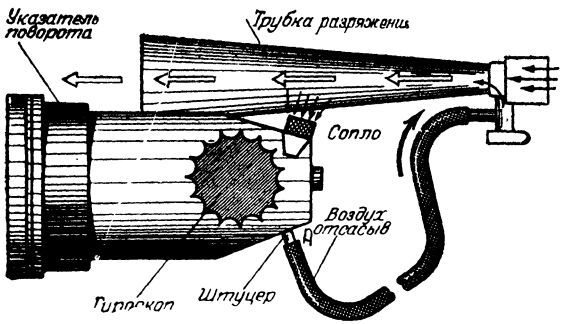


Рис. 122. Схема питания указателя поворота

§ 56. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ УКАЗАТЕЛЯ СКОЛЬЖЕНИЯ

Указатель скольжения укреплен на шкале указателя поворота и служит для определения скольжения самолета.

Скольжением самолета называется перемещение самолета по направлению, перпендикулярному направлению

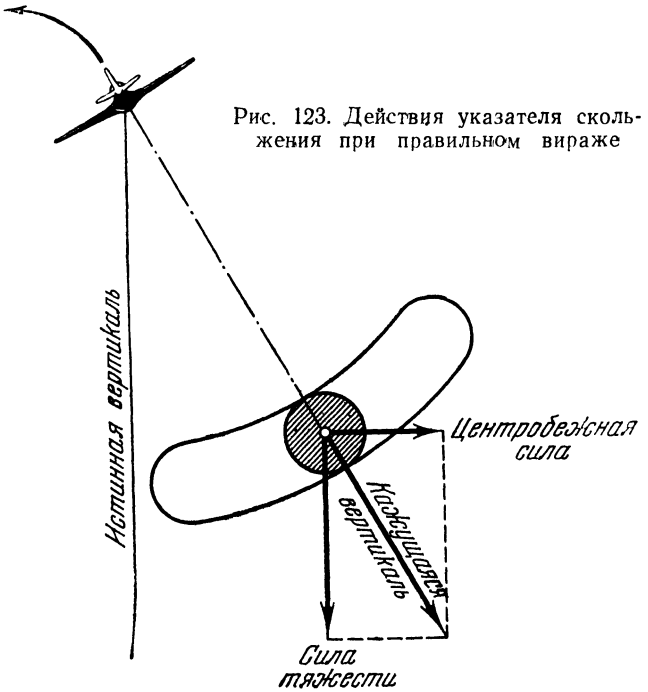


Рис. 123. Действия указателя скольжения при правильном вираже

полета. Вместе с указателем поворота указатель скольжения дает возможность летчику выполнять правильный вираж (рис. 123). Указатель скольжения работает по принципу использования свойств физического маятника.

В указателе скольжения в качестве грузика применяется тяжелый шарик из черного стекла, который может перемещаться под действием силы тяжести внутри стеклянной трубки, изогнутой под определенным радиусом. Стеклянный шарик имеет одинаковый с трубкой коэффициент теплового расширения. Трубка заполняется жидкостью — толуолом, который сглаживает резкие колебания шарика. В верхней части трубки имеется небольшой отросток, который называется уводящей камерой. В эту камеру уходят пузырьки воздуха и избыточный объем толуола при его нагреве.

Центральное положение шарика в трубке фиксируется двумя вертикальными линиями. Сзади трубки установлен экран,

покрытый светящейся массой, чтобы можно было пользоваться прибором ночью.

Шарик при различных положениях самолета перемещается внутри трубки по дуге определенного радиуса точно так же, как если бы он был подвешен на нитке и раскачивался на ней.

§ 57. ПОЛЬЗОВАНИЕ ПРИБОРОМ В ПОЛЕТЕ

В полете необходимо пользоваться одновременно показаниями указателя поворота и указателя скольжения. Приведем наиболее характерные случаи полета самолета, при которых необходимо пользоваться совместными показаниями обоих приборов.

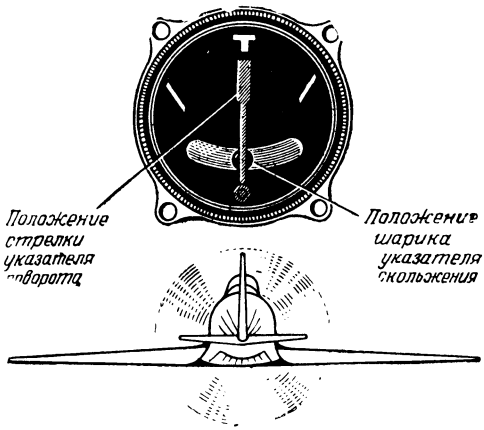


Рис. 124. Показания указателя скольжения при прямолинейном полете без крена

Прямолинейный полет без крена. Стрелка указателя поворота стоит против среднего индекса шкалы. Шарик указателя скольжения находится в центре трубки. В этом случае на шарик действует только сила тяжести, которая и удерживает его в самом нижнем положении, т. е. в центре трубки (рис. 124).

Прямолинейный полет с правым креном. Стрелка указателя поворота остается против среднего индекса, так как самолет не поворачивается вокруг своей вертикальной оси.

Шарик указателя скольжения под действием силы тяжести скатывается вправо от центра трубки (рис. 125). При полете самолета с левым креном шарик скатывается влево от центра трубки.

Левый вираж без скольжения. Вираж без скольжения называется правильным виражом. При левом вираже стрелка указателя поворота отклоняется влево от среднего индекса шкалы в результате прецессии гироскопа. Шарик указателя скольжения остается в центре трубки, так как на шарик дей-

ствует не только сила тяжести, но и центробежная сила, возникающая при развороте самолета. Шарик устанавливается по равнодействующей этих двух сил, которая проходит через центр трубки (рис. 126).

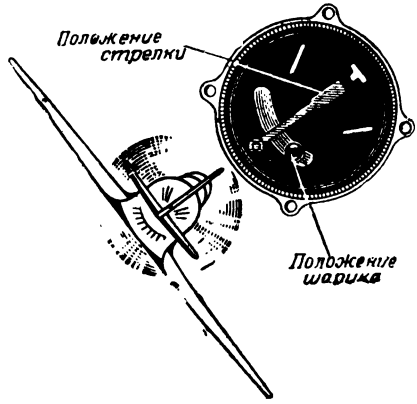


Рис. 125. Показания указателя скольжения при прямолинейном полете с правым креном

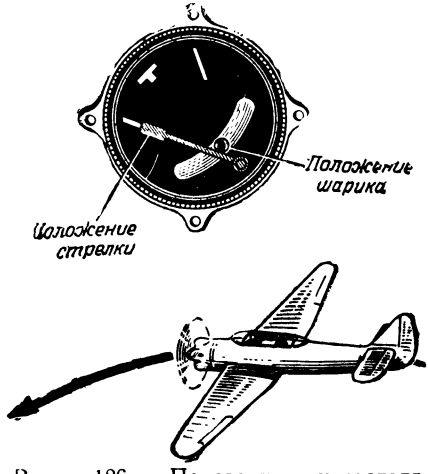


Рис. 126. Показания указателя скольжения при левом вираже без скольжения

Левый вираж с внешним скольжением. Внешнее скольжение самолета возникает в том случае, когда вираж производится с большой угловой скоростью. На самолет действует большая центробежная сила, которая и вызывает внешнее скольжение. При левом вираже стрелка указателя поворота

отклоняется влево от среднего положения. Под действием увеличивающейся центробежной силы шарик отклоняется вправо от центра трубки (рис. 127).

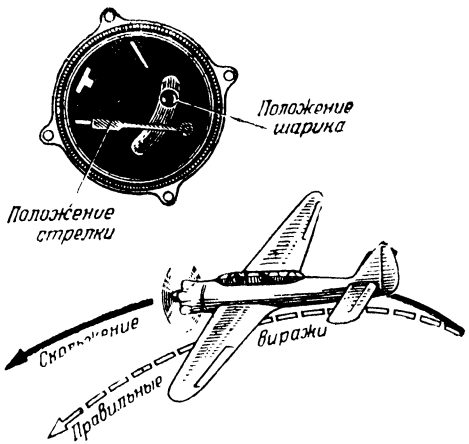


Рис. 127. Показания указателя скольжения при левом вираже с внешним скольжением

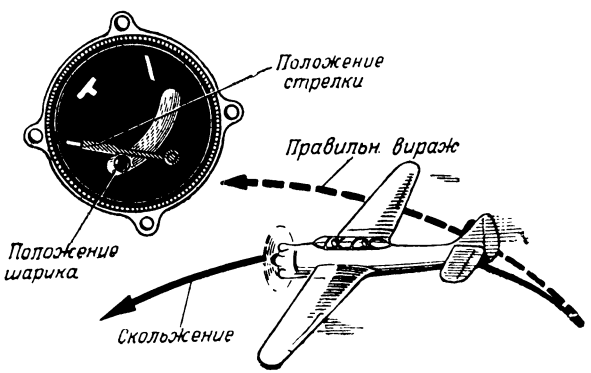


Рис. 128. Показания указателя скольжения при левом вираже с внутренним скольжением

Левый вираж с внутренним скольжением. Внутреннее скольжение самолета возникает в том случае, когда вираж производится с малой угловой скоростью. Величина центробежной силы, действующей на шарик указателя скольжения, будет небольшой, и шарик отклонится от центра трубки влево. Стрелка указателя поворота отклонится от среднего индекса шкалы также влево (рис. 128).

Проверка указателя поворота. При эксплуатации пневматического указателя поворота его осматривают и проверяют

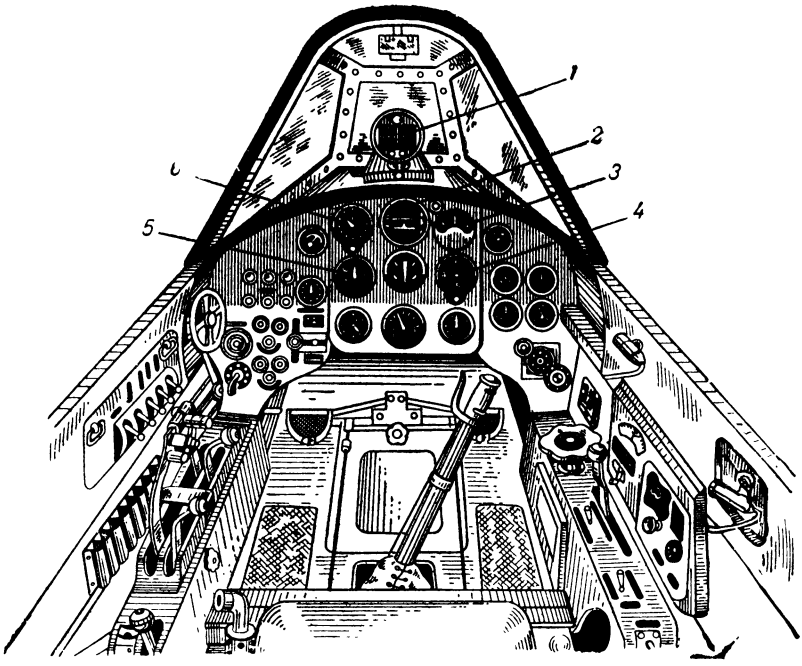


Рис. 129. Расположение пилотажно-навигационных приборов в кабине самолета Як-18:
1 — КИ-11; *2* — авиагоризонт; *3* — указатель РПК; *4* — ВР-10; *5* — указатель скорости; *6* — высотомер

герметичность корпуса, чувствительность, затухание колебаний стрелки, угол застоя стрелки и время вращения ротора по инерции.

Расположение пилотажно-навигационных приборов в кабине самолета Як-18 показано на рис. 129.

Глава седьмая

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОЛЕТ САМОЛЕТА

§ 58. ЭЛЕМЕНТЫ ПОЛЕТА В БЕЗВЕТРИЕ

В неподвижном воздухе, т. е. при безветрии, направление движения самолета относительно земной поверхности совпадает с направлением его продольной оси, а скорость передвижения равна воздушной скорости. Чтобы совершить полет из

пункта *А* в пункт *Б*, достаточно направить продольную ось самолета на пункт *Б* и точно выдерживать взятый курс (рис. 130).

В безветрие навигационным элементом полета является вектор воздушной скорости самолета *v*. Величина вектора воздушной скорости зависит от режима работы двигателя само-

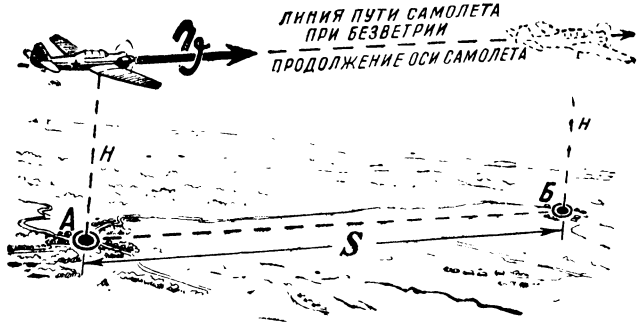


Рис. 130. Движение самолета в воздухе в условиях полного безветрия

лета, высоты и плотности воздуха. И чем больше будет вектор воздушной скорости самолета, тем меньше потребуется путевого времени (*t*) для покрытия расстояния между пунктами *А* и *Б*. Путевое время *t* определяется по формуле

$$t = \frac{S \cdot 60}{V},$$

где t — путевое время в минутах;

S — длина пути между пунктами в *км;*

V — воздушная скорость в *км/час.*

Пример. Воздушная скорость самолета = 160 *км/час.* Расстояние между пунктами *А* и *Б* = 50 *км.*

Определить путевое время *t.*

Решение. Подставляем значения в формулу, получим:

$$t = \frac{50 \cdot 60}{160} = 19 \text{ мин.}$$

Эту же задачу можно решить с помощью НЛ-8 по ключу (рис. 131).

На шкале линейки «Путевая скорость» находим деление 160 и против него устанавливаем треугольный индекс. На шкале «Пройденное расстояние» на-

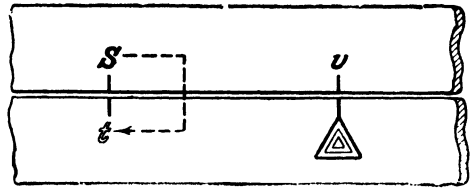


Рис. 131. Ключ для определения на НЛ-8 — путевого времени по *S* и *V*

ходим деление 50 и против него на шкале «Время» читаем искомое время — 19 мин.

В практике самолетовождения почти никогда не бывает полета в полном безветрии, так как атмосфера никогда не находится в состоянии полного покоя. Воздушные массы постоянно передвигаются в горизонтальном и вертикальном направлениях. Горизонтальное передвижение воздушных масс называется ветром.

Ветер как по величине, так и по направлению не является постоянным и меняется с изменением расстояния, высоты полета и времени. Скорость ветра U измеряется в километрах в час, а его направление δ в градусах от 0 до 360° от северного направления меридиана в сторону хода часовой стрелки. При навигационных расчетах принято брать направление ветра «Куда дует», т. е. направление (точка на горизонте), в которую дует ветер, в отличие от метеорологического «Откуда дует».

Направление навигационного ветра отличается от направления метеорологического на величину 180°.

Для того чтобы перевести метеорологическое направление ветра в навигационное или обратно, необходимо к известному направлению ветра прибавить или вычесть из него 180° по формуле

$$\delta_{нав}=\delta_{мет} \pm 180 -(\pm \Delta M),$$

где $\delta_{нав}$ — навигационное направление ветра;
$\delta_{мет}$ — метеорологическое направление ветра;
ΔM — магнитное склонение в районе измерения ветра.

§ 59. ЭЛЕМЕНТЫ ПОЛЕТА В ПЛОСКОСТИ ВЕТРА (с попутным ветром)

Все, что находится в среде воздушной массы, передвигается вместе с ней. Так, например, аэростат, находясь, в воздухе, переносится воздушной массой в направлении ее движения со скоростью, равной скорости ветра, т .е. перемещается относительно поверхности земли со скоростью ветра. Воздушная же скорость аэростата равна нулю. Навигационными элементами полета аэростата будут являться скорость и направление ветра (рис. 132).

Движение самолета с попутным ветром несколько напоминает нам картину движения аэростата в воздушной массе, но с той разницей, что самолет под действием воздушной скорости перемещается в направлении своей продольной оси, в то же время скорость воздушного течения увлекает самолет в направлении движения ветра. В результате этого получается сложение векторов: вектора воздушной скорости самолета и вектора ветра (рис. 133). Сложение этих векторов дает нам

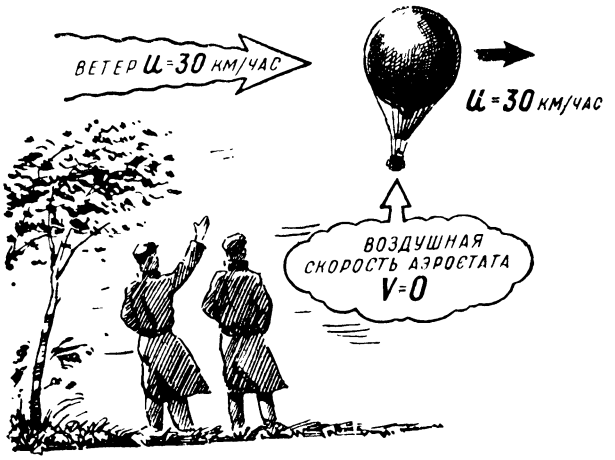


Рис. 132. Движение аэростата в воздухе при ветре

новое значение скорости, т. е. путевую скорость самолета W. Путевая скорость при движении самолета с попутным ветром определяется формулой

$$W = V + U.$$

Путевой скоростью самолета называется скорость перемещения самолета относительно поверхности земли. Путевая скорость является геометрической суммой воздушной скорости, скорости ветра и зависит от их величины и направ-

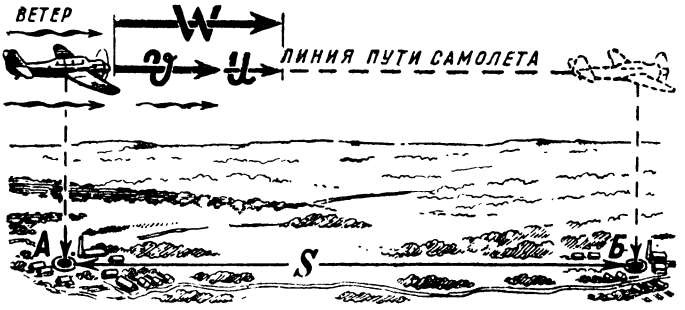


Рис. 133. Полет самолета при попутном ветре

ления. Не трудно понять, что при движении самолета в условиях попутного ветра имеется три навигационных вектора, направленных по одной линии: вектор воздушной скорости самолета, вектор ветра, направленный по линии продольной оси самолета, образующий суммарный вектор, и вектор путевой скорости самолета (результирующий).

Путевая скорость самолета является одним из важных навигационных элементов полета, без знания которого нельзя точно вести контроль пути по дальности.

Путевая скорость при попутном ветре может быть определена двумя способами:

— по воздушной скорости и скорости ветра;

— по времени полета и расстоянию.

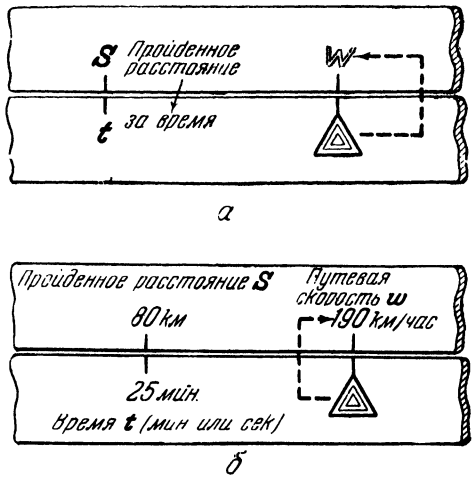


Рис. 134. Определение на НЛ-8 путевой скорости самолета по S и t:
а — ключ для решения; *б* — решение

Пример. Воздушная скорость 160 *км/час*. Ветер попутный, 30 *км/час*.

Определить путевую скорость самолета по формуле

$$W = 160 + 30 = 190 \text{ км/час}.$$

По известным времени полета и расстоянию путевая скорость рассчитывается по формуле

$$W = \frac{S \cdot 60}{t},$$

где W — путевая скорость самолета в *км/час;*

S — пройденное расстояние в *км;*

t — время полета в минутах.

Пример. Расстояние $S = 80$ *км*, время полета самолета $t = 25$ мин.

Определить путевую скорость самолета.

Решение.

$$W = \frac{80 \cdot 6}{25} = 192 \text{ км/час}.$$

Путевую скорость по известным S и t можно рассчитать на НЛ-8 по ключу (рис. 134).

Направление движения самолета относительно земной поверхности в условиях попутного ветра совпадает с направлением его продольной оси. Чтобы совершить полет из пункта *А* в пункт *Б*, достаточно направить продольную ось самолета на пункт *Б* и выдерживать заданный курс.

§ 60. ЭЛЕМЕНТЫ ПОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ВСТРЕЧНОГО ВЕТРА

Движение самолета в условиях встречного ветра обусловлено непрерывным воздействием вектора ветра, направленного навстречу движению самолета. Равнодействующая двух скоростей — воздушной скорости самолета и скорости ветра,

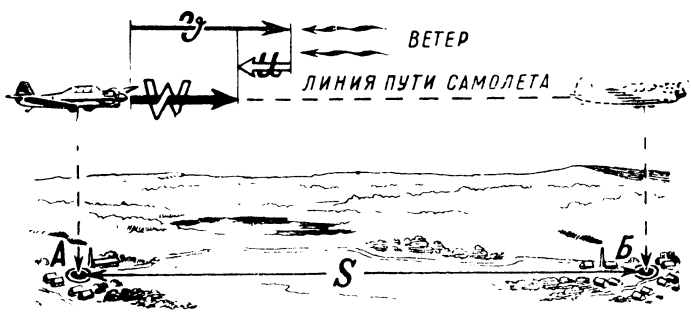


Рис. 135. Полет самолета при встречном ветре

действующих по одной прямой и направленных в противоположные стороны, равна их разности и направлена в сторону воздушной скорости. Эта равнодействующая и является путевой скоростью самолета (рис. 135). При встречном ветре путевая скорость самолета определяется по формуле

$$W = V - U.$$

Пример. Воздушная скорость самолета 160 *км/час*. Скорость встречного ветра 30 *км/час*.

Определить путевую скорость самолета.

Решение. $W = 160 - 30 = 130$ *км/час*. Это значит, что самолет движется (летит) относительно поверхности земли со скоростью 130 *км/час*.

Пример. Расстояние между пунктами *А* и *Б*, равное 80 *км*, самолет пролетел за 37 мин.

Определить путевую скорость по формуле и на НЛ-8.

Решение.

$$W = \frac{80 \cdot 60}{37} = 130 \text{ км/час}.$$

На навигационной линейке НЛ-8 путевую скорость самолета определяют по времени пролета расстояния (рис. 136).

Встречный ветер, так же как и попутный, изменяет только величину путевой скорости, но не оказывает никакого влияния на боковое смещение самолета. Движение самолета относительно земной поверхности совпадает с направлением продольной оси самолета. Движение самолета в условиях встреч-

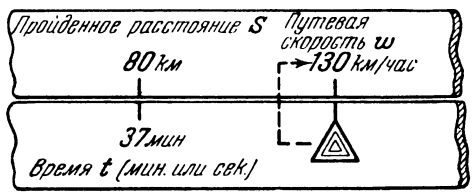


Рис. 136. Определение на НЛ-8 путевой скорости

ного ветра обусловлено тремя навигационными векторами: вектором воздушной скорости самолета, вектором ветра и вектором путевой скорости, который всегда меньше вектора воздушной скорости на величину вектора ветра.

§ 61. ЭЛЕМЕНТЫ ПОЛЕТА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

При полете без ветра, строго по ветру или против ветра земные предметы перемещаются обратно направлению полета и вдоль продольной оси самолета. При боковом ветре или при попутно-боковом, встречно-боковом ветре земные предметы



Рис. 137. Полет самолета при боковом ветре

уходят от направления продольной оси самолета назад и в сторону: влево—при ветре, дующем в левый борт самолета, вправо — при ветре, дующем в правый борт. Что же произойдет, если не учитывать в полете боковой ветер? На рис. 137 показано движение самолета в условиях бокового ветра, когда летчик, не зная скорости и направления ветра, направил

продольную ось самолета из точки *А* в точку *Б* с задачей вывести самолет в эту точку.

Если бы не было бокового ветра, самолет оказался бы через определенный промежуток времени над точкой *Б*. При боковом ветре этого не произойдет. Самолет под действием воздушной скорости будет перемещаться в направлении своей продольной оси, в то время как скорость воздушного течения увлекает его в сторону от этого направления. В результате сложения этих движений самолет переместится по равнодействующей, построенной на скоростях самолета и ветра. Таким образом, самолет совершает движение не по линии продольной оси, а по линии фактического пути самолета и через какой-то промежуток времени окажется над точкой *С*, уклонившись от линии заданного пути (от точки *Б*) на величину линейного бокового уклонения (ЛБУ).

Итак, действительное перемещение самолета, участвующего одновременно в двух движениях — вектора воздушной скорости и вектора ветра, направленные под углом друг к другу, происходит по диагонали параллелограмма, построенного на векторах этих движений. Получается навигационный треугольник скоростей (рис. 138).

Сторонами этого треугольника являются векторы воздушной скорости, ветра и путевой скорости.

Угол, составленный вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, называется у г л о м с н о с а и обозначается буквами УС. Если самолет сносит вправо относительно направления полета, УС будет положительным (+УС) и наоборот.

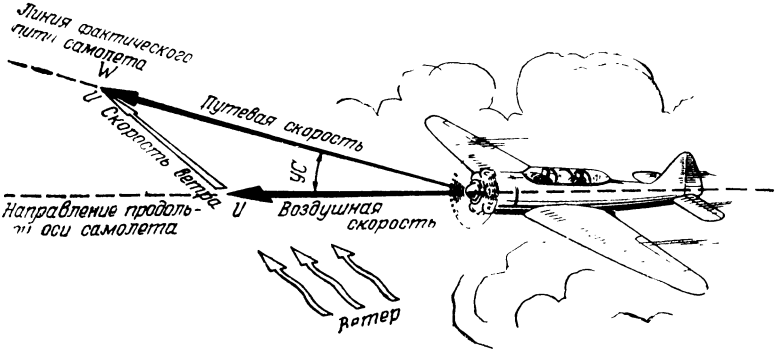


Рис. 138. Навигационный треугольник скоростей

Если через основание навигационного треугольника провести меридианы, получим ряд дополнительных навигационных элементов, показанных на рис. 139.

Элементы в навигационном треугольнике скоростей следующие:

V — воздушная скорость самолета, измеряется в *км/час*.

U — скорость ветра, измеряется в *км/час*.

W — путевая скорость, измеряется в *км/час*.

K — курс самолета — угол, заключенный между северной частью меридиана и вектором воздушной скорости самолета.

ПУ — путевой угол самолета — угол, заключенный между северной частью меридиана и вектором путевой скорости или линией пути самолета.

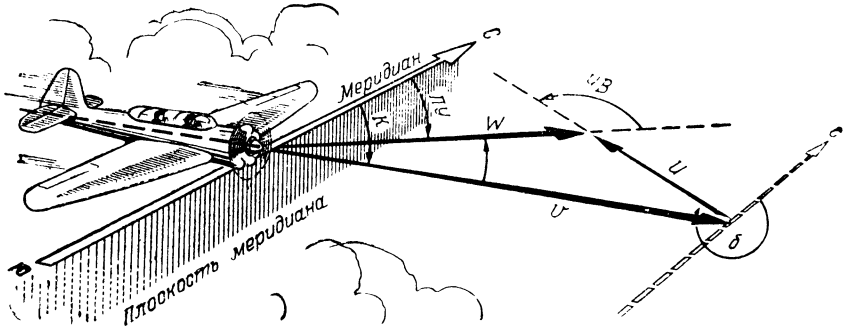


Рис. 139. Навигационный треугольник скоростей, ориентированный относительно меридиана

УС — угол, заключенный между вектором (продольной осью самолета) воздушной скорости самолета и вектором путевой скорости или линией пути самолета.

δ — направление ветра — угол, заключенный между северной частью меридиана и направлением вектора ветра.

УВ — угол ветра — угол между линией пути и направлением ветра.

§ 62. ИЗМЕНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ НАВИГАЦИОННОГО ТРЕУГОЛЬНИКА СКОРОСТЕЙ

Элементы навигационного треугольника находятся в определенной зависимости между собой.

Изменение одних элементов вызывает изменение других. Величина угла сноса зависит от воздушной скорости самолета, скорости ветра и угла ветра. Например, у скоростных самолетов величина угла сноса меньше, чем у самолетов, имеющих малую воздушную скорость при одном и том же ветре. Чем больше скорость бокового ветра, тем больше угол сноса.

Величина путевой скорости зависит от величины воздушной скорости, скорости ветра и угла ветра. Максимальная путевая скорость будет при угле ветра, равном нулю; минимальная путевая скорость будет при угле ветра, равном 180°. Путевая скорость равна воздушной скорости, когда угол ветра приближенно равен 90°.

Изменение навигационных элементов полета от изменения скорости и угла ветра (УВ). На приведенных трех рисунках навигационного треугольника скоростей видна зависимость навигационных элементов полета от изменения скорости и угла ветра.

На рис. 140,*а* показан навигационный треугольник скоростей, рассчитанный на основе данных скорости и направления ветра и заданной воздушной скорости. Если скорость и угол ветра в полете будут такими же величинами, как и расчетные, то рассчитанные элементы полета ПУ, К, УС и V также будут равны фактическим элементам полета, и самолет будет выведен в заданную точку маршрута в точно рассчитанное время без уклонений.

В практике самолетовождения летчик может встретиться с случаями в полете, когда расчетные данные полета по известной скорости и направлению ветра не соответствуют фактическим данным. Такое несоответствие обнаруживается тогда, когда самолет уклоняется от заданной линии пути, в то время как расчетные навигационные элементы полета — курс, воздушная скорость — выдерживаются.

На рис. 140,*б* показана схема навигационного треугольника скоростей, когда фактическая скорость ветра в полете оказалась больше расчетной на величину ΔU. В результате

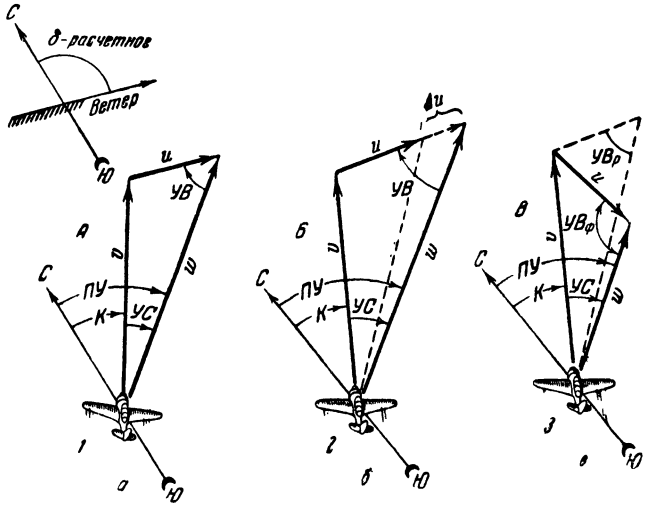


Рис. 140. Изменение навигационных элементов полета при изменении скорости и угла ветра (УВ):
а — расчетные элементы навигационного треугольника скоростей; *б* — фактическая скорость ветра оказалась больше расчетной на величину ΔU: произошло изменение элементов навигационного треугольника; *в* — фактический угол ветра оказался больше расчетного; произошло изменение элементов треугольника

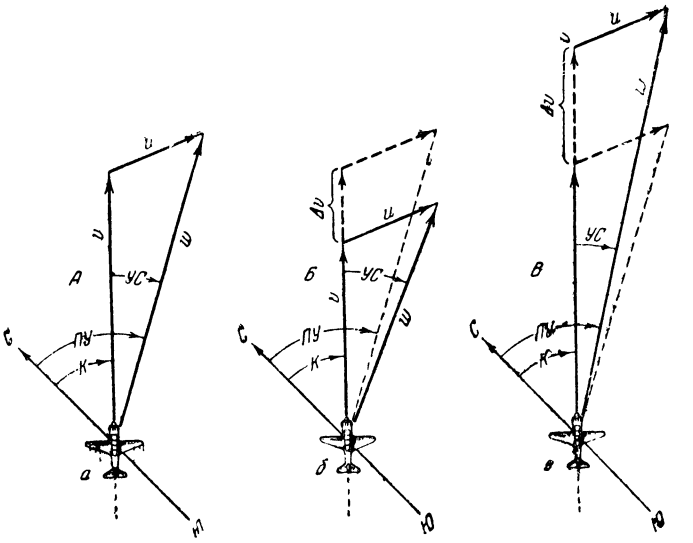


Рис. 141. Изменение навигационных элементов полета при невыдерживании летчиком заданной воздушной скорости:
а — навигационный треугольник скоростей при заданной V; *б* — скорость выдерживалась меньше заданной на ΔV; *в* — скорость выдерживалась больше заданной на ΔV

изменились навигационные элементы треугольника, произошло увеличение ПУ, УС и W.

В третьем примере (рис. 140,*в*) схема изображает изменение угла ветра (УВ), вследствие чего явилось изменение навигационных элементов треугольника. В данном примере произошло незначительное увеличение ПУ и УС, в то время как W оказалась значительно меньше расчетной.

Изменение навигационных элементов треугольника от изменения воздушной скорости самолета. На изменение элементов навигационного треугольника может в значительной степени влиять изменение воздушной скорости полета вследствие невыдерживания летчиком скорости по прибору (рис. 141).

На рис. 141,*б* показано уменьшение воздушной скорости самолета по отношению к расчетной на ΔV. Уменьшение V привело к изменению ПУ и УС в сторону их увеличения. Путевая скорость уменьшилась на эту же величину. На рис. 141,*в* показано увеличение ΔV по сравнению с расчетной на V. Все это привело к тому, что ПУ и УС фактически оказались меньше расчетных, а путевая скорость увеличилась по сравнению с расчетной на величину ΔV.

Таким образом, чтобы пролететь в заданном направлении *АБ*, необходимо всегда учитывать влияние ветра в полете и направлять продольную ось самолета так, чтобы его фактический путевой угол следования был по величине равен за-

данному путевому углу (ЗПУ), т. е. фактический путь следования совпадал бы с заданной линией пути. Знание ветра в полете, т. е. фактического угла сноса, дает возможность всегда определить путевой угол самолета. Для этого необходимо к курсу самолета алгебраически прибавить угол сноса. Найденный в полете путевой угол называется фактическим путевым углом (ФПУ) (рис. 142).

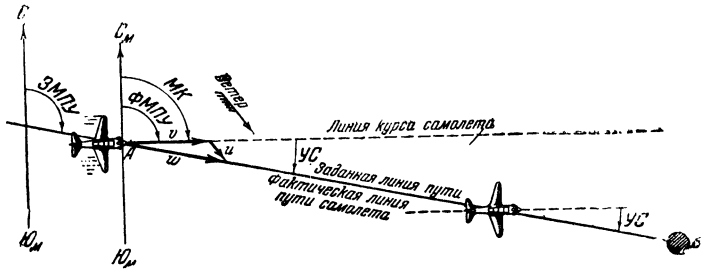


Рис. 142. Движение самолета по линии заданного пути

Курс самолета, взятый с учетом угла сноса, называется курсом следования (КС). Если отсчет углов производится от магнитного меридиана, тогда ФПУ будет иметь название ФМПУ (фактический магнитно-путевой угол), курс следования — МК = ЗМПУ — (±УС).

Пример. Какой необходимо взять *МК* из точки *А* для полета в точку *Б*, если ЗМПУ=102°. Как видно на схеме, ветер дует в левый борт самолета, значит пролетаемые ориентиры на поверхности земли будут уходить влево, УС положительный и равен +8°. Определить МК.

Решение. МК = ЗМПУ — (±УС); МК = 102°—(+8°) = =94°. При условии постоянного ветра, точного выдерживания курса и воздушной скорости самолет будет двигаться по линии заданного пути; тогда ФМПУ будет равняться ЗМПУ.

§ 63. ГРАФИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПОЛЕТА

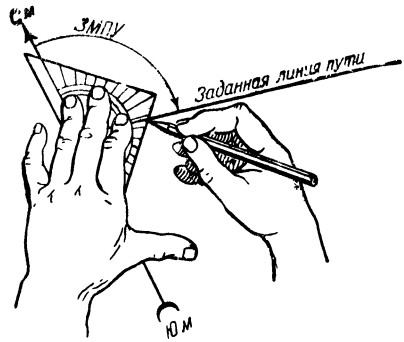
Определение курса следования, угла сноса и путевой скорости можно произвести графически на листке бумаги в следующем порядке:

1. Провести прямую (меридиан), концы ее обозначить буквами См и Юм, на середине отметить точку, обозначающую точку вылета.

2. Из точки вылета при помощи транспортира отложить заданный магнитный путевой угол и провести линию пути произвольной длины (рис. 143).

3. Из точки вылета отложить в каком-либо масштабе вектор скорости ветра в направлении «Куда дует» ветер (рис. 144).

Рис. 143. Прокладка заданного магнитного путевого угла



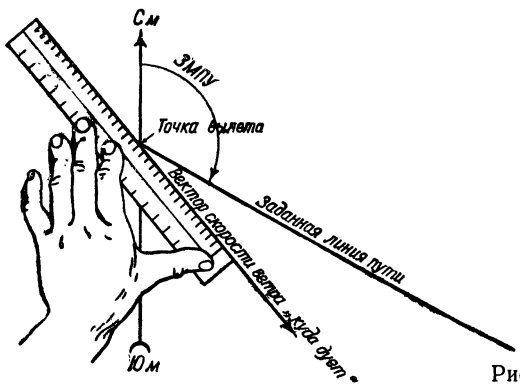


Рис. 144. Прокладка вектора скорости ветра

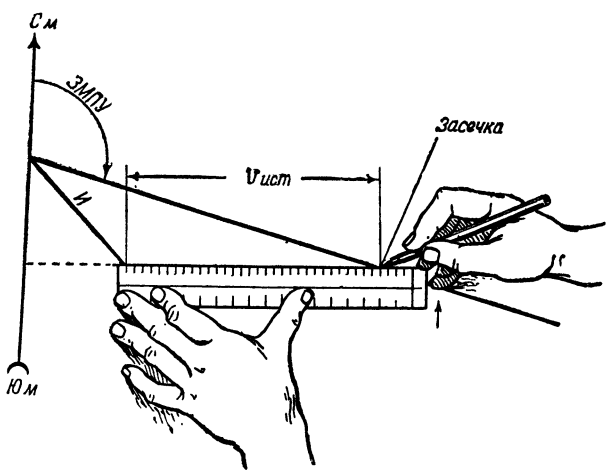


Рис. 145. Откладывание вектора истинной воздушной скорости в масштабе

4. С конца вектора скорости ветра в том же масштабе, в котором откладывался вектор скорости ветра, радиусом, равным истинной воздушной скорости, при помощи масштабной линейки сделать засечку на линии пути (рис. 145).

5. Сделанную засечку на линии пути соединить прямой с концом вектора скорости ветра, продолжив ее до пересечения с меридианом (рис. 146).

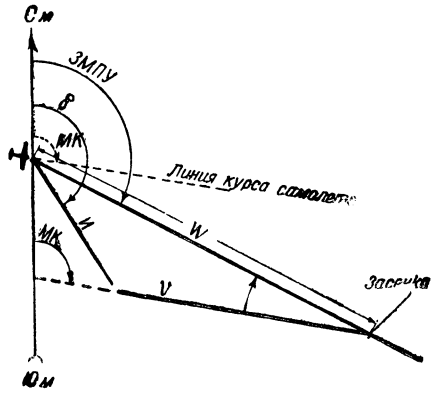


Рис. 146. Вектор воздушной скорости (пунктир) продлен до меридиана

6. Транспортиром измерить угол между меридианом и линией воздушной скорости. Этот угол и есть магнитный курс следования. Затем определить угол сноса по правилу: угол сноса равен путевому углу минус курс: УС=ПУ—МК, или измерить его транспортиром.

7. Пользуясь линейкой, тем же масштабом, в котором от-

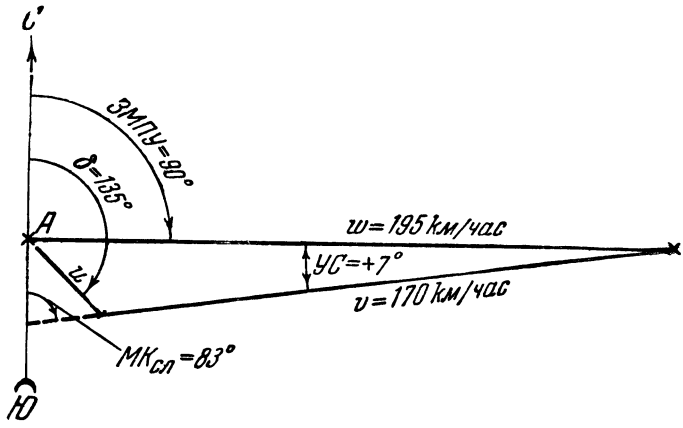


Рис. 147. Измерение на схеме $МК_{сл}$, УС и W

кладывали скорость ветра и воздушную скорость, измерить отрезок линии пути от точки вылета до засечки на линии пути; получится величина путевой скорости.

Рассчитанный таким способом курс следования ($МК_{сл}$), с которым самолет отойдет от точки *А*, обеспечит движение самолета по линии заданного пути.

Пример. Заданный магнитный путевой угол=90°. Истинная воздушная скорость 170 *км/час*. Ветер на высоте полета по шаропилотным наблюдениям: направление $\delta_{аэр}$ =320°, скорость ветра U=30 *км/час*, магнитное склонение ΔM=+5°.

Определить графически магнитный курс следования, угол сноса и путевую скорость.

Р е ш е н и я: 1. Перевести шаропилотный ветер в аэронавигационный, т. е. «Куда дует» ветер; получим 320°—180°—(+5°)=135°.

2. На листе бумаги произвести графическое построение и определить неизвестные величины. Масштаб — 15 *км* в 1 *см* (рис. 147).

§ 64. НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО ВЕТРОЧЕТА

Ветрочет предназначен для графического решения задач по определению элементов навигационного треугольника скоростей. Ветрочет состоит из сектора, азимутального круга и линейки (рис. 148).

По дуге сектора в обе стороны от осевой линии, отмечен-

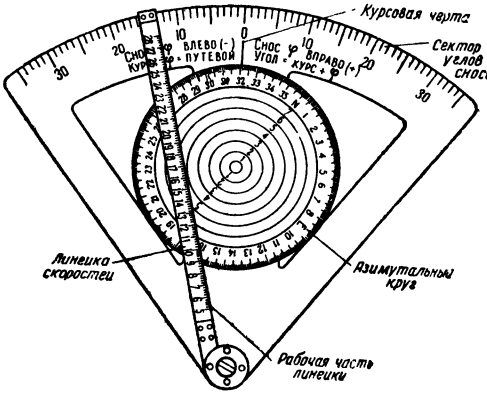


Рис. 148. Ветрочет

ной цифрой 0, называемой курсовой чертой, нанесена шкала сноса с ценой деления 1°. На осевой линии имеется прорезь для закрепления на ней азимутального круга, который имеет шкалу, разделенную на 360°. На поверхности круга имеется ряд концентрических окружностей, обозначающих скорость

ветра в десятках километров в час. Азимутальный круг имеет свободное вращение вокруг своей оси.

Линейка вращается около вершины угла сектора и перемещается другим концом по дуге шкалы сносов. На линейке нанесена шкала скоростей в километрах в час.

§ 65. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НА ВЕТРОЧЕТЕ КУРСА СЛЕДОВАНИЯ, УГЛА СНОСА И ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ

Определение курса следования, угла сноса и путевой скорости ветрочетом производится в следующем порядке:

1. Найти на линейке скоростей ветрочета деление, соответ-

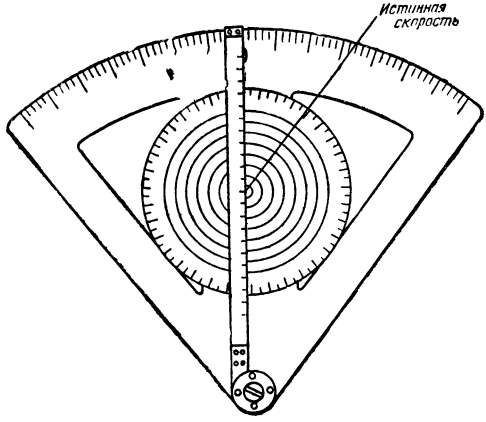


Рис. 149. Центр лимба ветрочета, установленный против заданной истинной скорости самолета

ствующее заданной истинной воздушной скорости, и против него установить центр азимутального круга ветрочета (рис. 149).

2. На азимутальном круге найти деление, соответствующее навигационному направлению ветра на высоте полета («Куда дует»), вращением круга установить его против курсовой черты. Пользуясь концентрическими окружностями на азимутальном круге и делениями линейки скоростей, отложить от центра вектор скорости ветра, обозначив конец вектора линией со стрелкой (рис. 150).

3. На азимутальном круге найти деление, соответствующее заданному магнитному путевому углу (ЗМПУ), и, вращая круг, установить его против курсовой черты ветрочета. Линейку скоростей установить на 0 шкалы сносов, прочертить простым карандашом диаметр, отметить направление полета самолета стрелкой.

4. Линейку скоростей правой ее стороной (рабочей) установить на точку ветра и вращением азимутального круга добиться параллельности с прочерченным диаметром, причем стрелка его должна быть направлена вверх.

5. Отсчитать против курсовой черты на азимутальном кру-

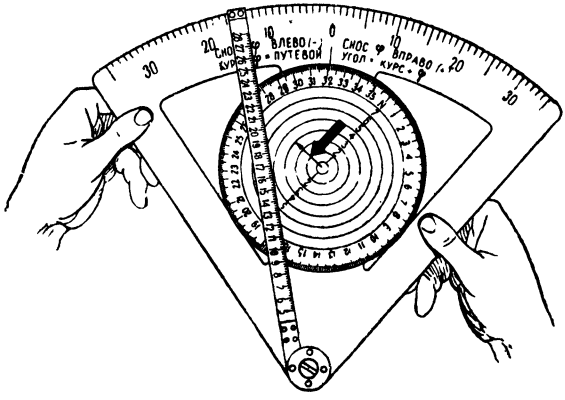


Рис. 150. Нанесение вектора ветра на лимбе

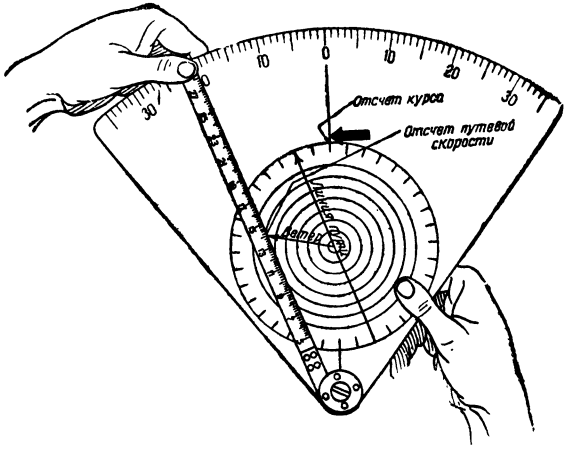


Рис. 151. Отсчет МК, УС и W на ветрочете

ге магнитный курс следования: по первой стороне линейки (на шкале сносов) — угол сноса; против точки ветра (на линейке скоростей) — путевую скорость (рис. 151).

Пример. Заданный магнитный путевой угол ЗМПУ $= 190°$. Заданная истинная воздушная скорость $V_{ист} = 190$ *км/час*.

Ветер на высоте полета по шаропилотным наблюдениям: направление $\delta_{изл} = -265°$, скорость $U = 20$ *км/час*, магнитное склонение $\Delta M = +2°$.

Определить магнитный курс следования, угол сноса и путевую скорость.

Решение. На линейке скоростей ветрочета находим деление 190 *км/час* и против него устанавливаем центр азимутального круга. На азимутальном круге находим деление 190°, устанавливаем его против курсовой черты и проводим диаметр на азимутальном круге. Переводим шаропилотный ветер в навигационный («Куда дует») и получаем $\delta_{нав} = 265° - 180° - (+2°) = 83°$.

На азимутальном круге наносим вектор ветра (скорость и направление ветра). Добиваемся параллельности с диаметром на азимутальном круге. Затем против курсовой черты отсчитываем магнитный курс следования 197°. На шкале сносов, по правой стороне линейки, читаем угол сноса — 7°, а против точки ветра на линейке скоростей — путевую скорость — 183 *км/час*.

§ 66. РАСЧЕТ УГЛА СНОСА, ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И КУРСА СЛЕДОВАНИЯ НА НАВИГАЦИОННОЙ ЛИНЕЙКЕ НЛ-8 И В УМЕ

Расчет угла сноса и путевой скорости может быть выполнен при помощи навигационной линейки НЛ-8.

Для расчета нужно знать:

— истинную воздушную скорость ($V_{ист}$);

— заданный магнитный путевой угол (ЗМПУ);

— угол ветра и скорость ветра (УВ и U).

Углом ветра (УВ) называется угол между вектором путевой скорости и вектором скорости ветра. Угол ветра отсчитывается от вектора путевой скорости по ходу часовой стрелки от 0° до 360° (рис. 152).

Угол ветра равен направлению ветра минус путевой угол, т. е. $УВ = \delta - ПУ$.

При расчете угла сноса и путевой скорости нужно пользоваться нижней шкалой «Синусы». Для этого необходимо запомнить следующие правила:

а) угол ветра считать меньше 180°:

— если угол ветра получается в пределах от 90° до 180°, его нужно вычесть из 180°;

— если угол ветра получается в пределах от 180° до 270°, его нужно вычесть из 270°;

— если угол ветра получается в пределах от 270° до 360°, его нужно вычесть из 360°.

б) При определении знака угла сноса:

— если угол ветра получается в пределах от 0° до 180°, угол сноса имеет знак плюс (+);

— если угол ветра получается в пределах от 180° до 360°, угол сноса имеет знак минус (—).

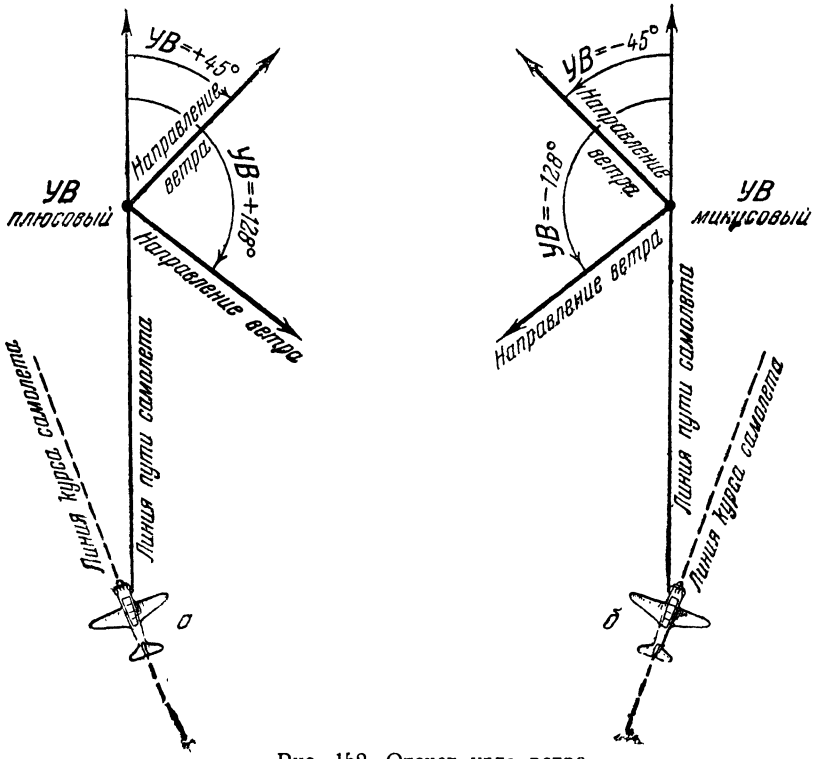


Рис. 152. Отсчет угла ветра

в) При определении путевой скорости:

— если угол ветра получается в пределах от 0° до 90° и от 270° до 360°, то полученный угол сноса нужно прибавлять к величине угла ветра;

— если угол ветра получается в пределах от 90° до 180° и от 180° до 270°, то полученный угол сноса нужно вычесть из величины угла ветра;

— если угол ветра получается 90° или 270°, то путевая скорость равна воздушной ($W = V$);

— если угол ветра получается 0°, то путевая скорость равна сумме воздушной скорости и скорости ветра ($W = V + U$);

— если угол ветра получается 180° , то путевая скорость равна разности воздушной скорости и скорости ветра ($W = V - U$).

Пример. Истинная воздушная скорость 200 *км/час*. Угол ветра 60°. Скорость ветра 40 *км/час*. Заданный магнитный путевой угол 100°.

Определить угол сноса, путевую скорость и магнитный курс следования.

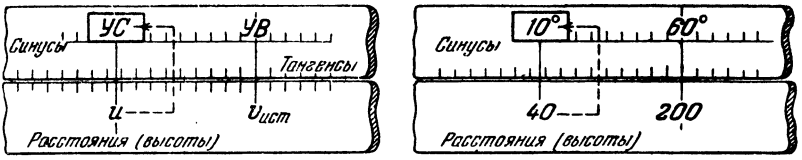


Рис. 153. Определение на НЛ-8 угла сноса по истинной воздушной скорости и углу ветра

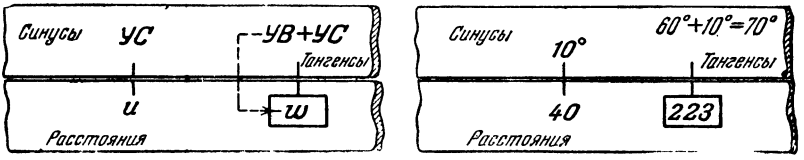


Рис. 154. Определение на НЛ-8 путевой скорости по углу сноса, скорости и сумме значений угла ветра и угла сноса

Решения:

1. Определение угла сноса. На шкале линейки «Расстояния» находим деление, соответствующее истинной воздушной скорости—200 *км/час*, и против него устанавливаем визир. На шкале «Синусы» находим деление, соответствующее углу ветра 60°, и совмещаем его с воздушной скоростью 200 *км/час*. На шкале «Расстояния» находим деление, соответствующее скорости ветра 40 *км/час*, и против него устанавливаем визир, затем на шкале «Синусы» против визира читаем искомый угол сноса 10° (если угол сноса получается меньше 5°, то отсчет производится по шкале «Тангенсы»). В нашем примере угол ветра лежит в пределах 90—180° и полученный угол сноса имеет знак плюс (+10°) (рис. 153).

2. Определение путевой скорости. Не сдвигая установленный визир (на *U* и УС), алгебраически прибавляем угол сноса к углу ветра (УВ + УС); получим: 60° + (+10°) = 70°.

Визир устанавливаем на шкале «Синусы» на полученную сумму 70° и на шкале «Расстояния» против визира читаем искомую путевую скорость, равную 223 *км/час* (рис. 154).

3. Определение магнитного курса следования. Для этого из данного магнитного путевого угла алгебраически вычитаем угол сноса, получаем искомый магнитный курс следования: 100° — (+10°) = 90°.

Решение. УС = +10°, $W = 223$ *км/час* и $МК_{след.} = 90°$.

Пример. $V_{ист} = 180$ *км/час*, УВ = 220°, $U = 30$ *км/час* и ЗМПУ = 15°. Определить УС, W и $МК_{след.}$.

Решение. Определяем УС. Угол ветра 220° находится в пределах между 180° и 270°; поэтому по вышеприведенному правилу УВ=270 — 220° = 50°.

Затем производим решение по НЛ-8, получаем УС = 7°. Так как УВ получается в пределах от 180° до 360°, то УС будет иметь минусовой знак, т. е. УС = — 7°.

Определяем W.

Полученный угол сноса (УС — 7°) вычитаем из величины угла ветра: 50° + (—7°) = 43°.

Производим решение по НЛ-8, получим $W = 191$ *км/час*.

Определяем $МК_{след.}$. $МК_{след.} = ЗМПУ - (+УС) = 15° - (-7°) = 22°$.

УС = — 7°; $W = 191$ *км/час* и $МК_{след.} = 22°$.

§ 67. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПОЛЕТА В УМЕ

Расчет путевой скорости и курса следования приближенно в уме. Для этого необходимо прежде всего запомнить следующие правила:

1. При отсутствии ветра, когда $U = 0$ и при ветрах строго боковых, когда угол ветра УВ = 90° или 270°, путевая скорость W равна воздушной скорости: $W = V_{ист.}$

2. При попутном ветре (УВ = 0) путевая скорость равна $W = V_{ист} + U$.

3. При встречном ветре (УВ = 180°) путевая скорость равна $W = V_{ист} - U$.

4. При других направлениях ветра, начиная с 10° УВ, величина путевой скорости зависит от скорости ветра и величины угла ветра. Максимальный угол сноса определяется по формуле

$$УС_{макс} \frac{U \cdot 60}{V}.$$

Для расчета путевой скорости курса следования приближенно в уме можно пользоваться табл. 1.

Таблица 1

УВ	УС	W
0°—10°	0°	$V+U$
30°	1|2 $УС_{макс}$	$V \pm 3\|4\ U$
60°	3|4 $УС_{макс}$	$V \pm 1\|2\ U$
80°—90°	$УС_{макс}$	$V = W$

При пользовании таблицей необходимо определить угол ветра по формуле

$$УВ = \delta - МПУ.$$

Знак угла сноса определяется в зависимости от того, с какой стороны относительно направления движения самолета дует ветер. Если ветер дует справа — снос отрицательный, если слева — снос положительный.

Пример. Истинная воздушная скорость 210 *км/час*, скорость ветра 36 *км/час*, направление ветра 140°. Заданный магнитно-путевой угол 80°. Девиация компаса +5°. Определить путевую скорость.

Решения: 1. Определяем угол ветра:

$$УВ = \delta - ЗМПУ = 140° - 80° = 60°.$$

2. Определяем $УС_{макс}$:

$$УС_{макс} = \frac{U \cdot 60}{V} = \frac{39\ 60}{210} \approx 10°.$$

3. Определяем УС. Пользуясь таблицей 1, УС рассчитываем по формуле

$$УС = \frac{3}{4} \cdot УС_{макс} = \frac{3}{4} \cdot 10° = +7° \text{ (ветер слева)}.$$

4. Определяем МК:

$$МК = ЗМПУ - (\pm УС) = 80° - (+7°) = 73°.$$
$$КК = МК - (\pm \Delta К) = 73° - (+5) = 68°.$$

Определение путевой скорости по пройденному расстоянию и времени полета подсчетом в уме. Порядок расчета следующий:

1. Измерить на карте пройденное расстояние за время полета от последней отметки МС.

2. Разделить пройденное расстояние на время, получить количество километров, пройденных за 1 мин.

3. Полученное число умножить на 60 мин., получим путевую скорость в *км/час*.

Пример. Самолет пролетел расстояние S=24 *км* за 8 мин. Определить путевую скорость.

Решение. 24 : 8 = 3 *км/мин;* W=3×60=180 *км/час*.

Определение расчетного путевого времени подсчетом в уме можно производить двумя способами:

1) путем определения числа километров, проходимых самолетом в одну минуту;

2) определением части от целого, т. е. вычислением части пути, пройденного самолетом, относительно всей длины пути.

Пример 1. Самолет прошел расстояние 40 *км* за 13 мин. Определить расчетное путевое время в уме для расстояния 80 *км*, 100 *км* и 160 *км*.

Решение. За 13 мин. самолет прошел 40 *км* и за 1 мин. 40 : 13 = 3 *км*.

Расчетное путевое время для 80 *км* будет: 80 : 3=26,8 мин≈ ≈27 мин., 100 : 3 = 33 мин., 160 : 3 = 53 мин.

Пример 2. Расстояние 20 *км* самолет прошел за 6 мин. Определить расчетное путевое время для расстояния 90 *км*.

Р е ш е н и е. Расстояние 90 *км,* делим на 20 *км,* получаем 90 : 20 = 4,5. Полученную величину умножаем на время полета и получаем расчетное путевое время, равное 6×4,5 = = 27 мин.

Определение в уме пройденного расстояния по скорости и времени полета. Этот способ расчета наиболее простой. От значения путевой (воздушной) скорости следует отбросить третью цифру; тогда получится расстояние, проходимое самолетом за 6 мин. Зная путь, проходимый самолетом за 6 мин., можно легко определить расстояние за любой промежуток времени.

Пример. Путевая скорость самолета $W = 200$ *км/час.*

Определить пройденное расстояние S за t=22 мин.

Р е ш е н и е. Отбросив от значения путевой скорости третью цифру, находим: за 6 мин. самолет проходит путь 20 *км,* следовательно, за 18 мин. он пройдет: 20×3 = 60 *км,* за остальные 4 мин.—13 *км,* а всего за 22 мин. проходит: 60+13=73 *км.*

Для облегчения решения задачи определения расстояния по известной скорости самолета и времени полета можно пользоваться табл. 2 или запомнить, сколько километров пути пролетит самолет в одну минуту.

Таблица 2

W ($V_{ист}$) *км/час*	135	140	145	150	155	160	165	170	175	180	185	190	195	200
S *км*	2,2	2,3	2,4	2,5	2,6	2,7	2,8	2,9	2,9	3,0	3,1	3,2	3,3	3,3

Пример. $W = 190$ *км/час,* $t = 9$ мин. Определить S.

Р е ш е н и е. Находим в графе таблицы $W = 190$ *км/час* и в этой же графе проходимый путь самолетом за одну минуту, равный 3,2 *км.*

Получим: $3 \times 9 = 27$, $0{,}2 \times 9 = 1{,}8 = 2$ *км,* $S = 27 + 2 = 29$ *км.*

Расчет обратного магнитного курса следования. Иногда летчик вынужден прекратить выполнение задания и вернуться обратно на исходный пункт маршрута. В этом случае, зная угол сноса, который был на курсе следования, обратный курс рассчитывается по формуле.

$$МК_{обр} = МК_{след} + 180 + (\pm 2УС).$$

Пример. Магнитный курс следования к цели полета 290°, угол сноса — 10°. Определить обратный магнитный курс.

Р е ш е н и е. $МК_{обр} = 290° + 180° + (-20°) = 90°$.

Глава восьмая

ВИЗУАЛЬНАЯ ОРИЕНТИРОВКА

§ 68. ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ

Визуальной ориентировкой называется определение места самолета опознаванием ориентиров путем сличения карты с пролетаемой местностью. В самолетовождении она применяется в тех случаях, когда на местности имеются ориентиры, указанные на полетной карте и позволяющие опознавать их с данной высоты полета. С помощью визуальной ориентировки, в тесном сочетании с другими средствами самолетовождения, в маршрутном полете производится контроль пути и вывод самолета в назначенное место.

Основным условием применения визуальной ориентировки является наличие видимости земной поверхности. Поэтому при полете в облаках, за облаками и в тумане визуальную ориентировку применять невозможно. Ночью и при плохой видимости земли визуальная ориентировка затрудняется.

Непрерывное ведение и знание ориентировки может вестись и сохраняться с помощью карт крупного и среднего масштабов.

Основными картами, применяемыми для визуальной ориентировки, являются карты масштаба 1 : 500 000, 1 : 1 000 000, а для ориентировки в районе цели при необходимости опознания мелких ориентиров—карты масштаба 1 : 200 000 и крупнее.

§ 69. ОРИЕНТИРЫ

Все объекты, находящиеся на земной поверхности, или отдельные характерные участки, резко отличающиеся от окружающей местности, видимые с самолета, изображенные на карте и могущие служить для определения местонахождения самолета, называются ориентирами.

Летчики для ведения визуальной ориентировки используют главным образом естественные ориентиры: населенные пункты, реки, горы, дороги и др. Вместе с тем в различных условиях полета приходится пользоваться и искусственными ориентирами — специально сооруженными знаками, например цветными дымами, прожекторами, светомаяками и т. п.

Естественные ориентиры подразделяются на линейные и площадные.

Линейными ориентирами являются реки, дороги, берега морей и т. д.

Площадные ориентиры — это местные предметы, которые занимают относительно большую или значительную площадь и выделяются на фоне местности своими контурами, например крупные озера, большие населенные пункты, отдельные участки леса.

Точечными ориентирами являются перекрестки дорог, мосты, мелкие населенные пункты, железнодорожные станции, разъезды, отдельные строения, резкие излучины рек и т. д.

Основным признаком, по которому судят о качестве ориентиров при самолетовождении, являются дальность их видимости с самолета и степень опознаваемости с высоты полета.

§ 70. ГЛАВНЫЕ ПРИЗНАКИ ОРИЕНТИРОВ

Дальность видимости ориентиров и степень их опознаваемости зависят от различных условий: времени года и суток, высоты и скорости полета, прозрачности воздуха, естественной освещенности, характера местности, контуров, характера самого ориентира, типа самолета и т. д. Например, в зимнее время замерзшие и занесенные снегом реки и озера очень трудно различаются на общем снежном фоне, в то время, как летом они являются хорошими ориентирами.

При большом насыщении местности однородными ориентирами, например железными дорогами, они также теряют значение характерных ориентиров, так как с трудом отличаются один от другого. Если со средних высот полета шоссейные дороги хорошо видны и являются хорошими ориентирами, то с увеличением высоты полета они становятся малоразличимыми. В пустынной местности даже тропы и колодцы имеют значение характерных ориентиров.

Для бесснежного покрова местности днем характерными ориентирами являются железные и шоссейные дороги, озера и реки, крупные и средние населенные пункты, железнодорожные станции, берега морей, отдельные высокие горы и хребты, отдельные участки леса в безлесном районе и т. п.

Каждый ориентир имеет основные и дополнительные признаки, отличающие данный ориентир от ему подобных. Основными признаками ориентиров являются их размеры, конфигурация и окраска.

Дополнительными признаками являются такие, по которым отличают один ориентир от ему подобного, например один населенный пункт от другого населенного пункта или одну реку от другой. Дополнительными признаками могут быть количество и направление дорог, подходящих к населенному пункту, наличие и взаимное местоположение других ориентиров вблизи населенного пункта—рек, озер и других населенных пунктов.

Приведем примеры такого сочетания (рис. 155).

К двум населенным пунктам — Иваново и Лужки — подходит одинаковое количество дорог, близ каждого из них протекает река. Но у населенного пункта Лужки река протекает с северо-восточной стороны, а у населенного пункта Иваново — по направлению север—юг. Кроме того, юго-восточней Лужки имеются кустарниковые заросли, а юго-западнее Иваново —

озеро. Все эти дополнительные ориентиры дают возможность отличать один ориентир от другого.

Два населенных пункта — Н. и С. — при одинаковых признаках имеют различие в том, что у пункта Н. на северной

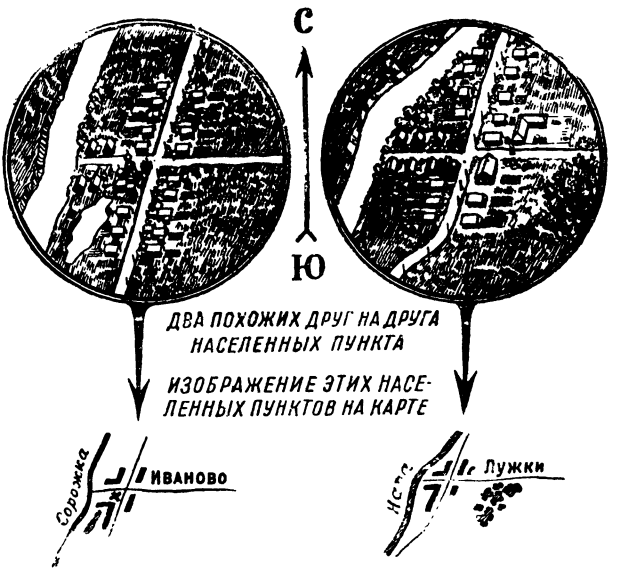


Рис. 155. Дополнительные признаки ориентиров

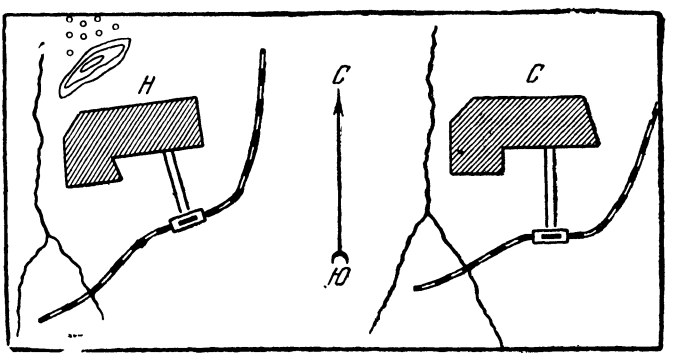


Рис. 156. Дополнительные признаки ориентиров

окраине есть озеро с редколесьем в северной его части (рис. 156).

Дополнительными признаками для опознавания железнодорожных станций могут служить: характер и расположение различных служебных построек, например депо, водокачка,

поворотный круг; количество и направление относительно стран света, железнодорожных путей; с какой стороны относительно путей находится станция.

При распознавании рек обращают внимание на их размеры, направления относительно стран света, характер береговых изгибов и наличие растительности, наличие, характер и место расположения мостов, подходов к бродам, населенных пунктов, притоков и т. д.

В подавляющем большинстве случаев использование дополнительных признаков позволяет безошибочно распознавать ориентиры с различных высот полета.

Дальность видимости и опознаваемость ориентиров характеризуют их степень значимости для целей самолетовождения.

Крупные населенные пункты заметны с больших расстояний в виде темного бесформенного пятна, выделяющегося на общем фоне местности. Промышленные пункты можно обнаружить с больших расстояний по густой дымке над ними.

Средние населенные пункты бывают хорошо заметны по пестрой окраске стен домов и крыш.

Мелкие населенные пункты различаются между собой общей конфигурацией, направлением главных улиц, часто являющихся продолжением шоссейных или других дорог. Отдельные мелкие населенные пункты опознаются по расположению их относительно других ориентиров.

Большие реки являются лучшими ориентирами в летний период. Они представляются в виде широкой, темной, извилистой полосы. Хорошо видны все изгибы и повороты. Берега рек четко выделяются на общем фоне местности светлым тоном берегового песка или благодаря густой растительности по берегам.

В зимнее время замерзшие реки видны очень плохо, даже с небольших расстояний.

Малые реки летом хорошо видны при наблюдении по вертикали под самолетом и хуже — в стороне. Они выделяются на общем фоне местности в виде темной, узкой, извилистой полоски. Заметны мелкие частые изгибы.

Озера видны с больших расстояний. Они отличаются от окружающей местности темной, широкой, ровной поверхностью и резко выделяющимися берегами.

Озера являются отличными ориентирами (за исключением тех районов, где озер очень много, например в Карело-Финской АССР). В зимнее время озера различаются только по теням высоких берегов и по сплошной белой площади.

Железные дороги выделяются на местности прямыми линиями темного цвета. С небольшой высоты различаются рельсы и шпалы. При изменении направления железные дороги имеют всегда плавное закругление.

Шоссейные дороги подразделяются на улучшенные (большаки, почтовые дороги) и проселочные. Большаки и почтовые дороги соединяют средние и крупные населенные пункты и тянутся на довольно значительные расстояния. Проселочные дороги пролегают между малыми населенными пунктами. В зависимости от времени года они меняют свои очертания и направления, поэтому ориентировка по проселочным дорогам затруднительна.

Лес хорошо различается с больших расстояний. Хвойные леса отличаются от общего фона местности темно-зеленой окраской. Отдельные леса в безлесном районе можно с успехом использовать в качестве ориентиров.

Дальность видимости ориентиров существенно сказывается на высоте полета. Чем больше высота полета, тем больше дальность видимости различных ориентиров на земной поверхности. Ниже приводится таблица, показывающая дальность видимости в километрах ориентиров в зависимости от высоты полета днем в ясную погоду.

Таблица 3

Высота в *м* / Ориентиры	300	500	1000	2000	3000	Для сравнения 9000 *м*
Крупные населенные пункты	12	20	40	50	60	120
Мелкие населенные пункты	5	10	15	23	32	90
Большие реки	5	10	20	30	40	100
Малые реки	3	8	10	15	20	70
Железные дороги	5	8	15	18	20	50
Шоссе	5	10	15	22	30	80
Проселочные дороги	3	5	10	12	15	20
Озера	5	10	20	30	40	100
Леса	5	10	15	25	35	80

§ 71. ВИЗУАЛЬНАЯ ОРИЕНТИРОВКА ДНЕМ В РАЗЛИЧНЫХ РАЙОНАХ ПОЛЕТА

Визуальная ориентировка применяется при наличии и видимости земных ориентиров. В районах, имеющих крупные характерные ориентиры (морское побережье, большие реки, крупные озера), ведение ориентировки не встречает затруднений и ориентироваться легко. Ориентировка по линейным и точечным ориентирам (дороги, реки, небольшие озера, населенные пункты) не вызывает затруднений.

В районах с большим количеством однородных ориентиров (густая сеть пересекающихся железных дорог, многочисленные мелкие озера, речки, населенные пункты) ориентировка более трудная.

Над горами с резко выраженным рельефом (высокие вершины и хребты) ориентировку вести легче, над горами со сглаженным рельефом — труднее.

В районах однородной местности с большими лесными или водными пространствами (пустыни, тундры, тайга) визуальная ориентировка почти исключается.

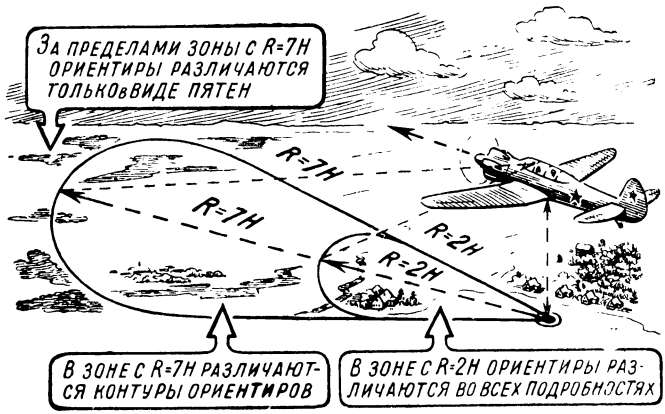


Рис. 157. Зоны различной видимости ориентиров

Неблагоприятные атмосферные условия в полете (туман, дымка, облачность) уменьшают прозрачность атмосферы и затрудняют визуальную ориентировку.

В сумерки, ночью, весной и осенью условия визуальной ориентировки ухудшаются, так как изменяется окраска и форма ориентиров.

Высота полета в значительной мере влияет на видимость ориентиров. Наилучшая высота для опознавания ориентиров с самолета является 1000—2000 *м*.

Скорость полета ограничивает время на распознавание ориентиров, что создает затруднение для летчика в ведении визуальной ориентировки.

Видимая с самолета местность может быть подразделена на зоны, отличающиеся между собой различными условиями видимости ориентиров. Местные предметы, находящиеся в зоне, радиус которой равен удвоенной высоте, хорошо различаются во всех деталях. В зоне, имеющей радиус, равный семикратной высоте полета, можно различать только контуры ориентиров. За пределами этой зоны видны только пятна с неопределенными очертаниями (рис. 157). Ухудшение метеорологических условий в той или иной степени сокращает радиус видимости.

§ 72. ОСОБЕННОСТИ ВИЗУАЛЬНОЙ ОРИЕНТИРОВКИ НОЧЬЮ

В светлые лунные ночи визуальная ориентировка выполняется так же, как и днем при неблагоприятной видимости. В темные ночи, особенно с больших высот, земная поверхность почти неразличима, что чрезвычайно затрудняет выполнение визуальной ориентировки.

При наличии крупных световых ориентиров, хорошо известных летчику, визуальная ориентировка благодаря большой дальности видимости не представляет затруднений. Дальность обнаружения световых ориентиров зависит от светосилы источника света, степени темноты ночи, прозрачности атмосферы и высоты полета.

Дальность видимости световых ориентиров и огней в темную ночь при наблюдении с высоты 2000 *м* приведена в табл. 4.

Таблица 4

Ориентиры	Дальность видимости в *км* (ночью)
Отблеск зенитного прожектора . .	100—120
Большие промышленные освещенные города	60—100
Огни доменных печей	40—80
Проблесковые светомаяки	20—70
Костры	10—40
Сигнальные ракеты	20—30
Огни одиночных домов	10—15
Огни паровозов	10—15
Фары автомашин	5—15
Большие освещенные железнодорожные станции	20—75
Небольшие освещенные города	30—50

В течение ночи степень освещенности световых ориентиров, особенно населенных пунктов, резко изменяется. К полуночи световые ориентиры значительно сокращаются или почти отсутствуют.

§ 73. ПРАВИЛА ВЕДЕНИЯ ВИЗУАЛЬНОЙ ОРИЕНТИРОВКИ В ПОЛЕТЕ

Визуальная ориентировка складывается из следующих пяти последовательно выполняемых элементов:

1. Определение по карте характерных ориентиров, которые требуется найти на местности. Пользуясь картой в полете, летчик прежде всего определяет по ней наиболее характерные ориентиры, по которым безошибочно можно определить место самолета в данном районе полета.

В этих случаях следует руководствоваться правилом: опознавать ориентиры нужно не по одному, а по нескольким признакам, как основным, так и вспомогательным. Это исключает возможность путаницы и ошибок в определении ориентиров и отметки МС на карте.

2. Определение направления, в котором должны появиться искомые ориентиры. Пользуясь картой в полете, летчик приближенно рассчитывает и глазомерно прокладывает на карте линию пути самолета. Затем определяет, в каком направлении (впереди, впереди справа, впереди слева и на каком удалении) могут появиться избранные характерные основные и вспомогательные ориентиры, по которым безошибочно можно определить МС.

3. Определение времени появления самолета в районе видимости характерных ориентиров. Летчик, сличая карту с пролетаемой местностью, быстрым расчетом в уме и глазомерной прокладкой на карте приближенно должен проложить путь самолета и определить время, когда появится самолет над характерным ориентиром, по которому возможно определить МС и отметить его на карте.

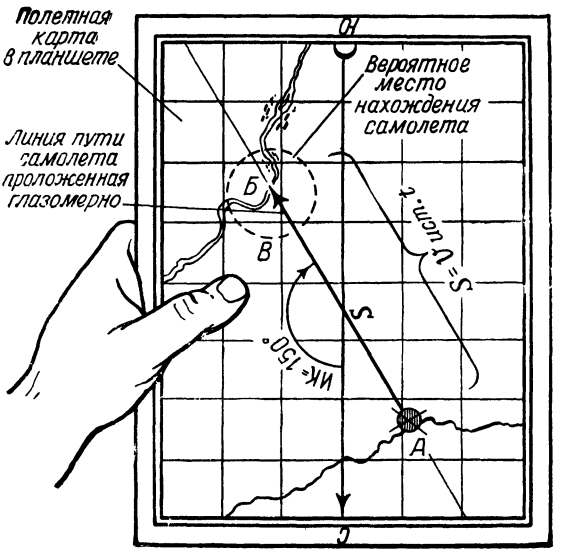


Рис. 158. Определение местонахождения самолета глазомерной прокладкой пути на карте

В этом случае до истечения рассчитанного времени прибытия самолета на характерный ориентир (пусть он будет на линии пути, справа или слева) летчик за 3—4 мин. переходит к сличению карты с местностью и ожидает появления само-

лета в районе намеченного ориентира для определения МС и отмечает его на карте (пунктирный круг *В*, рис. 158). Место самолета надо ставить на карте в момент нахождения самолета над ориентиром, когда достоверно опознан этот ориентир. Если летчик обнаружил характерный ориентир, но затрудняется определить его достоверность, так как не знает точно приближенного места самолета, он должен от последней отметки МС на карте (точка *А*, рис. 158) расчетом в уме по курсу, скорости и времени полета глазомерно отложить путь на карте и приближенно определить МС на ней (точка *Б*, рис. 158). Это дает возможность безошибочно определить МС и отметить его на карте.

4. **Ориентировка карты по компасу.** Ориентирование карты по странам света при помощи магнитного компаса производится в следующем порядке:

— по показанию компаса мысленно прокладывают на карте направление полета;

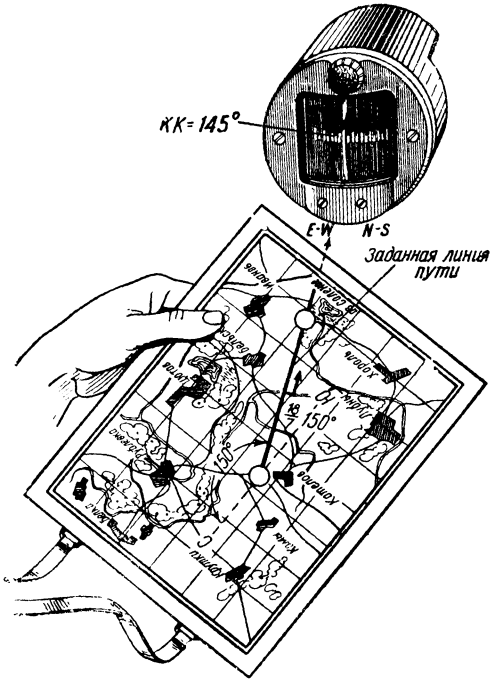


Рис. 159. Ориентирование карты по компасу

— карту поворачивают так, чтобы направление полета, проложенное на карте, было параллельно продольной оси самолета (рис. 159).

В случае выполнения полета по заданному маршруту, т. е. когда заданная линия пути проложена, достаточно карту держать так, чтобы линия пути была направлена по направлению полета (рис. 159).

Ориентирование карты по странам света не только облегчает безошибочность ориентировки, но и значительно упрощает определение места самолета.

5. **Сличение карты с местностью и определение МС.** Не изменяя положения карты с ориентированной по компасу приступают к ее сличению с местностью. Условное изображение местности на карте рассматривают в ограниченном районе (пунктирный круг *В,* рис. 160) в тот момент, когда самолет окажется в районе расчетного места. Сличая карту с местностью, следует искать видимые ориентиры. Затем, рассматривая на местности ориентир, определяют и запоминают его наиболее характерные признаки.

Изучив и зрительно запомнив изображение ориентира на местности, взгляд переносят на карту. Отыскав на карте условное изображение ориентира, сверяют его с наблюдением на местности и, если результаты сличения не вызывают сомнения в достоверности опознанного ориентира на местности, на карте отмечают крестиком место самолета с указанием времени нахождения самолета над данным ориентиром.

Отметить место самолета на карте по опознанному характерному ориентиру на местности, находящемуся на линии пути самолета или поблизости, несложно. Определение же места самолета по видимым характерным ориентирам, находящимся в стороне от линии пути, связано с некоторыми затруднениями. Для того чтобы определить место самолета по отдаленным легко опознаваемым ориентирам, требуется умение летчика определять расстояние и курсовой угол до опознанного ориентира.

Определение расстояния до легко опознаваемых ориентиров, находящихся в стороне от линии пути самолета, летчик может точно производить по вертикальному углу и высоте полета.

Для этого летчик с помощью глазомера определяет вертикальные углы (рис. 161). Глазомерное определение вертикальных углов аналогично способу измерения направления на карте лишь с той разницей, что это измерение производится в вертикальной плоскости.

Отсчет вертикальных углов с самолета следует начинать тренировкой из кабины на земле. После наземной тренировки следует приступить к отсчету вертикальных углов в полете. Для этого надо определить вертикальный угол 90°, т. е. угол, заключенный между мысленно опущенным перпендикуляром на землю и линией визирования параллельно горизонту

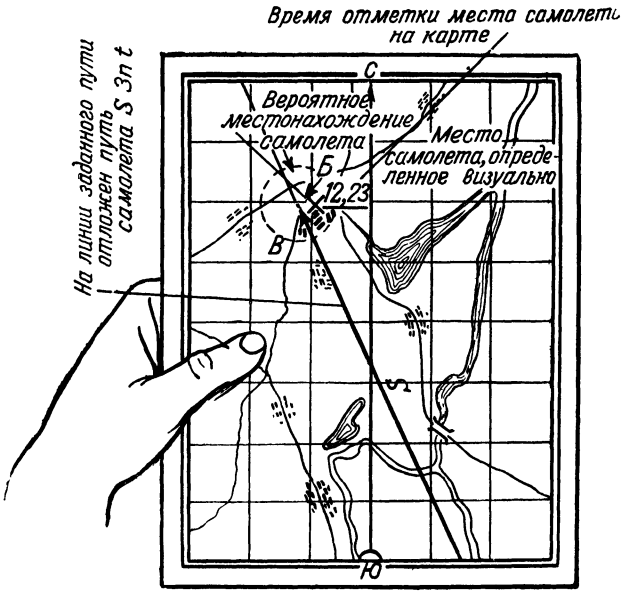


Рис. 160. Определение места самолета по ориентиру, находящемуся на линии пути или вблизи от нее

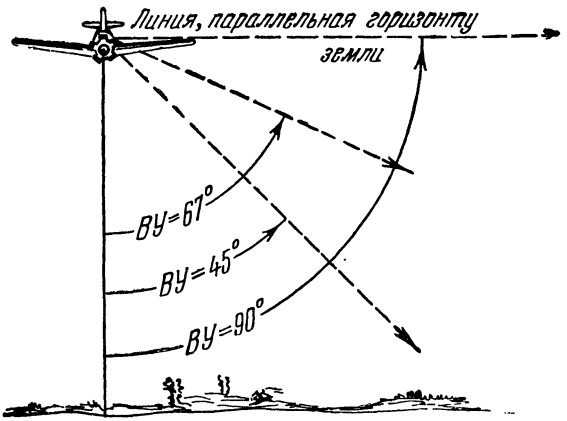


Рис. 161. Глазомерное определение вертикальных углов

земли, а затем по воображаемой линии визирования с самолета на ориентир.

Определение расстояния $Д$ от самолета до ориентира производится на основании высоты полета и вертикального угла

ВУ (рис. 162). Для этого необходимо запомнить табл. 5, которой и следует пользоваться в полете.

Таблица 5

ВУ	26°	45°	63°	76°	80°	84°
D	0 5*H*	*H*	2*H*	4*H*	6*H*	10*H*

По расстоянию *D* от ориентира до самолета и курсовому углу ориентира (угол между осью самолета и направлением на ориентир) проложить на карте линию истинного пеленга

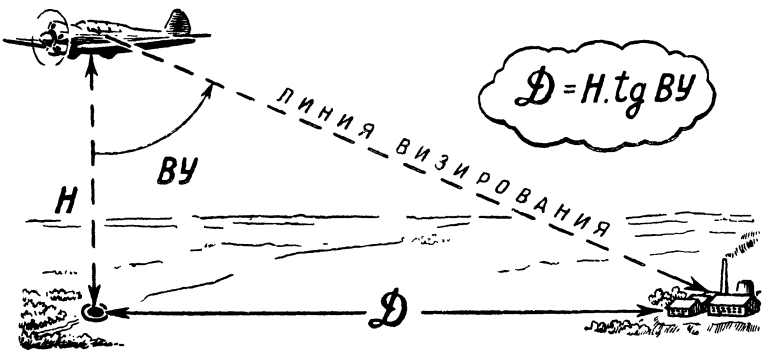


Рис. 162. Определение расстояния по вертикальному углу (ВУ)

(угол, составленный северной частью меридиана, проходящего через ориентир, и линией, направленной на самолет) (рис. 163).

Таким же способом производят глазомерную прокладку на карте истинного пеленга самолета со второго отдаленного ориентира.

Пересечение воображаемых истинных пеленгов самолета с удаленных двух ориентиров (рис. 164) определяет место самолета на карте. Полученное МС посредством визуальной пеленгации удаленных ориентиров уточняется ориентировкой по мелким ориентирам, находящимся в непосредственной близости от линии пути самолета.

При отсутствии другого ориентира МС определяется по одному ориентиру. Наиболее трудна визуальная ориентировка тогда, когда в зоне видимости самолета нет ни одного легко опознаваемого ориентира. В этом случае, определив прокладкой на карте место самолета, ориентируют карту по компасу и сличают ее с пролетаемой местностью.

В полете во время визуальной ориентировки летчик должен уметь правильно распределять свое внимание. Местность, видимую с самолета, следует обозревать не только под самоле-

том и в непосредственной близости от него, но как можно дальше вперед и по сторонам, насколько позволяют условия видимости.

На обнаруженные ориентиры далеко вперед не рекомендуется полностью сосредоточивать внимание, а следует находить и опознавать другие ориентиры, видимые вперед и по сторонам. Ориентировка, выполняемая летчиком по нескольким ориентирам, всегда более надежна и достоверна.

При наличии в зоне видимости с самолета нескольких ориентиров сначала опознают наиболее крупные и характерные из них, а затем переходят к другим, более мелким ориентирам.

Ориентир считается достоверно опознанным, если все его признаки подтверждаются условными их изображениями на карте. В выполнении полета по маршруту рекомендуется постоянно знать расчетное место самолета на карте, упреждать появление ориентира в зоне видимости, т. е. рассчитывать время вероятного появления того или другого характерного ориентира в зоне видимости. При визуальной ориентировке летчик обязан вести запись курсов, времени полета в бортовом журнале и отмечать на карте МС.

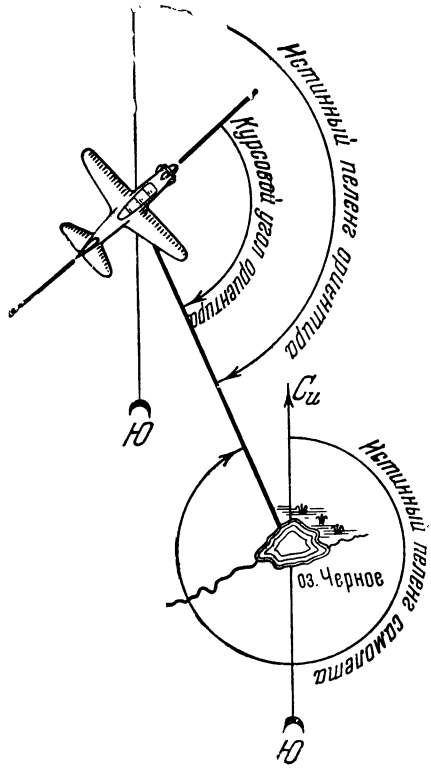


Рис. 163. Курсовой угол ориентира и истинные пеленги ориентира и самолета

Таким образом, основными правилами визуальной ориентировки в полете будут следующие:

1. Перед сличением карты с местностью ориентировать карту при помощи компаса.

2. Сочетать визуальную ориентировку с прокладкой пути, чтобы иметь возможность сличить карту с местностью в ограниченном районе.

3. Упреждать появление ориентира в поле видимости, т. е.

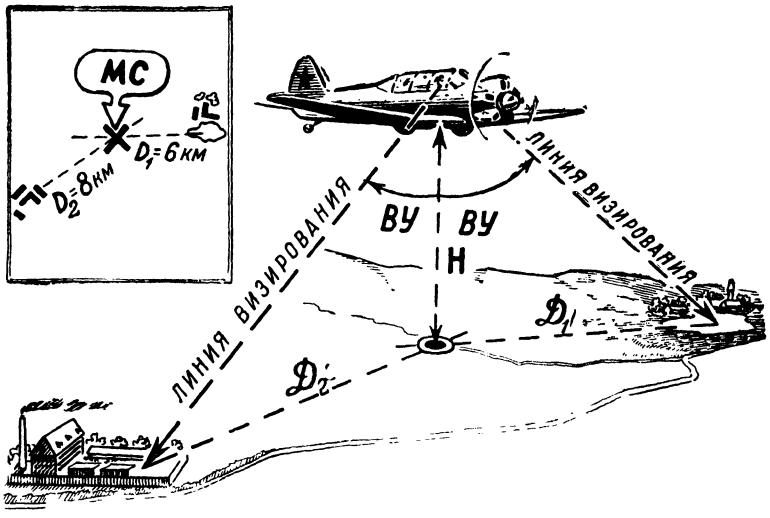


Рис. 164. Определение глазомерной прокладкой истинных пеленгов и расстояний до удаленных ориентиров, находящихся в стороне от линии пути самолета

заранее знать, какой ориентир и с какого направления появится.

4. Опознавать сначала крупные, наиболее характерные ориентиры в поле видимости, а затем переходить к опознаванию более мелких ориентиров вблизи самолета и под самолетом.

5. Опознавать ориентиры не по одному признаку, а по нескольким, чтобы не принять один ориентир за другой, похожий на него.

6. Сличать карту с местностью можно, идя от карты к местности и наоборот.

7. Независимо от своего места в строю (ведущий, ведомый) каждый летчик обязан вести визуальную ориентировку.

§ 74. ЗНАЧЕНИЕ ВИЗУАЛЬНОЙ ОРИЕНТИРОВКИ В МАРШРУТНЫХ ПОЛЕТАХ

Наряду с другими средствами самолетовождения (радиотехническими, дальномерными, астрономическими), визуальная ориентировка в сочетании с навигационными приборами пока является основным средством самолетовождения, без нее немыслимо выполнение какого-либо маршрутного полета. Недостаточное умение вести визуальную ориентировку в полете, как правило, приводит к потере ее не только в маршрутных полетах и перелетах, но и при полетах в районе аэродрома.

Умелое использование визуальной ориентировки в полете

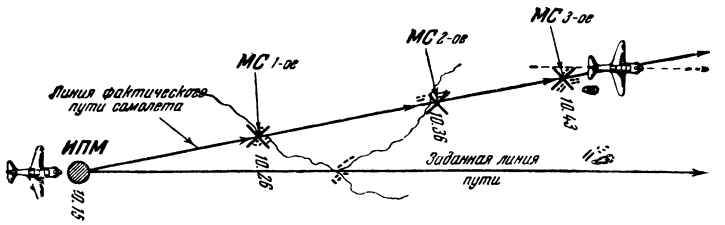


Рис. 165. Определение линии фактического пути самолета по отметкам МС на карте

дает возможность летчику определять навигационные элементы полета, обеспечивающие высокую точность самолетовождения и надежный контроль пути следования в процессе всего полета. Сличая карту с пролетаемой местностью и определяя несколько МС, летчик может безошибочно определять следующие элементы полета.

— линию фактического пути самолета;

— линейную величину уклонения самолета от линии заданного пути (боковое уклонение);

— знак и величину угла сноса;

— путевую скорость самолета.

Линия фактического пути самолета определяется по нескольким отметкам МС на карте, нанесенным по достоверно опознанным ориентирам при сличении карты с пролетаемой местностью. Достаточно соединить прямой линией две-три отметки МС на карте, что дает возможность получить линию фактического пути самолета. При сравнении фактической и заданной линий пути можно судить о характере полета на данном этапе пути (рис. 165).

Глава девятая

ИСПРАВЛЕНИЕ ПУТИ

Одним из важных условий точности самолетовождения является непрерывный контроль пути. Знание места самолета или данных, по которым можно найти место самолета, и умение точно выдерживать навигационный режим полета позволяют не только своевременно исправить отклонения от заданного пути и времени, но и предупреждать появление этих отклонений.

§ 75. БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ

Боковое уклонение самолета от линии заданного пути может быть от невыдерживания курса самолета и неучета фактического угла сноса.

Боковое уклонение определяется отметкой места самолета на карте (рис. 166). Величину линейного бокового уклонения измеряют с помощью масштабной линейки или глазомерным измерением дальности (по вертикальному углу) до опознанного ориентира, находящегося на линии заданного пути.

При обнаружении уклонения самолета от заданного маршрута (линии заданного пути) необходимо исправлять путь с

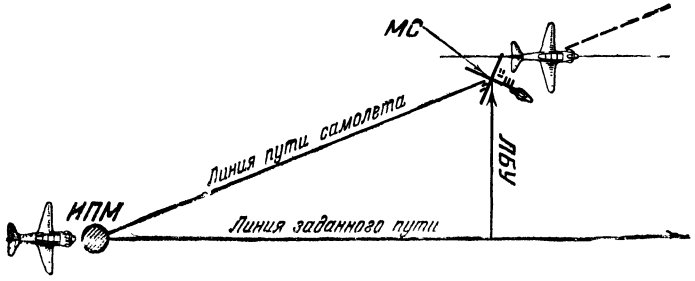


Рис. 166. Определение бокового укрепления самолета от линии заданного пути по отметке МС на карте

тем, чтобы не допускать дальнейшего уклонения и выполнять полет по заданному пути следования.

Исправление пути по боковому уклонению может быть:

— с расчетом выхода на конечный пункт маршрута (КПМ, цель);

— с расчетом выхода на очередной контрольный ориентир;

— с расчетом выхода на тот контрольный ориентир, у которого обнаружено боковое уклонение.

Исправлять путь следует только в том случае, если уклонение от линии заданного пути определено достоверно.

При полете в условиях видимости земных ориентиров поправку в курс следования вводить целесообразно у контрольных ориентиров, где можно с помощью визуальной ориентировки безошибочно убедиться в наличии бокового уклонения.

Определение поправки в курс для выхода на КПМ осуществляется следующими способами.

1. Определение поправки в курс следования расчетом по НЛ-8.

Для расчета на линейке ПК нужно знать:

— пройденное расстояние ($S_{пр}$);

— оставшееся расстояние до цели или следующего контрольного ориентира ($S_{ост}$);

— линейное боковое уклонение (ЛБУ).

Расчет производится по ключу (рис. 167).

Пример. Пройденное расстояние $S_{пр} = 40$ *км*. Оставшееся расстояние до цели $S_{ост} = 90$ *км*. Магнитный курс следования $МК_{сл} = 110°$. Боковое линейное уклонение ЛБУ $= -5$ *км*.

Р е ш е н и е. Определяем угловое уклонение. На шкале линейки «Расстояния» находим деление, соответствующее пройденному расстоянию, $S_{пр} = 40$ *км* и против него устанавливаем треугольный индекс. Затем на той же шкале находим деление, равное боковому уклонению ЛБУ = 5 *км*, и против него на шкале «Тангенсы» читаем искомое боковое уклонение БУ = 6° (рис. 167,*а*).

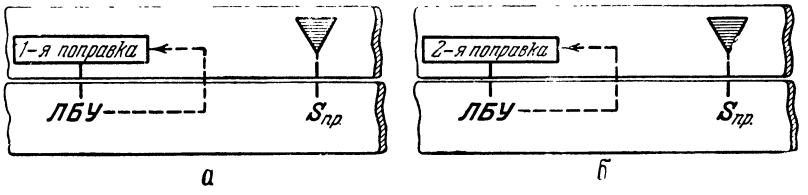


Рис. 167. Определение поправки в курс по пройденному линейному боковому уклонению для выхода на конечный пункт (цель)

Если курс исправить только на пройденное расстояние, т. е. на 6°, то самолет будет идти параллельно заданной линии пути на удалении, равном боковому уклонению в 5 *км*.

Чтобы самолет сближался с линией заданного пути и вышел на цель, необходимо взять поправку на оставшееся расстояние. Для этого треугольный индекс устанавливаем на оставшееся расстояние $S_{ост} = 90$ *км* и против бокового уклонения БУ = 5 *км* получаем поправку на оставшееся расстояние, равное 3°. Следовательно, общая поправка будет равна 7° + 3° = 10° (рис. 167,*б*).

Так как уклонение было влево, то поправку прибавляем и получаем курс для выхода на цель: 110°+10°=120° (рис. 168).

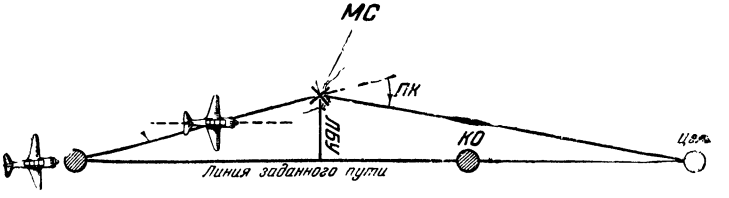


Рис. 168. Расчет на НЛ-8 поправки в курсе по боковому уклонению, пройденному и оставшемуся расстоянию

2. Определение поправки в курс по боковому уклонению с помощью транспортира. Определение поправки в курс с помощью транспортира является простым способом, в то же время дающим необходимую точность в определении поправки курса следования по боковому уклонению. Этот способ успешно может быть применен летчиком в полете.

Сущность этого способа состоит в следующем (рис. 169). При уклонении самолета от линии заданного пути отметку МС на карте соединить с исходной точкой маршрута *А* и целью,

ось транспортира наложить на линию фактического пути самолета и по внешней шкале отсчитать угол между линией пути самолета и линией, направленной на цель. Это и будет искомая ПК, которую и следует ввести в курс самолета по

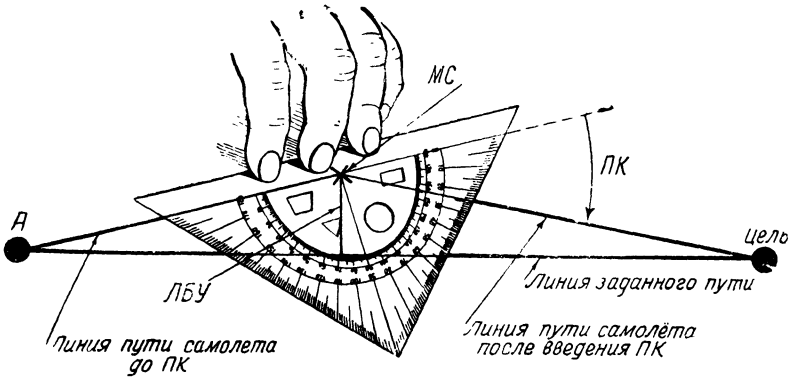


Рис. 169. Определение ПК с помощью транспортира

правилу: если уклонение самолета влево, поправка прибавляется к магнитному курсу следования и отнимается ПК от $МК_{сл}$ при правом уклонении.

3. Определение поправки в курс по боковому уклонению с помощью таблиц. Поправка в курс определяется величиной бокового уклонения пройденного расстояния и расстояния, оставшегося до цели. Для быстрого определения ПК необходимо запомнить следующую таблицу:

Таблица 6

Пройденное или оставшееся расстояние ($S_{пр}$, $S_{ост}$), *км*	Поправка в градусах на 1 *км* бокового уклонения (ЛБУ)
25	2
50	1
100	0,5
200	0,25

Пример. $S_{пр} = 25$ *км*; $S_{ост} = 60$ *км*; ЛБУ $= 4$ *км* вправо от заданного пути; КК $= 250°$. Определить исправленный КК.

Решение. Поправка за пройденное расстояние и ЛБУ будет $2° \times 4 = 8°$; поправка на оставшееся расстояние и ЛБУ $— 1° \times 4 = 4°$. Общая поправка равна сумме поправок, т. е. ПК $= 8° + 4° = 12°$. $КК_{ис\,пр} = КК — ПК = 250° — 12° = 238°$.

4. Определение поправки в курс глазомерной прокладкой. Глазомерное определение поправки в курс применяется при невозможности по каким-либо причинам применить один из перечисленных способов определения ПК или же когда это предусмотрено учебным заданием.

Сущность этого определения заключается в том, что МС, отмеченное на карте, находящееся в стороне от заданной линии пути на расстоянии ЛБУ, соединяется глазомерно с начальным и конечным пунктами. Затем глазомерно определяется угол между продолженной линией пути и линией МС — цель (рис. 170). Этот угол и будет являться поправкой в курс (ПК). В остальном поступают, как сказано выше.

В зависимости от обстановки и условий полета летчик может исправлять путь выходом непосредственно на конечный пункт маршрута (цель), или на очередной контрольный ориентир, или на тот ориентир, у которого обнаружено уклонение (рис. 171).

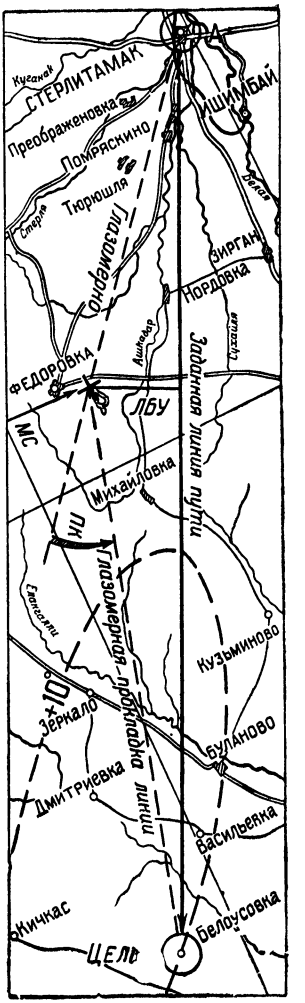


Рис. 170. Глазомерное определение поправки в курс по боковому уклонению

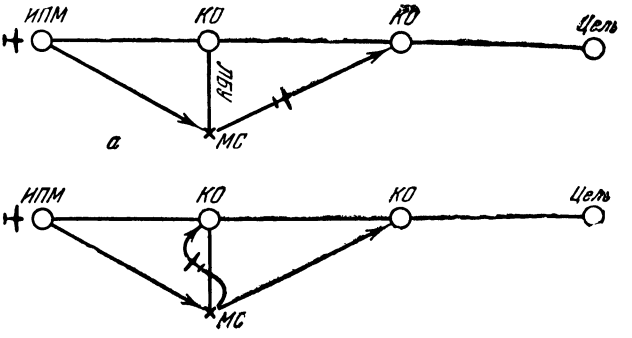


Рис. 171. Исправление пути самолета: *а* — выход на очередной контрольный ориентир; *б* — выход с точки уклонения на контрольный ориентир, против которого обнаружено уклонение

§ 76. ИЗМЕРЕНИЕ УГЛА СНОСА В ПОЛЕТЕ

Измерение угла сноса в полете является важнейшей задачей самолетовождения. Зная угол сноса, можно определить (рассчитать) фактический путевой угол самолета. Принцип измерения угла сноса заключается в определении угла между осью самолета и направлением видимого перемещения земных предметов.

Угол сноса измеряет штурман самолета с помощью оптического визира, прицела или радио и радиолокационных средств самолетовождения. Приближенное измерение угла сноса может производить непосредственно летчик в полете.

§ 77. ИЗМЕРЕНИЕ УГЛА СНОСА ПО ОТМЕТКАМ МС

Этот способ заключается в том, что летчик, проходя исходный пункт маршрута, направляет продольную ось самолета по линии заданного пути, т. е. выдерживает курс самолета, равный ЗМПУ. Сличая карту с пролетаемой местностью, летчик делает две-три отметки МС на карте и соединяет МС линией. Эта линия и будет являться фактическим путем самолета.

Угол между линией заданного и фактического пути летчик измеряет с помощью транспортира или глазомерно. Этот угол и будет фактическим углом сноса. Для того чтобы исправить курс следования самолета с задачей выхода на конечный пункт — цель или промежуточный контрольный ориентир, необходимо руководствоваться следующим положением.

Если самолет прошел путь $S_{пр}$, равный 1/4 всего пути (ИПМ — цель), то поправка в курс для выхода в точку *Б* (цель) должна быть равна измеренному глазомерно углу сноса плюс половина этого угла сноса, т. е. ПК=УС + 1/2 УС (рис. 172,*а*).

$$КК_{испр} = КК + ПК.$$

Если самолет пролетел половину пути ($1/2\ S_{пр}$), то ПК = = 2 УС (рис. 172,*б*). И если угол сноса измерен в момент, когда самолет прошел 3/4 всего пути, в этом случае поправка в курс равняется трем УС, т. е. ПК = 3 УС (рис. 172,*в*).

Пример. Через некоторое время после отхода от ИПМ с КК=120° летчик по характерному ориентиру отметил на карте МС, глазомерно определил УС, который примерно будет равен 8°, так как отметка МС оказалась левее заданной линии пути. Самолет снесло влево, УС = — 8°.

В момент отметки МС самолет пролетел примерно 1/3 всего пути. Определить поправку в курс и рассчитать исправленный курс самолета для выхода в заданную точку *Б*.

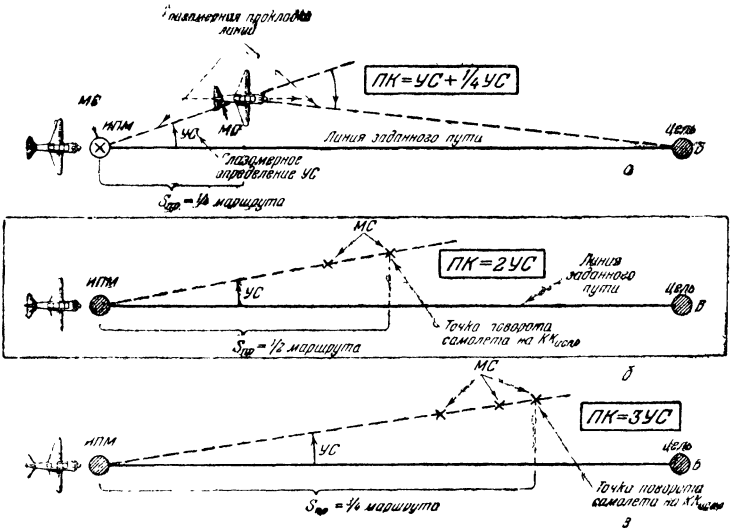


Рис. 172. Глазомерное определение угла сноса по отметкам МС на карте и расчет поправки в курс для выхода на конечный пункт маршрута

Р е ш е н и я: 1. Определяем поправку в курс при условии, что $S_{пр}$ составляет 1/3 всего пути. Таким образом, ПК будет равна $8° + 1/2$ УС $= +12°$.

2. Определяем новый компасный курс следования.

$КК_{испр} = КК \pm ПК$; при БУ влево ПК прибавляется и тогда $КК_{испр} = 120° + 12° = 132°$.

§ 78. УТОЧНЕНИЕ УГЛА СНОСА ПРИ ПОЛЕТЕ С КУРСОМ, РАССЧИТАННЫМ ПО ШАРОПИЛОТНОМУ ВЕТРУ

В различных районах маршрута, как правило, скорость и направление ветра не бывают одинаковыми, а поэтому курс следования, рассчитанный по шаропилотному ветру на аэродроме взлета, в преобладающем большинстве не соответствует фактическим условиям ветра на маршруте. В результате этого фактический угол сноса будет иметь расхождение с расчетным углом сноса как по знаку, так и по его величине.

В связи с этим движение самолета не будет совпадать с линией заданного пути, а будет иметь место боковое уклонение самолета от линии заданного пути. Уточнение угла сноса производят путем нескольких отметок МС и соединяют их прямой линией, которая и будет линией фактического пути са-

молета, а угол между линией курса и фактической линией пути будет фактическим углом сноса самолета.

Чтобы уточнить угол сноса, т. е. определить его фактическую величину, необходимо с помощью транспортира или глазомерно определить угол между заданной линией и фактиче-

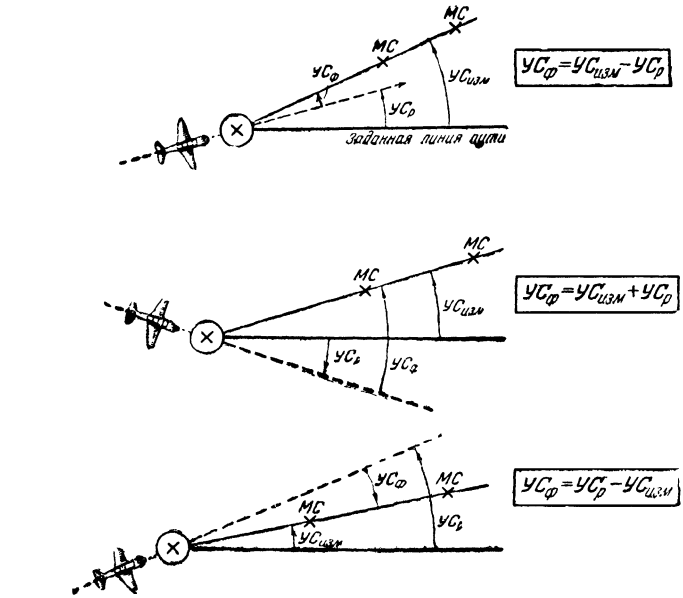


Рис. 173. Расчет фактического угла сноса в полете

ской линией пути, затем этот угол исправить на угол сноса, рассчитанный по шаропилотному ветру.

Порядок расчета фактического угла сноса по отметкам МС следующий:

— по отметкам МС определить, куда сносит (вправо, влево) самолет от заданной линии пути;

— глазомерно провести линию через отметки МС и определить угол между заданной и фактической линиями пути и определить $УС_{изм}$;

— измеренный угол сноса исправить на расчетный, как показано на схемах (рис. 173). Если самолет уклоняется от заданной линии пути влево, курс самолета следует увеличивать на половину или полный расчетный угол сноса, в зависимости от величины уклонения самолета от заданной линии пути. При последующих отметках МС летчик должен убедиться в положении линии пути самолета, которая должна быть параллельна заданной линии пути или приближаться к ней.

§ 79. ИЗМЕРЕНИЕ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ САМОЛЕТА ПО ОТМЕТКАМ МС

Путевую скорость в полете можно определять по пройденному пути и времени полета на НЛ-8 и расчетами в уме.

Чтобы рассчитать путевую скорость в уме, следует:

— сличая карту с пролетаемой местностью, произвести две-три отметки МС и одновременно записать показание часов;

— измерить расстояние между двумя отметками МС с помощью масштабной линейки или глазомерно;

— определить время полета самолета между двумя отметками МС;

— рассчитать путевую скорость по формуле

$$W\ км/час = \frac{S \cdot 60}{t}.$$

Пример. Расстояние между двумя отметками МС $S = 50$ *км* самолет пролетел за $t = 15$ мин. Определить путевую скорость самолета.

Решения: 1. Определяем число километров, проходимых самолетом за одну минуту; $W\ км/мин = \frac{50}{15} = 3{,}3$ *км/мин.*

2. Определяем число километров, проходимых самолетом за час; для этого $\frac{S}{t} = 3{,}3$ надо умножить на 60. $3{,}3 \cdot 60 = 198$ *км/час.* $W = 198$ *км/час.*

3. Определяем время полета от последней отметки до впереди лежащего пункта, если $S_{ост} = 120$ *км.* Расстояние $S = 50$ *км* самолет пролетел за 15 мин. Таким образом, расстояние 100 *км* (путевая скорость 198 *км/час*) самолет пролетает за 30 мин. и 20 *км* — за 6 мин. Значит, в впереди лежащий пункт на линии пути самолет прибудет через 36 мин., т. е. $t_{рас} = 36$ мин.

РАЗДЕЛ ВТОРОЙ

ПРАКТИКА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Глава десятая

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

§ 80. ШТУРМАНСКОЕ СНАРЯЖЕНИЕ ЛЕТЧИКА

Штурманское снаряжение предназначается для подготовки и расчета маршрутного полета и определения навигационных элементов в полете.

В комплект штурманского снаряжения летчика входит (рис. 174):

1 — четырехсторонний планшет для хранения карты;
2 — наколенный планшет;
3 — масштабная линейка;
4 — транспортир;
5 — навигационная счетная линейка;
6 — наручные штурманские часы;
7 — карманный компас;
8 — набор карандашей и резинка;
9 — перочинный нож.

Для различных навигационных расчетов в полете летчику рекомендуется в комплекте штурманского снаряжения иметь дубликаты поправочных графиков навигационных приборов своего самолета и бортовые таблицы навигационных расчетов.

§ 81. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

Точное и безопасное самолетовождение обеспечивается тщательной и всесторонней штурманской подготовкой к полету. На земле штурманская подготовка к маршрутному полету подразделяется на предварительную подготовку и предполетную подготовку.

Предварительная подготовка к маршрутному полету заключает в себе:

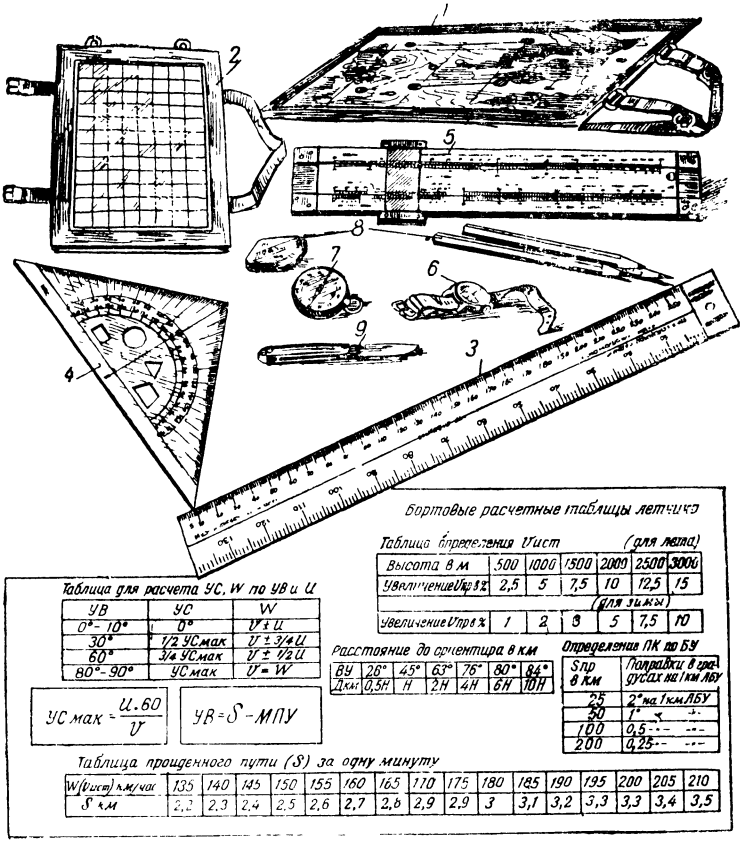


Рис. 174. Комплект штурманского снаряжения летчика

— получение задания на выполнение маршрутного полета или перелета;
— выбор и прокладку маршрута;
— расчет полета;
— изучение маршрута и средств ЗОС;
— разработку штурманского плана полета;
— розыгрыш штурманского полета.

Предварительная подготовка к полету может быть в день полета или, как правило, накануне полетов.

Получение задания на выполнение маршрутного полета. Получив задание на выполнение маршрутного полета, летчик должен уяснить поставленную перед ним цель, связанную с точностью и безопасностью самолетовождения. В случае какого-либо сомнения в выполнении поставленной задачи летчик обязан доложить и добиться выяснения непонятных вопросов или же сообщить причины непосильности выполнения

полученного задания. Во время постановки задачи на выполнение маршрутного полета летчик должен кратко записать в соответствующую тетрадь все, что относится к подготовке и обеспечению полета.

Выбор и прокладка маршрута. Основными требованиями при выборе маршрута являются: обеспечение наибольшей надежности ориентировки, для чего учитывается характер местности и ориентиров в районе полета и расположение средств ЗОС (земное обеспечение средств самолетовождения); прокладка маршрута вне запретных зон и с наименьшим количеством изломов.

При выборе маршрута необходимо, учитывая профиль полета, обеспечить безопасность от столкновения с препятствиями.

Подготовка карты маршрута начинается с подбора и склейки требуемых листов карт. Для дальних полетов применяется в качестве основной полетная карта масштаба 1 : 1 000 000 или 1 : 500 000, в зависимости от требований, поставленных на полет.

Для небольших маршрутов в качестве основной полетной карты может быть использована карта масштаба 1 : 500 000. Листы нужных карт подбирают при помощи сборных таблиц и выбранные листы склеивают. При склейке листов карт северный лист наклеивают на южный, а западный на восточный.

В качестве исходного пункта маршрута (ИПМ) выбирается характерный ориентир (или точка ЗОС), удаленный от аэродрома взлета на 10—50 *км*. Поворотным пунктом маршрута (ППМ) и исходным пунктом обратного маршрута (ИПОМ) выбирают наиболее характерные ориентиры.

Конечный пункт маршрута (КПМ) следует выбирать в районе аэродрома посадки на удалении от него 5—15 *км*.

Кроме указанных основных ориентиров, на линии заданного пути или в непосредственной близости от нее выбирают контрольные ориентиры (КО), которые должны быть хорошо видимыми с высоты полета. Наиболее значительные высоты местности обводят прямоугольником черного цвета. Магнитное склонение наносят красными цифрами в различных местах карты. Цифру, обозначающую величину магнитного склонения, со знаком градуса обводят кружком красного цвета.

Для прокладки маршрута (рис. 175) намеченные ИПМ, ППМ и КПМ обводят красными кружками диаметром 10 *мм*. ИПМ, ППМ и КПМ соединяют прямыми линиями любого цвета, лучше простым черным карандашом. С каждого пункта (ИПМ, ППМ) измеряют ИПУ. Для перевода ЗИПУ в ЗМПУ необходимо из ЗИПУ вычесть магнитное склонение: ЗМПУ = = ЗИПУ — ($\pm\Delta$М).

Отрезки между пунктами измеряют с помощью масштабной линейки, т. е. определяют длину отрезка каждого этапа

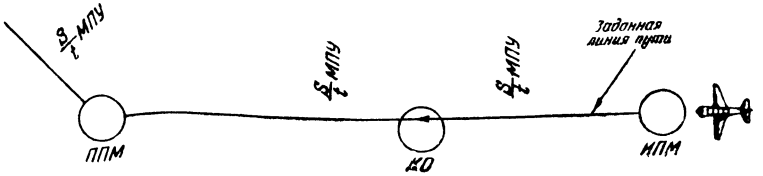


Рис. 175. Схема расположения на карте надписей расстояний, путевого времени и МПУ

заданного пути. После прокладки линии пути производят разметку маршрута. Справа от линии заданного пути по направлению полета в свободных от ориентиров местах карты между контрольными или поворотными пунктами отмечают черным карандашом в виде дроби расстояние (числитель) и штилевое время полета, т. е. время, рассчитанное по истинной воздушной скорости самолета (знаменатель) (рис. 176).

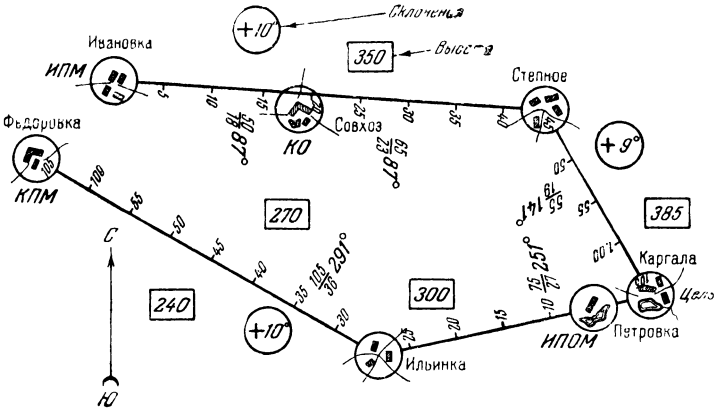


Рис. 176. Схема прокладки и разметки маршрута

Магнитные путевые углы (МПУ) отмечают красным карандашом со знаком градусной величины справа от записанных расстояний и штилевого путевого времени полета.

Магнитные путевые углы отмечают при каждом изломе маршрута и через каждые 15—20 *см* прямолинейного участка пути, а также при изменении магнитного склонения на один и более градусов.

После прокладки маршрута короткими штрихами вправо от линии пути отмечают пятиминутные отрезки пути. Размеры всех цифр, обозначаемых на карте, 7—10 *мм*.

§ 82. РАСЧЕТ ПОЛЕТА

После прокладки маршрута производится штурманский расчет полета с целью определения следующих элементов:

— длины участков маршрута между основными контроль-

ными ориентирами и общей длины маршрута;

— путевого времени по участкам маршрута и общей продолжительности полета;

— магнитно-путевых углов для каждого маршрута;

— резерва летного времени в зависимости от общей продолжительности полета и запаса горючего;

— времени прохода ИПМ для прибытия на аэродром посадки в заданное время;

— безопасной высоты полета.

Предварительный расчет полета производится без учета ветра по истинной воздушной скорости полета. Данные этого расчета записывают на карту. Длину пути, МПУ между пунктами записывают в бортжурнал в графу расчетных данных.

БОРТОВОЙ ЖУРНАЛ ЛЕТЧИКА

К полету готов _____ (подпись)

Темнота _____ ч. _____ м.

Рассвет _____ ч. _____ м.

„ _____ “ _____ 195 г.

Расчетные данные			МАРШРУТ	Фактические данные		Средства связи и ЗОС
$\frac{S}{t}$ МПУ	$\frac{h}{РК}$	$\frac{КК}{(МК)}$		время	КК	
			Взлет			
$\frac{50}{18}87°$			ИПМ			Vпр.=160
$\frac{56}{19}141°$			Степное			$H_{пр}$ = 1550
$\frac{75}{27}251°$			Каргола			$\eta_{л}$ = 525
$\frac{105}{36}291°$			Ильинка			λ = 65
			КПМ			

$\frac{КПМ}{посадка}$

Общая продолжительность полета 2 ч. 00 м.
Резерв горючего на 2 ч. 40 м.
Безопасная высота полета по прибору 950 *м*

(Подпись)

Окончательно полет рассчитывают перед вылетом, с учетом шаропилотного или прогностического ветра давностью не более 1 часа. Результаты этого расчета заносят в левую часть бортового журнала.

При отсутствии данных о ветре в левую часть бортжурнала записывают расчеты по данным штилевого ветра. Общую продолжительность полета без учета ветра рассчитывают в следующем порядке:

— путевое время по участкам маршрута складывают и получают суммарную продолжительность полета по маршруту;

— к полученной продолжительности полета прибавляют время на взлет, сбор группы, на полет от аэродрома до ИПМ и от КПМ до аэродрома посадки.

Резерв летного времени определяется как разность общего запаса горючего в часах полета и общей продолжительностью полета, увеличенной на 10% на случай возможных отклонений от маршрута.

Продолжительность полета при имеющемся запасе горючего определяют по табл. 7 дальности и продолжительности полета для данного типа самолета.

§ 83. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА САМОЛЕТА Як-18

Дальность и продолжительность полета самолета зависят от количества горючего, залитого в бак самолета, и от выбранного режима полета. Расход горючего и дальность полета могут изменяться в широких пределах. На величину расхода горючего и дальность полета влияют скорость и высота полета, число оборотов двигателя, метеорологические условия и другие факторы.

Влияние скорости полета на продолжительность и дальность полета. В талб. 7 представлена зависимость расхода горючего в час, продолжительности и дальности полета от скорости и высоты полета. Можно найти, что часовой расход горючего летом при скорости 200 *км/час* (H=500 *м*) равен 30 *л*, в то время как при скорости 140 *км/час* он равен 26,3 *л*.

Влияние высоты на продолжительность и дальность полета. С увеличением высоты полета потребная мощность двигателя самолета Як-18 увеличивается, что приводит к увеличению расхода горючего и снижает продолжительность полета, особенно на повышенных скоростях.

Наивыгоднейшая скорость по прибору до высоты 1 000 *м* составляет примерно 170 *км/час*, а от 1000 *м* до 2000 *м* наивыгоднейшая скорость для выполнения маршрутных полетов будет 160 *км/час*, что подтверждается результатом летных испытаний самолета Як-18 в НИИ ВВС.

Пример. Заданная высота полета H=2000 *м*, $V_{пр}$ =160

Таблица 7

Для мотора М-11фр
Винт В-501Э-81

H=500 *м*
(для лета)

Заправка 150 *л*

Расход горючего в час, продолжительность полета и дальность полета на самолете Як-18

Располагаемый запас горючего для горизонтального полета 136 *л*, а с учетом навигационного запаса 136—10%=122 *л*

$V_{пр}$	140	150	160	170	180	190	200
Расход горючего в час, *л*	26,3	27,0	28	28,9	31	54	30
Продолжительность полета в час.	4 ч. 38 м.	4 ч. 32 м.	4 ч. 21 м.	4 ч. 14 м.	3 ч. 56 м.	3 ч. 33 м.	3 ч. 23 м.
Дальность полета в *км*	660	700	710	720	730	690	680

H=2000 *м*

Заправка 150 *л*

$V_{пр}$	130	140	150	160	170	180	190	200
Расход горючего в час, *л*	23,1	23,5	24	24,8	27,2	30,6	34	38
Продолжительность полета	5 ч.	4 ч. 56 м.	4 ч. 50 м.	4 ч. 50 м.	4 ч. 15 м.	3 ч. 47 м.	3 ч. 24 м.	3 ч. 03 м.
Дальность полета в *км*	718	760	800	810	790	740	705	665

Располагаемый запас горючего для горизонтального полета 129 *л*, а с учетом навигационного запаса 129—10%=116 *л*

Примечание. Продолжительность и дальность полета рассчитаны с учетом 10% навигационного запаса

км/час. Общая продолжительность полета 2 часа, заправка — 150 *л* горючего. Определить резерв летного времени.

Решение. По таблице расхода горючего ($H = 2000$ *м*, $V_{пр} = 160$ *км/час*) находим часовой расход горючего, который равен 24,8 *л*. При условии полной заправки 150 *л*, из которой вычитается невырабатываемый запас горючего и 10% навигационного запаса, продолжительность полета составляет 4 часа 40 мин. Таким образом, резерв летного времени будет составлять 4 часа 40 мин. — 2 часа = 2 часа 40 мин.

Записываем в бортовой журнал резерв горючего: 2 часа 40 мин.

Расчет резерва горючего по таблицам на высотах 1000, 1500 и 2500 *м* можно производить методом интерполяции. Дневной полет рассчитывается так, чтобы закончить его за час до наступления темноты. Моменты наступления темноты и рассвета определяют по специальным графикам и записывают в бортовой журнал.

В каждом полете необходимо знать безопасную высоту полета, т. е. минимальную высоту полета, гарантирующую от столкновения с земной поверхностью и искусственными превышениями.

Рассчитывают безопасную высоту полета по прибору по формуле:

$$H_{без} = H_{ист\ без} + \Delta H_{р} + \Delta H_{преп} + \Delta H_{бар}.$$

Пример. $\Delta H_{р} = 145$ *м*; $\Delta n = 95$ *м;* уменьшение давления по маршруту 10 *мм;* $\Delta H_{бар} = 100$ *м;* $H_{ист\ без} = 500$ *м*; $\Delta H_{пр} = -45$ *м*; $t_{н} = -10°$.

Решение. $H_{без} = 145\ м + 95\ м + 100\ м + 500\ м = 840\ м$. На счетной линейке получаем 900 *м*. 900 *м* — (— 45 *м*) = 945 *м*.

Расчетная безопасная высота полета будет 945 *м*, округляем до 950 *м* и записываем в бортовой журнал.

§ 84. ИЗУЧЕНИЕ МАРШРУТА И СРЕДСТВ ЗОС

При изучении маршрута полета на карте выясняют: систему линейных ориентиров, общий характер земной поверхности; наличие крупных характерных ориентиров, их конфигурацию и взаимное расположение; особенности ориентировки в районе полета; наличие и характер аэродромов, посадочных площадок и мест, пригодных или явно опасных для посадки, запретные зоны по маршруту, входные и выходные ворота, а также наличие и характер высоких предметов, представляющих опасность при полете на малых высотах. Кроме того, намечают и запоминают надежный линейный ориентир, который можно использовать на случай восстановления ориентировки.

В результате изучения маршрута летчик должен знать на

память схему расположения и отличительные признаки основных ориентиров в районе маршрута, МПУ, расстояние и путевое время по этапам полета. Кроме того, нужно запомнить месторасположение аэродромов, посадочных площадок и запретных зон, рельеф местности и линии, определяющие государственную границу. Изучение средств ЗОС заключается в выявлении данных о средствах ЗОС, месте их расположения, частоте работы и позывных, характере и времени работы радиостанций.

§ 85. ШТУРМАНСКИЙ ПЛАН ПОЛЕТА

Штурманский план полета летчик разрабатывает в период предполетной подготовки. В результате разработки штурманского плана летчик должен четко представлять порядок выхода на ИПМ, способ выхода на линию заданного пути, способы контроля и исправления пути по этапам маршрута и обратного пути, способ выхода на КПМ и действия в случае потери ориентировки. Штурманский план полета изображается в виде схемы (рис. 177).

§ 86. РОЗЫГРЫШ МАРШРУТНОГО ПОЛЕТА

Перед каждым маршрутным полетом производится контрольный розыгрыш полета. Хорошая подготовка плана розыгрыша полета и умелое проведение его позволит летчику усвоить порядок действий на каждом этапе маршрута и правильно принять решение в опасных случаях полета.

Розыгрыш маршрутного полета имеет целью проверить готовность летчика к выполнению поставленной задачи, умение последовательно производить те или другие действия по определению навигационных элементов полета и точность выполнения заданного маршрута. Кроме того, при розыгрыше отрабатываются порядок работы летчика на маршруте, последовательность и правильность выполнения отдельных элементов на каждом этапе, а также действия летчика на случай неисправности материальной части, отсутствия связи с землей, ухудшения метеорологических условий по маршруту, потери ориентировки и вынужденной посадки вне аэродрома.

Розыгрыш составляется в порядке последовательности выполнения всего полета: взлет, проверка материальной части самолета в воздухе, выход на ИПМ, следование по маршруту, контроль пути, исправление бокового уклонения, расчет навигационных элементов полета и возвращение на КПМ. В розыгрыше маршрутного полета особое внимание следует обращать на отработку всего, что связано с безопасностью полета.

Розыгрыш полета составляется в виде вводных вопросов и правильных ответов летчика. Вводные должны ставиться

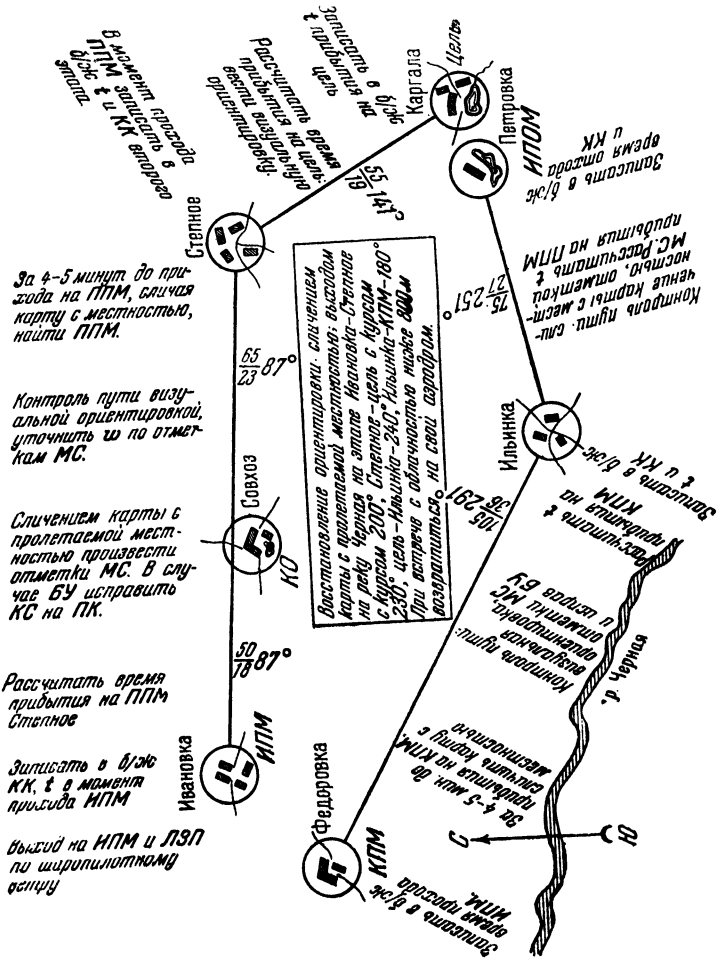


Рис. 177. Штурманский план полета

летчикам применительно к тем условиям, с которыми придется летчику встретиться в полете. В плане розыгрыша полета должно быть предусмотрено использование различных наглядных пособий, приборов, схем макетов, фотоснимков характерных ориентиров, которые расположены на линии заданного пути и в стороне от нее, определение величины бокового уклонения по отметкам МС и исправление бокового уклонения.

Оценки, выставляемые каждому летчику, участвующему в розыгрыше полета, дают возможность судить о степени их подготовки к выполнению поставленной задачи данного маршрутного полета.

ПЛАН РОЗЫГРЫША ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ

«Утверждаю»

«___» _____ 195 г. «___» эскадрилья, часть «___» 195 г.

число, месяц

Задание. Полет по маршруту: Ивановка—Степное—Каргела (цель), Петровка — Ильинка — Федоровка (КПМ)

Этапы полета	Время	Вводные данные	Правильное решение (действия) летчика	Фамилия и оценка отвечающих

Подпись

(должностное лицо, руководитель розыгрыша)

§ 87. ШТУРМАНСКАЯ ПОДГОТОВКА ПЕРЕД ВЫЛЕТОМ

Штурманская подготовка перед вылетом или предполетная подготовка перед выполнением маршрутных полетов складывается из:

— внешнего осмотра навигационного оборудования самолета и его готовности к полету;

— изучения метеорологической обстановки по маршруту;

— расчета элементов полета по данным шаропилотного или прогностического ветра;

— контроля готовности летчика к полету.

Внешний осмотр навигационного оборудования самолета. Путем осмотра кабины летчик проверяет наличие на самолете всех положенных приборов, их внешнюю исправность и надежность крепления. Устанавливают наличие графиков поправок приборов и бортовых карт, обращая внимание на срок проверки приборов, особенно даты списания девиации. Обнаруженные дефекты приборов должны быть немедленно устранены специалистами. После осмотра и проверки исправности приборов их устанавливают в исходное положение, а стрелку высотомера на ноль шкалы.

Изучение метеорологической обстановки по маршруту. Непосредственное метеорологическое обеспечение полетов производят авиаметеорологические станции, которые принимают по радио и телеграфу сведения о погоде и составляют необходимое количество синоптических и кольцевых карт.

На основании подробного анализа всего имеющегося материала на метеорологических станциях составляют суточные прогнозы по району аэродрома.

Перед полетом летчик не позднее чем за 30 мин. до вылета должен получить личную консультацию от метеоролога о погоде по маршруту и прогноз на период полета. По синоптической и кольцевой картам (рис. 178, 179) подробно изучается метеорологическая обстановка и выясняется:

— состояние, характер и высота нижней границы облаков по маршруту;

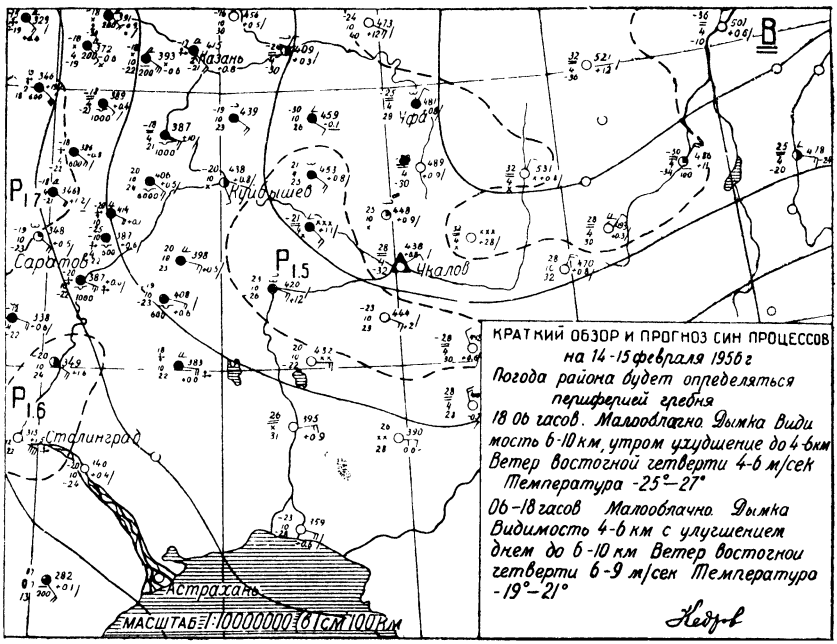


Рис. 178. Синоптическая карта

— районы, закрытые туманом, мощность туманов, их продолжительность;

— на каких высотах наблюдается температура от 0° до —10°, при которой могут быть случаи опасного обледенения, и границы распространения обледенения;

— зоны осадков, их виды и вероятная продолжительность выпадений;

— районы, охваченные грозовой деятельностью, характер грозовой деятельности (внутримассовые или фронтальные грозы);

— районы, где располагаются атмосферные фронты, и характер их (теплый, холодный или фронты акклюзии);

— протяженность зон «нелетной» погоды, районы, где можно пробить облачность или обойти фронты;

— господствующие ветры, их тенденции.

Кроме этого, метеорологические условия по маршруту полета летчик изучает по информационному бюллетеню.

По шаропилотному ветру на высотах, записанному в информационном бюллетене, рассчитывается курс следования от аэродрома до ИПМ, курсы следования и путевые скорости для каждого этапа маршрута. Навигационные элементы полета, рассчитанные по шаропилотному ветру, записывают в графы расчетных данных бортового журнала летчика.

БОРТОВОЙ ЖУРНАЛ ЛЕТЧИКА

К полету готов _____ (подпись)

«_____» _____ 195 г.

Темнота — 19 ч. 14 м.
Рассвет — 7 ч. 55 м.

Расчетные данные			МАРШРУТ	Фактические данные		Средства связи и ЗОС
$\frac{S}{t}$	$\frac{n}{P_к}$	$\frac{КК}{МК}$		время	КК	
			Взлет			$V_п = 200$
$\frac{80}{27}$		84°	ИПМ			$H_{пр} = 1500$
$\frac{120}{39}$		102°	Петровка			$S_л = 525$
$\frac{103}{28}$		220°	Черноречье			$\pi = 65$
			КПМ			
			КПМ			

Посадка

Общая продолжительность полета 1 ч. 54 м.
Резерв горючего на 1 ч. 09 м.
Безопасная высота полета по прибору 800 *м*.

Подпись

Пример. Заданная высота полета по маршруту $H_{пр} = 1500$ *м*. МПУ от аэродрома до ИПМ — 120°, $S = 32$ *км*. ЗМПУ первого этапа маршрута 85°, $S_1 = 80$ *км;* второго этапа — 115°, $S_2 = 120$ *км*; третьего этапа — 218°, $S_3 = 108$ *км*, КПМ до аэродрома посадки 230°, $S_4 = 18$ *км*. $V_{ист} = 200$ *км/час*. $\Delta M = +10°$.

Рассчитать МК, W и путевое время t для каждого этапа маршрута.

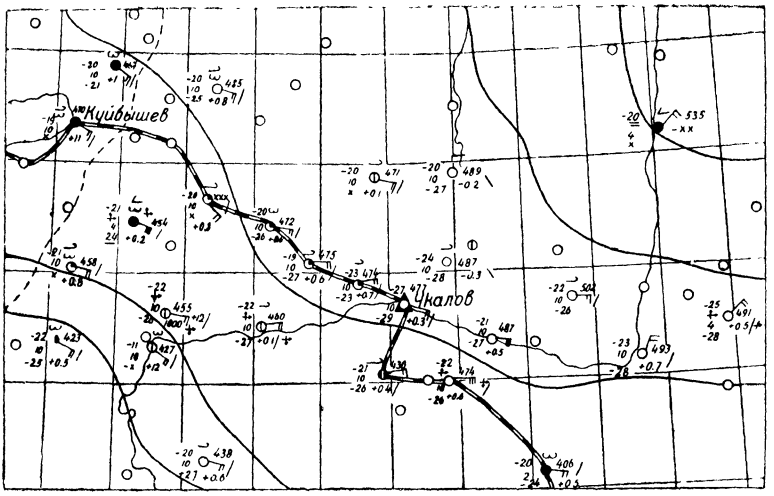


Рис. 179. Кольцевая карта погоды

Расчет навигационных элементов полета производится с помощью ветрочета или НЛ-8.

Решения: 1. Для высоты полета 1500 *м* находим в информационном бюллетене направление и скорость ветра для района «Чкалов»: $\delta_{бар} = 60°$, $U = 36$ *км/час*. Метеорологическое направление переводим в магнитное навигационное направление $\delta_{нав} = \delta_{аэр} \pm 180° - (\pm\Delta M) = 60° + 180° - 10° = 230°$.

2. Рассчитываем МК и W с аэродрома на ИПМ : МК = 110°, $t = 10$ мин.

3. Рассчитываем МК, W и t для каждого этапа маршрута: «ИМП—Петровка» МК=79°; $W = 170$ *км/час*, $t = 27$ *мин*. «Петровка — Черноречье» МК = 105°, $W = 183$ *км/час*, $t = 39$ мин. «Черноречье — КПМ» МК = 215°, $W = 234$ *км/час*, $t = 28$ мин. «КПМ — аэродром посадки» МК=230°, t=5 мин.

4. Определяем продолжительность полета с момента отхода от аэродрома взлета до момента прихода на аэродром посадки.

$$t_{\text{пути}} = t_{\text{ипм}} + t_{\text{марш}} + t_{\text{аэр}}.$$

5. К этому времени прибавляем время, необходимое на взлет, набор высоты и выполнение посадки. Получаем общую продолжительность полета:

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

$$t_{\text{общ}} = 1{,}42 + 12 \text{ мин.} = 1 \text{ час } 54 \text{ мин.}$$

$t_{\text{общ}}$ записываем в бортовом журнале.

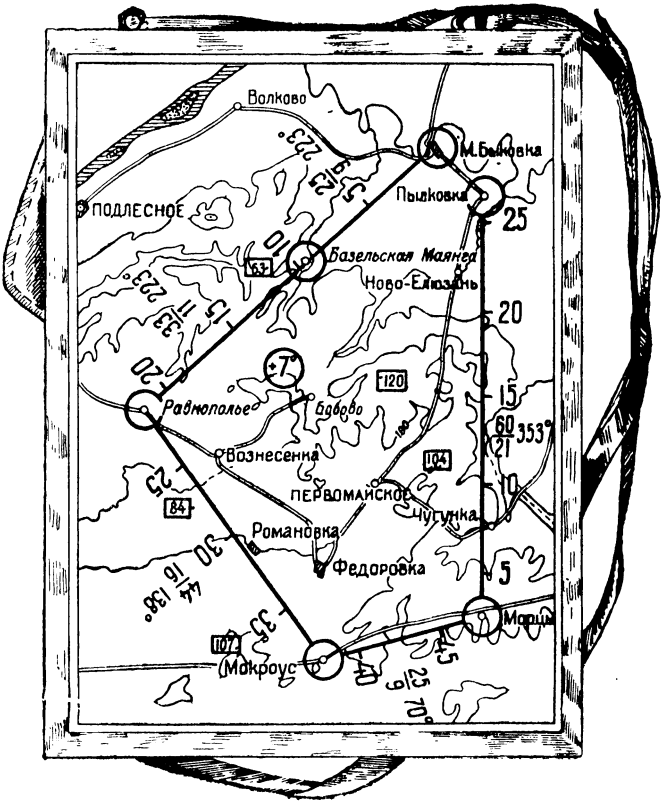


Рис. 180. Укладка карты с нанесенным маршрутом в четырехсторонний планшет

6. При наличии количества заправленного горючего в баки самолета рассчитываем резерв горючего по таблицам с учетом 10% запаса, результат записываем в бортовой журнал летчика в соответствующую графу.

7. Пользуясь дубликатом графика девиации компаса, производим запись КК в графу бортжурнала КК (МК) для каждого этапа маршрута.

МК и время полета от аэродрома до ИПМ и от КПМ до аэродрома летчик должен помнить или же записать условными обозначениями где-либо на планшете.

§ 88. КОНТРОЛЬ ГОТОВНОСТИ ЛЕТЧИКА К ВЫПОЛНЕНИЮ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ

Ни один самолет не может быть выпущен в маршрутный полет без контроля штурманской подготовки летчика. Конт-

роль готовности летчика к выполнению полета по маршруту производится перед вылетом и заканчивается за 15—20 мин. до выруливания на старт.

При штурманском контроле у летчика проверяют:

1. Знание поставленной перед ним задачи и условий выполнения полета по маршруту.

2. Подготовку карты и знание маршрута. Полетная карта должна быть заправлена в четырехсторонний планшет так, чтобы она всегда была готова к пользованию без перекладки на все время полета или на определенный участок (рис. 180). На карте проверяется правильность прокладки маршрута, записи ЗМПУ, расстояния, путевого времени, пятиминутных отрезков пути, отметок высот и склонения.

3. Наличие бортового журнала, расчета полета, таблиц и справочных данных.

4. Наличие штурманского плана полета (в виде схемы) и умение изложить его на память летчиком.

5. Знание летчиком на память средств ЗОС, их места расположения, данных работы радиостанций и возможных способов их использования.

6. Знание запретных зон и запасных аэродромов по маршруту.

7. Знание безопасной высоты и эшелона полета.

8. Знание порядка и способов восстановления потерянной ориентировки в данных условиях полета.

9. Наличие у летчика положенного штурманского снаряжения.

Проверяющий должен установить наличие всех положенных предметов оборудования, правильность установки исходных данных на приборах и правильность показания бортовых и личных часов летчика.

Обнаруженные при проверке недостатки немедленно исправляют, а если это требует значительного времени, то летчик может быть отстранен от полета. После проверки готовности летчика к выполнению полета по маршруту контролирующий подписывает бортовой журнал летчика в графе «К полету готов». Без такой подписи летчик не имеет права вылетать на выполнение маршрутного полета.

ВЫПОЛНЕНИЕ МАРШРУТНОГО ПОЛЕТА

Выполнение маршрутного полета подразделяется на этапы. На каждом этапе летчик производит определенные расчеты и действия, направленные на осуществление точного самолетовождения. Основной порядок работы летчика по самолетовождению заключается в следующих последовательно выполняемых этапах:

— взлет, набор высоты и выход на ИПМ;
— выход на линию заданного пути;
— контроль пути;
— исправление пути;
— вывод самолета на КПМ и на аэродром посадки.

§ 89. ВЗЛЕТ, НАБОР ВЫСОТЫ

Вырулив на линию старта, летчик должен уменьшить обороты до минимальных, остановить самолет и запросить по радио разрешение КП на взлет. Получив такое разрешение, еще раз бегло осмотреть линию исполнительного старта, закрыть фонарь, записать в бортовой журнал показания компасного курса (направления взлета) и бортовых часов. Затем плавно дать газ настолько, чтобы самолет сдвинулся с места, но при этом не изменил направления взлета, увеличить обороты до полных и начать взлет.

§ 90. ВЫПОЛНЕНИЕ МАРШРУТНОГО ПОЛЕТА

В горизонтальном полете на круге при скорости 150 *км/час* (1450—1500 об/мин) проверить пилотажно-навигационные приборы и приборы контроля работы двигателя и, убедившись в их исправной работе, запросить по радио командный пункт о разрешении выйти из круга полета для следования на исходный пункт маршрута.

§ 91. ВЫХОД НА ИСХОДНЫЙ ПУНКТ МАРШРУТА

В зависимости от фактической навигационной обстановки полета выход на ИПМ может выполняться по земным ориентирам, по компасу с курсом, рассчитанным на земле, и по точке ЗОС, установленной на ИПМ.

Выход на ИПМ по земным ориентирам применяется при наличии на пути от аэродрома до ИПМ хороших ориентиров, знакомых летчику. Выход самолета на ИПМ осуществляется сличением карты с местностью и направлением самолета от одного известного летчику на память ориентира к другому.

В обоих случаях направление полета контролируется компасом и временем полета (рис. 181).

Выход на ИПМ по компасу с курсом следования, рассчитанным на земле, требует наличия до вылета шаропилотных



Рис. 181. Выход на ИПМ по земным ориентирам

данных о ветре. Имея эти данные, летчик рассчитывает курс следования и продолжительность полета от аэродрома до ИПМ. При отсутствии шаропилотного ветра выход на ИПМ можно производить с курсом без учета ветра.

В полете летчик выполняет самолетовождение по рассчитанному курсу следования и одновременно сличает карту с пролетаемой местностью.

Этот способ обеспечивает надежный вывод самолета на ИПМ, особенно в условиях ограниченной видимости (рис. 182).

Выход на ИПМ по точке ЗОС выполняется при наличии в ИПМ радионавигационной или световой навигационной точки. Этот способ обеспечивает выход на ИПМ с требуемой точностью в условиях плохой видимости, ночью и в местности, бедной ориентирами.

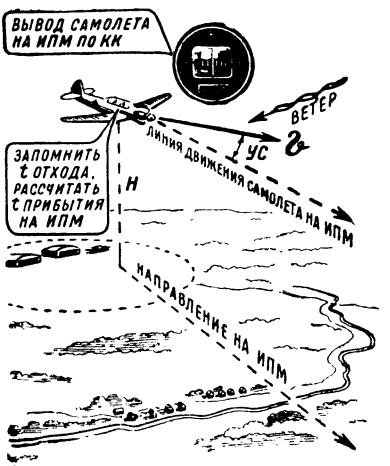


Рис. 182. Выход на ИПМ по компасу

Выход на приводную радиостанцию (ИПМ) выполняется по указателю курсового угла РПК-10. Для этого летчик небольшими доворотами самолета должен добиться такого по-

ложения, при котором стрелка указателя находилась бы на «0» шкалы. Положение стрелки указателя на «0» означает, что продольная ось самолета направлена в сторону приводной радиостанции (рис. 183).

При выводе самолета на ИПМ следует учитывать, что

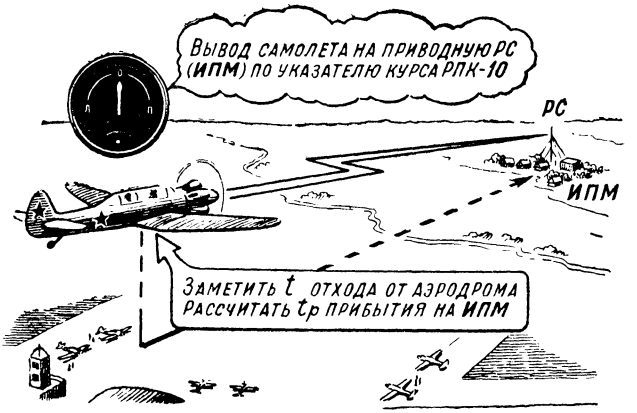


Рис. 183. Выход на ИПМ по точке ЗОС

полет выполняется с аэродрома на ИПМ с набором высоты до заданной высоты полета по маршруту. За 4—5 *км* до ИПМ самолет следует вывести на курс, равный заданному магнитному путевому углу первого этапа. Такой маневр дает возможность произвести подбор курса следования до выхода на ИПМ по линейному ориентиру или створу ориентиров.

§ 92. ВЫХОД НА ЛИНИЮ ЗАДАННОГО ПУТИ

В момент выхода самолета на ИПМ летчик устанавливает самолет на компасный курс следования первого отрезка маршрута. В зависимости от навигационной обстановки курс следования определяется:

— по створу двух ориентиров, лежащих на линии заданного пути;

— по прямолинейному ориентиру, лежащему на линии заданного пути;

— расчетом на земле по шаропилотным данным или по прогностическому ветру.

Выход на линию заданного пути подбором курса следования по створу ориентиров, лежащих на линии пути. Этот способ может быть применен в тех случаях, когда на заданной линии пути вблизи исходного пункта имеются характерные ориентиры, образующие створ с ИПМ. Маневр выполняется так. На линию створа выходят за 3—5 *км* до ИПМ или первого ориентира после ИПМ и направляют самолет так, чтобы

створные ориентиры находились на одной линии, а самолет не сходил с линии створа. Если данный ориентир уходит вправо, курс необходимо изменить вправо и выйти снова на линию створа, если же ориентир уходит влево от линии створа, курс надо изменить влево. Добившись положения, при котором

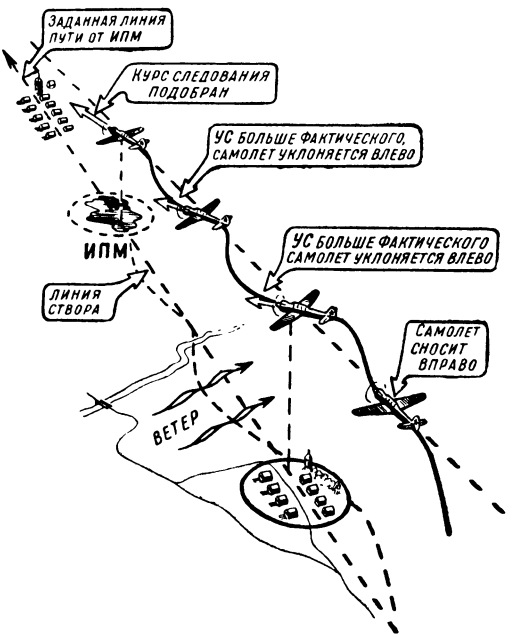


Рис. 184. Выход на линию заданного пути подбором курса следования по створу ориентиров

самолет будет следовать по линии створа, замечают показание компаса и в дальнейшем ведут самолет по этому курсу (рис. 184).

Выход на линию заданного пути подбором курса следования по линейному ориентиру, лежащему на линии заданного пути. Подбор курса следования по линейному ориентиру может быть произведен до прохода или после прохода ИПМ, при наличии хорошо заметного линейного ориентира, совпадающего с линией заданного пути. Самолет направляется вдоль линейного ориентира, и полет совершают, не уклоняясь от ориентира в стороны.

При наличии бокового ветра самолет будет сносить с линейного ориентира, и для того, чтобы удержать движение самолета на линейном ориентире, приходится отклонять его продольную ось в сторону ветра на величину угла сноса. Обычно отворачивают самолет постепенно по 2—3°, добиваясь совпа-

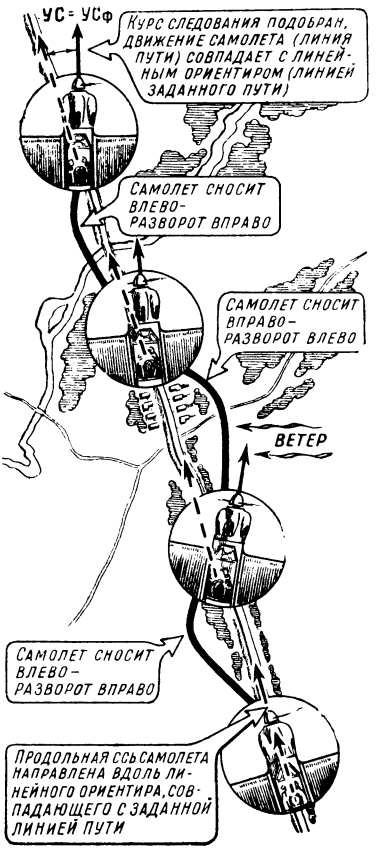


Рис. 185. Выход на линию заданного пути подбором курса следования по линейному ориентиру

дения линии фактического пути с линейным ориентиром (рис. 185).

Как только будет достигнуто движение самолета по линейному ориентиру путем подбора угла сноса, замечают курс по компасу и ведут самолет по этому курсу.

Выход на линию заданного пути по рассчитанному курсу следования по шаропилотному ветру. Этот способ состоит в том, что в момент прохода ИПМ по рассчитанному курсу следования продольная ось самолета направляется не по линии заданного пути, а в сторону от нее на величину расчетного угла сноса (УСр) против ветра. Если фактические условия ветра соответствуют шаропилотным измерениям, движение самолета, т. е. его фактическая линия пути, будет совпадать с заданной линией пути. При этих условиях самолет не будет иметь уклонения (вправо, влево) от заданной линии пути и выйдет в заданную точку маршрута. К моменту прохода ИПМ летчик устанавливает скорость и высоту полета соответственно принятому при расчете курсу следования. В бортовой журнал записываются время и курс отхода от ИПМ (рис. 186).

Ввиду того что с момента определения шаропилотного ветра до вылета ветер может измениться, рассчитанный курс следования может оказаться неточным и самолет будет отклоняться от линии заданного пути. Поэтому сейчас же после пролета ИПМ следует приступить к контролю пути. Контроль пути в первую очередь должен быть осуществлен на участке маршрута от ИПМ по хорошо опознаваемым ориентирам, дающим возможность определить с наибольшей точностью два-три МС и отметить их на карте.

Карта ориентируется по компасу, после чего глазомерной прокладкой определяется вероятное место самолета к момен-

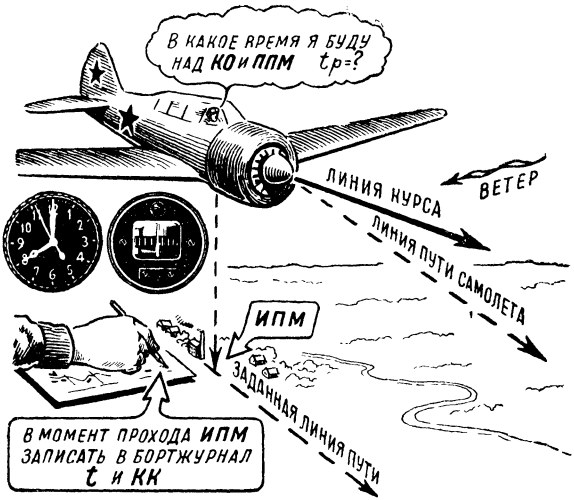


Рис. 186. Выход на линию заданного пути с курсом следования, рассчитанным по данным шаропилотного ветра

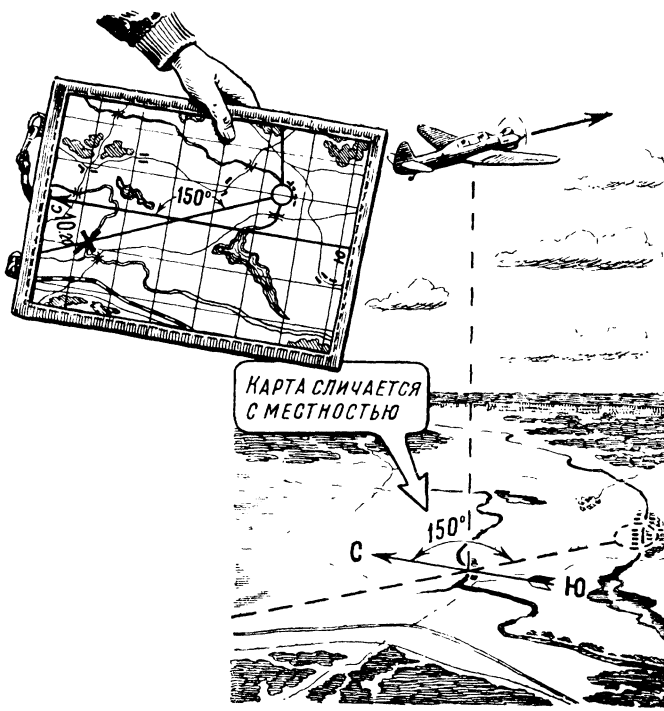


Рис. 187. Контроль пути сличением карты с местностью

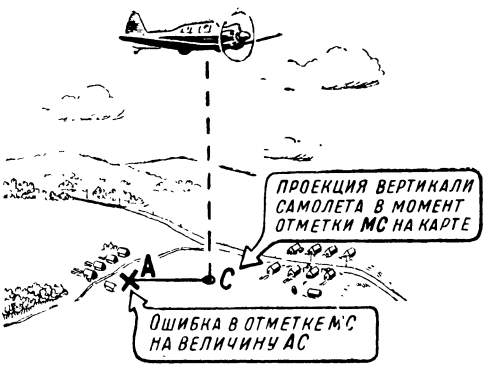


Рис. 188. Ошибка в отметке места самолета

ту начала сличения карты с местностью (рис. 187).

При этом оцениваются все доступные факторы, определяющие достоверность опознанных ориентиров, их взаимное расположение, место вероятного нахождения самолета, характерные признаки ориентира, который избран в качестве ориентира, определяющего МС.

В практике полетов летчики нередко определяют положение самолета относительно наблюдаемых ориентиров с ошибками положения самолета относительно наблюдаемых ориентиров. Такие ошибки происходят вследствие пренебрежения летчиком точным определением МС. Это приводит к тому, что, пролетая в 2—4 *км* от населенного пункта, летчик ставит МС (крестик) на населенном пункте, тем самым допуская ошибку в 2—4, а то и более километров в определении МС (рис. 188). Чем точнее будет определена и отмечена на карте точка МС, тем рассчитанная ПК по боковому уклонению будет более правильной, и новый КС, рассчитанный с учетом ПК, обеспечит надежный вывод самолета в избранную точку маршрута.

§ 93. КОНТРОЛЬ И ИСПРАВЛЕНИЕ ПУТИ

Когда ветер не постоянен или летчик не точно выдерживает режим полета, самолет, как правило, уклоняется от линии заданного пути.

Чтобы вести самолет по линии заданного пути, необходимо своевременно обнаруживать уклонения от заданного маршрута и исправлять их. Это достигается контролем фактического пути следования в течение всего полета.

Одним из условий успешного самолетовождения является точное выдерживание заданного режима полета. Как правило, показания компаса, указателя скорости и высотомера в полете все время колеблются в пределах заданных величин. Поэтому летчик должен так пилотировать самолет, чтобы отклонения показаний приборов от заданных величин были минимальными и, самое главное, чтобы среднее показание приборов соответствовало заданным элементам полета (рис. 189).

Контроль пути по направлению заключается в определе-

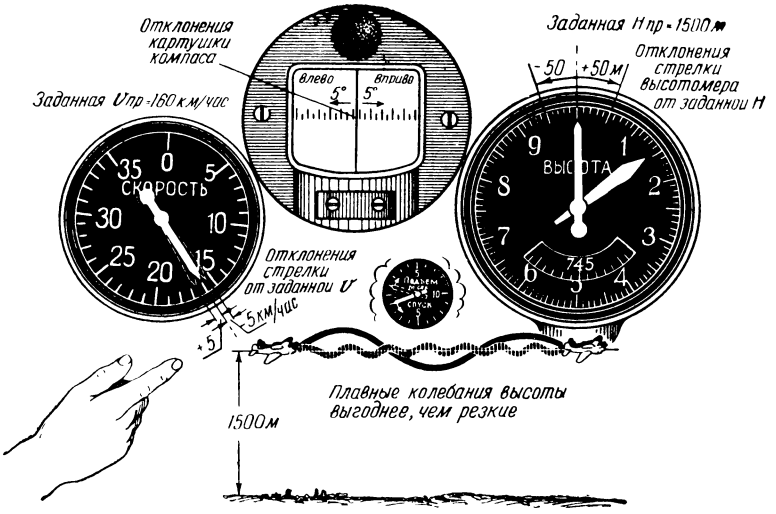


Рис. 189. Допуски отклонений показаний приборов при полете по маршруту

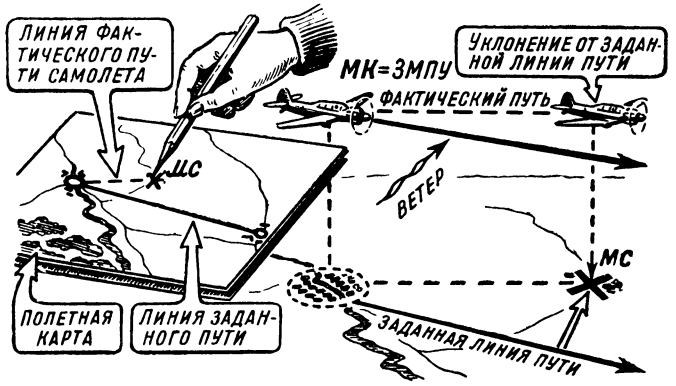


Рис. 190. Уклонение от линии заданного пути

нии фактического направления полета и бокового уклонения от линии заданного пути. Это достигается умением летчика своевременно обнаружить боковое уклонение самолета от линии заданного пути и точной отметкой на карте МС. ПК на карте определяется глазомерно или с помощью транспортира, после чего исправляется курс следования на величину ПК. В результате этого летчик будет иметь возможность вывести самолет с точки уклонения от заданной линии пути на нужный КО или ППМ (рис. 190).

Определять поправки в курс по боковому уклонению реко-

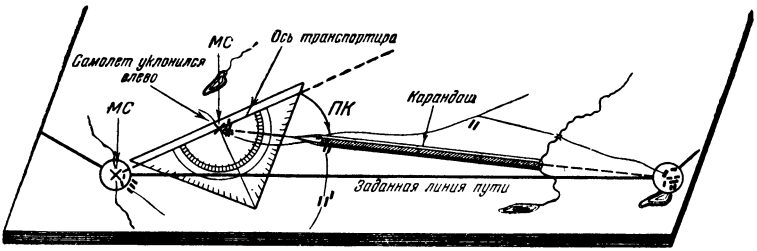


Рис. 191. Измерение ПК с помощью транспортира

мендуется с помощью транспортира. Этот способ прост и легко выполним.

Порядок работы при контроле пути по направлению следующий:

1. Отметить на карте МС.

2. Если самолет уклонился вправо или влево от заданной линии пути, следует ось транспортира наложить на карте так, чтобы она соединила не меньше чем две точки МС, отмеченные на карте. Центр транспортира должен находиться на последней точке МС.

3. Наложить карандаш или глазомерно соединить МС последней отметки с точкой на линии маршрута (КО, ППМ), куда следует вывести самолет.

4. Измерить угол между осью транспортира и направлением на ориентир, находящийся на линии заданного пути; это и будет ПК, на которую нужно исправить курс самолета (рис. 191).

После того как самолет будет установлен на КС с учетом ПК, линия пути самолета будет направлена в пункт выхода, а линия курса при этом отойдет от линии пути на величину УС в сторону ветра (рис. 192).

При следовании в назначенный пункт контроль пути визуально не прекращается. После исправления бокового уклонения время прибытия на ППМ летчик рассчитывает по истинной воздушной скорости самолета (рис. 192).

Контроль пути по дальности. Главным в таком контроле является определение путевой скорости в полете и расчет по ней времени прибытия на очередной КО или ППМ. Путевая скорость уточняется (определяется) по расстоянию между отмеченными на карте МС и путевому времени. Контроль пути по времени, рассчитанный на основании измеренной путевой скорости и известного расстояния, ведется от одного контрольного ориентира к другому в течение всего полета по маршруту. В полете используется всякая возможность для ведения контроля пути.

Для контроля пути по дальности используются линейные ориентиры, пересекающие линию заданного пути, крупные

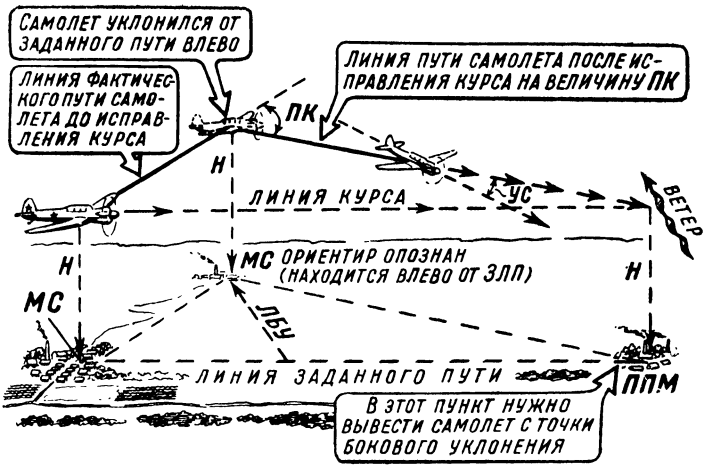


Рис. 192. Исправление курса и выход на ППМ

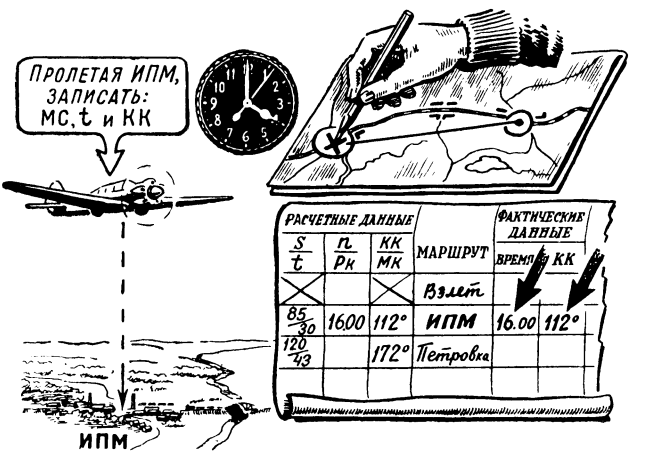


Рис. 193. Контроль пути по дальности

характерные ориентиры, находящиеся на линии пути или траверзе.

Практическая работа летчика по ведению контроля пути по дальности состоит из визуального определения места самолета, записи на карте МС и времени прохода опознанных ориентиров (ИПМ, КО, ППМ) (рис. 193). Кроме того, определяется второе место самолета визуально, отмечается на карте МС, записывается время прохода опознанного ориентира, измеряется пройденное расстояние между первым и вторым МС.

Рассчитывается путевая скорость по пройденному пути и времени, после чего по путевой скорости рассчитывается время прибытия на очередной КО или ППМ (рис. 194).

Пройденное и оставшееся расстояние может быть измерено на карте масштабной линейкой, карандашом с нанесен

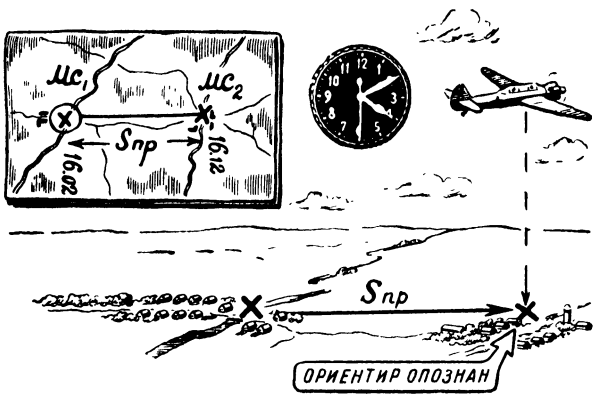


Рис. 194. Определение путевой скорости по двум отметкам МС на карте и путевому времени

ными на нем сантиметровыми делениями или транспортиром с нанесенными делениями на нижней его кромке или глазомерным определением.

Расчет путевой скорости самолета по пройденному расстоянию и времени полета может быть произведен летчиком в полете:

— расчетом в уме по формулам:

$$W\ км/мин = \frac{S}{t};\quad W\ км/час = (W км/час \cdot 10) \cdot 6;$$

— с помощью бортовых таблиц летчика;

— с помощью приведенных ранее способов расчета в уме навигационных элементов полета.

Расчет времени прибытия на очередной КО, ППМ по путевой скорости и расстоянию может производиться летчиком в полете:

— расчетом в уме по формулам:

$$S\ км\ \text{за}\ 6\ \text{мин.}: S_6 = \frac{W км/час}{10};$$

$$S\ км\ \text{за}\ 1\ \text{мин.}: S_1 \sim = \frac{S_6}{6};$$

— с помощью бортовых таблиц летчика.

За 3—4 мин. до истечения расчетного времени $t_р$ прибы-

тия на очередной КО или ППМ летчик должен сличать карту с местностью и ожидать прихода ориентира (КО, ППМ). С появлением контрольного или поворотного пунктов убедиться в достоверности их опознавания по вспомогательным ориентирам, находящимся в районе КО и ППМ (рис. 195).

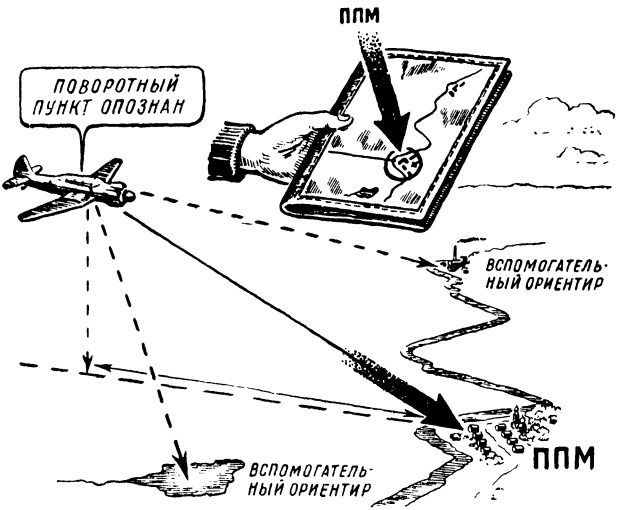


Рис. 195. Сличение карты с местностью и определение основного ориентира по вспомогательным признакам

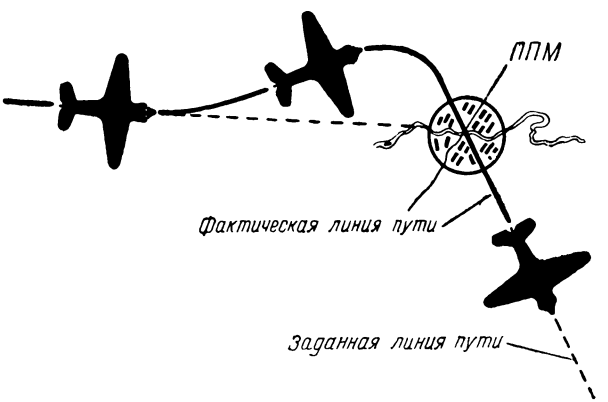


Рис. 196. Выход через ППМ на очередной этап маршрута

При подходе к поворотному пункту летчик должен делать небольшие отвороты во внешнюю сторону маршрута для того, чтобы прикрываемый капотом самолета ориентир (ППМ) периодически наблюдался. Такой маневр позволит провести самолет точно над ППМ с курсом для следующего этапа пути (рис. 196).

§ 94. ОДНОВРЕМЕННЫЙ КОНТРОЛЬ ПУТИ ПО НАПРАВЛЕНИЮ И ДАЛЬНОСТИ

В целях определения элементов полета, от которых зависит точность выполняемого маршрута, рекомендуется вести контроль пути по направлению с одновременным контролем пути по дальности (полный контроль пути).

Такой контроль пути достигается путем периодического определения места самолета всеми возможными способами и позволяет своевременно обнаружить ошибки в направлении фактической линии пути и путевой скорости полета, а также исправления этих ошибок, обнаруженных контролем в полете.

В некоторых случаях, когда невозможно определить в данный момент точное местонахождение самолета, контроль пути может осуществляться раздельно по направлению или по дальности.

На приведенной схеме (рис. 197) контроль пути начинается с определения путевой скорости по расстоянию между двумя отметками МС и временем пролета этого расстояния. Одновременно направление полета контролируется по компасу и определением уклонения от заданной линии пути по отметкам места самолета.

§ 95. РАБОТА С КАРТОЙ И БОРТОВЫМ ЖУРНАЛОМ В ПОЛЕТЕ

В процессе полета летчик производит ряд навигационных расчетов, часть которых необходимо записывать на карте или

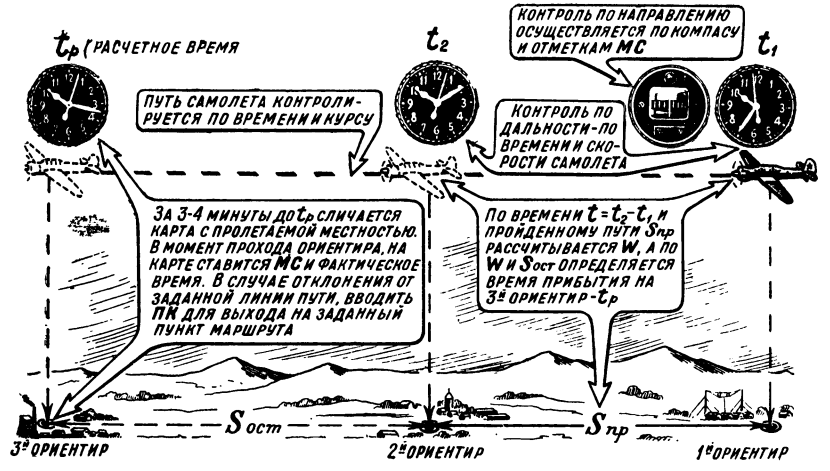


Рис. 197. Схема полного контроля пути

в бортовом журнале. В практике полетов такая запись является непременным условием работы летчика в полете. Это обеспечивает надежность контроля пути и восстановление ориентировки в нужную минуту. Кроме того, записи в бортовом журнале и на карте, проделанные в полете, позволяют произвести соответствующий контроль в правильности расчетов и фактических элементов полета по маршруту.

Правильно и своевременно записанные навигационные величины на карте и в бортжурнале значительно облегчают работу летчика в полете. Так как в полете летчик не должен отвлекаться от управления самолетом за счет осмотрительности и визуальной ориентировки, то записывать следует только основные данные, обеспечивающие точность выполнения заданного маршрутного полета.

В бортовом журнале записывается курс (КК) и время прохода ИПМ, ППМ, КО и КПМ. В том случае, если полет выполняется произвольными курсами, в бортовой журнал записывают КК и время при каждом изменении курса.

На полетной карте записывается расчетное время прохода контрольных или характерных ориентиров, находящихся на линии заданного пути или в непосредственной близости от нее. При несовпадении расчетного времени с фактическим последнее записывают над расчетным и подчеркивают.

Путевое время отмечают между контрольными ориентирами слева от линии заданного пути с буквой t (например, t 15.18). Отметки места самолета проставляют на карте крестиками с указанием времени, к которому они относятся. Кро-

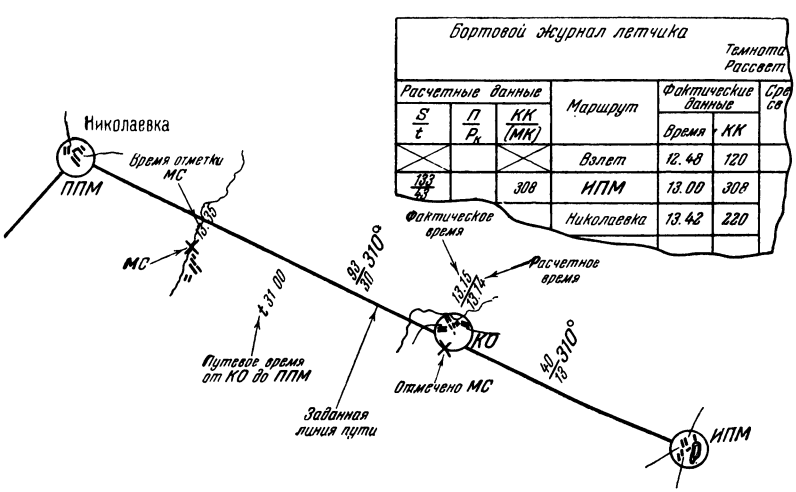


Рис. 198. Записи, производимые в полете на карте и в боротовом журнале

ме того, все отметки на карте делаются с указанием фактического времени, к которому они относятся (рис. 198).

В случаях, не требующих перекладки карты, записи делают на матовом целлулоиде планшета.

Запись на карте и в бортовом журнале производится простым черным карандашом средней твердости.

§ 96. ВЫВОД САМОЛЕТОВ НА АЭРОДРОМ ПОСАДКИ

С конечного пункта маршрута, в зависимости от условий данного полета, самолеты могут выводиться на аэродром посадки по компасу и земным ориентирам с одновременным контролем пути по времени полета и по указателю курсового угла РПК, при условии, что приводная станция находится на аэродроме посадки.

Для безопасности полетов в районе аэродрома устанавливается порядок вывода самолетов на аэродром посадки. Не доходя 10—12 *км* до аэродрома посадки, летчик запрашивает у руководителя полетов по радио разрешение войти в круг полетов для посадки, высоту (эшелон) входа в круг полетов, барометрическое давление на уровне аэродрома посадки, условия посадки, высоту нижней кромки облачности, видимость, скорость и направление ветра, направление посадки, круг полетов.

Атмосферное давление на уровне аэродрома посадки устанавливает летчик на высотомере с помощью кремальеры (рис. 199); этим учитывается ошибка прибора на изменение давления за время полета по маршруту.

Если аэродром посадки закрыт туманом или низкой облачностью, то, не снижаясь меньше безопасной высоты полета, летчик должен взять курс для выхода в назначенный пункт, откуда по указанию руководителя полетов следовать на запасной аэродром посадки. Время посадки фиксируется в момент окончания пробега и записывается в бортовой журнал после заруливания и остановки самолета в указанном месте.

После выполнения задания летчик должен доложить командиру о результатах выполнения маршрутного полета, а именно:

— фактические условия погоды по маршруту;

— работу материальной части (двигателя, приборов и средств связи);

— работу средств ЗОС;

— причины, помешавшие или, наоборот, способствовавшие точному выполнению полета по месту и времени;

— полеты других самолетов в районе маршрута, их типы, высоту и курсы следования.

По окончании доклада о выполнении задания летчик представляет контролирующему для проверки летную документацию, бортовой журнал и полетную карту (рис. 200).

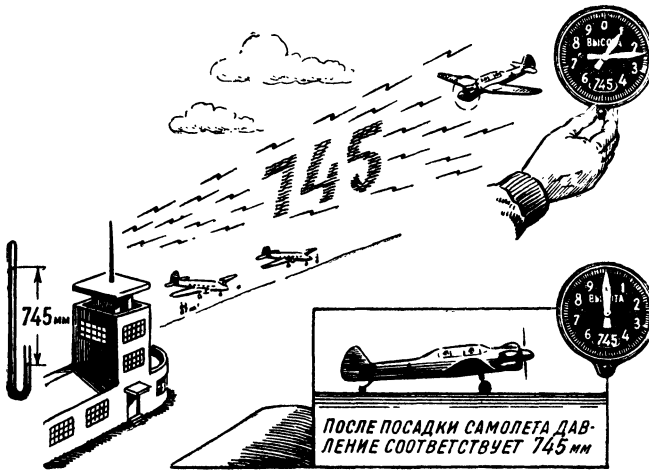


Рис. 199. Установка барометрического давления аэродрома посадки на высотомере

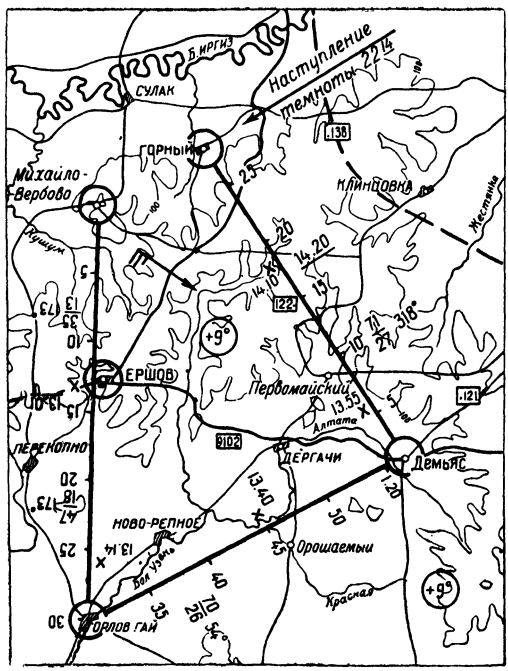


Рис. 200. Полетная карта с нанесенным маршрутом и сделанными в полете отметками

БОРТОВОЙ ЖУРНАЛ ЛЕТЧИКА

К полету готов ————————

«25» мая 1956 г.

Темнота — 22 ч. 17 м.
Рассвет — 7 ч. 22 м.

Расчетные данные			Маршрут	Фактические данные		Средства связи и ЗОС
$\frac{S}{t}$	$\frac{n}{P_к}$	$\frac{КК}{МК}$		время	КК	
			Взлет	12ч. 35м.	140°	
$\frac{82}{29}$	1600	180°	ИПМ	12ч. 48м.	180°	$\delta = 11\ 8$
$\frac{10}{25}$		46°	Орлов-гай	13ч. 28м.	45°	$U = 25$
$\frac{21}{31}$		316°	Демьяс	13ч. 53м.	315°	$\lambda = 196$
			КПМ	14ч. 23м.		$H_р = 3{:}0$
			Посадка	14ч. 38м.	220°	КМ = 385

Общая продолжительность полета 2 часа
Резерв горючего на 1 ч. 50 м.
Безопасная высота полета по приборам 800 м.

Подпись

Глава двенадцатая

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

§ 97. ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Под безопасностью полета понимают:

1. Исключение причин, могущих вызвать летное происшествие вследствие потери летчиком ориентировки.

2. Исключение возможности попадания самолета в угрожающие атмосферные явления (грозу, ливень, град, шквал, область сильного обледенения и т. п.) и запретные зоны.

3. Исключение возможности столкновения самолета с наземными препятствиями и с самолетами в воздухе.

Чтобы избежать потери ориентировки, летчик обязан выполнять полет в строгом соответствии с намеченным планом и

выдерживать режим полета, непрерывно вести ориентировку, отмечать время прохода опознанных характерных или заранее намеченных ориентиров. Выполняя полет по маршруту, летчик обязан непрерывно следить за изменением погоды, особенно за развитием явлений, опасных для полета. При вынужденном изменении курса следования из-за встречи с неблаго-

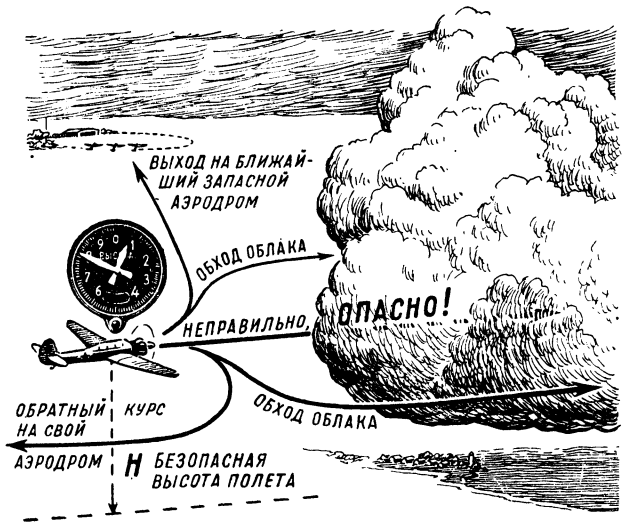


Рис. 201. Действия летчика в полете при встрече с кучево-дождевым (ливневым) облаком

приятными или угрожающими полету метеорологическими явлениями и других причин летчик должен отмечать время и место изменения курса.

Правильная и своевременная оценка фактических явлений погоды и грамотное принятие решения для предотвращения попадания в сложные метеорологические условия полета является одной из главных задач летчика в каждом маршрутном полете.

При встрече с мощными кучевыми или дождевыми облаками следует обойти их стороной. Если мощные кучевые и дождевые облака занимают большое пространство, выполнение задания прекратить, возвратиться на свой аэродром или произвести посадку на запасном аэродроме (рис. 201).

При попадании самолета в слоисто-кучевые облака возможно обледенение. Наиболее вероятное обледенение может быть при температуре воздуха от 0° до —6°, поэтому особое внимание следует обращать на показания термометра наружного воздуха.

В случае начавшегося обледенения (самолет покрывается

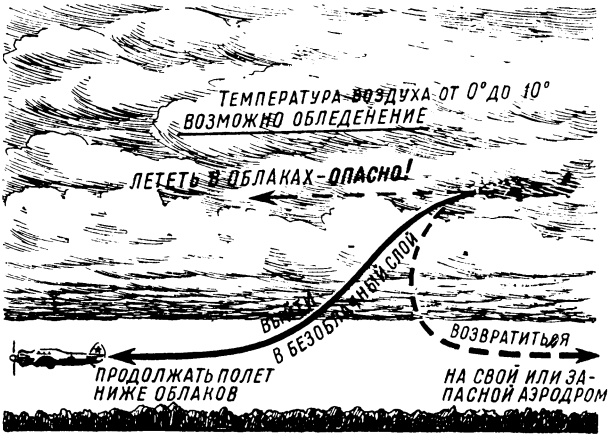


Рис. 202. Действия летчика в полете при попадании в мощные кучевые облака

инеем) немедленно проверить подогрев приемника указателя воздушной скорости, выйти в безоблачный слой и продолжать полет ниже облаков при условии, если высота нижней кромки облаков больше заданной безопасной высоты полета на 50—100 *м* (рис. 202).

Если облака низкие и полет под ними невозможен, необходимо возвратиться на свой аэродром или произвести посадку на запасном аэродроме.

Если самолет находится в облаках или за облаками, то пробивать облака надо крайне осмотрительно и лишь до установленной безопасной высоты полета. В противном случае не исключена возможность столкновения самолета с землей и другими препятствиями. Очутившись в таком положении, летчик должен немедленно набрать высоту и уйти обратно или же в зону высокой облачности, где повторить попытки выйти из облаков (рис. 203).

Выполняя полет визуально вдоль линейного ориентира, летчик обязан лететь правее его (рис. 204).

Полет в тумане требует хороших навыков летчика в пилотировании самолета по приборам и точной прокладки пути следования на карте. Без этих навыков входить в туман летчик не имеет права, так как не будет обеспечена безопасность полета, особенно при полете на малых высотах.

Встречающиеся по маршруту туманы надо обойти или же набрать такую высоту, на которой самолет пойдет над туманом в районе его распространения.

Если туман распространяется на большом пространстве и с большой толщиной, выполнение задания прекратить и вернуться на свой или запасной аэродромы посадки (рис. 205).



Рис. 203. Действия летчика при пробивании облаков вни

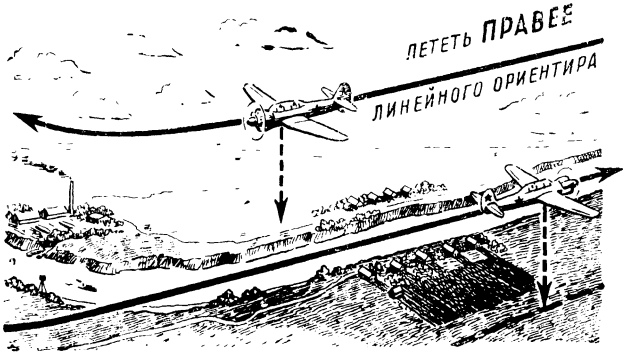


Рис. 204. Правило полета вдоль линейного ориентира

Встречающиеся на пути промежуточные аэродромы и запретные зоны летчик обязан обходить стороной и на удалении от их границы не менее 5 *км* (рис. 206).

При встрече на пересекающихся курсах и на одинаковой высоте теряет высоту тот летчик, который видит самолет с левого борта, а летчик, наблюдающий другой самолет с правого борта, набирает высоту (рис. 207).

Обгон впереди летящего самолета производится с правой стороны с интервалом не менее 200 *м* (рис. 208).

Идущие навстречу друг другу на параллельных курсах и на одной высоте самолеты расходятся левыми бортами с интервалом не менее 200 *м*. Каждый самолет отворачивает вправо (рис. 209).

В случае потери ориентировки вблизи государственной

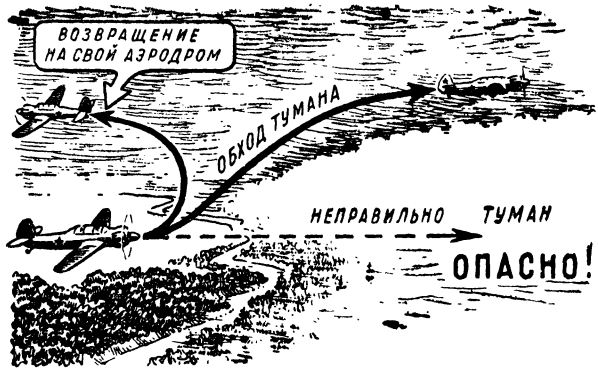


Рис. 205. Действия летчика в полете при встрече с туманом

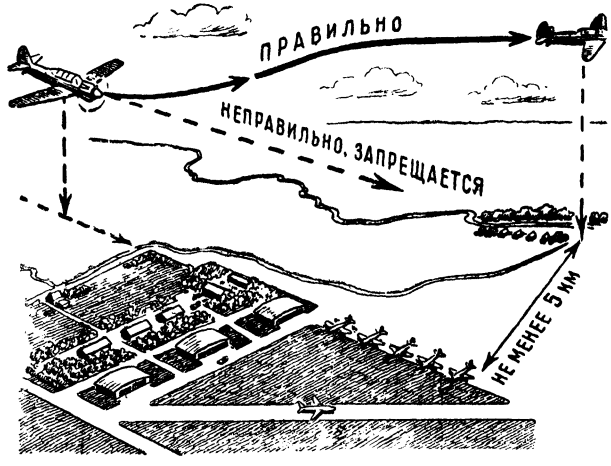


Рис. 206. Обход аэродромов и запретных зон

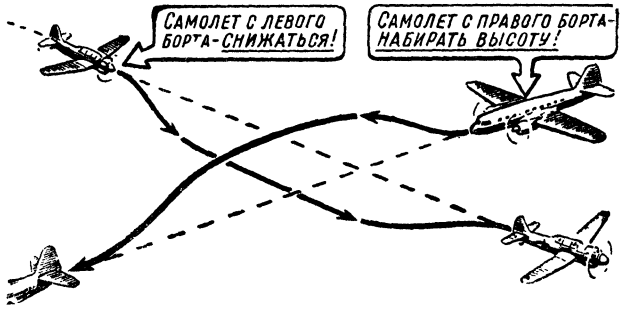


Рис. 207. Действия летчика в полете при встрече с самолетом на пересекающихся курсах

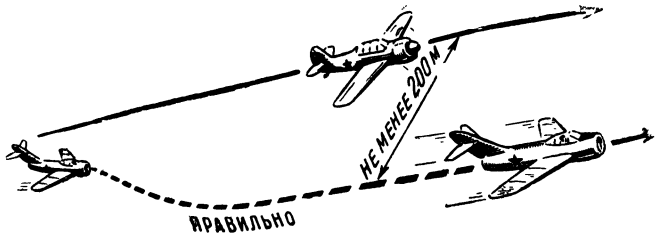


Рис. 208. Правило обгона впереди летящего самолета

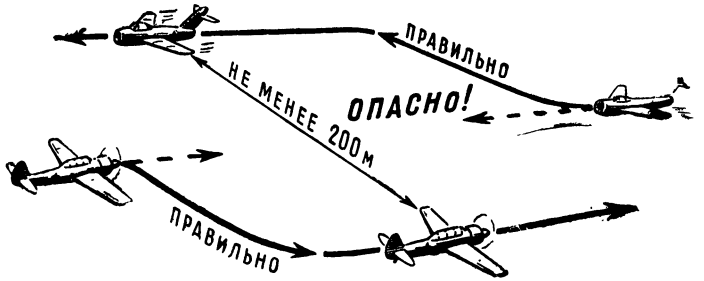


Рис. 209. Порядок расхождения самолетов в воздухе при встречных курсах

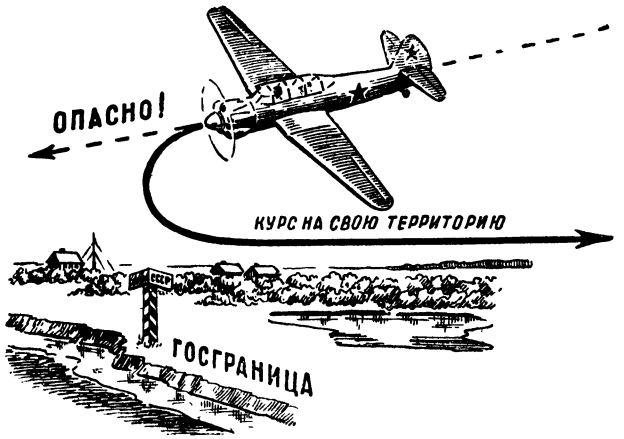


Рис. 210. Действия летчика при потере ориентировки вблизи государственной границы

границы, необходимо, не теряя времени, взять курс, который достоверно ведет на свою территорию, и в дальнейшем восстанавливать ориентировку согласно плану полета (рис. 210).

Эшелонированием самолетов по высотам называет-

ся движение самолетов в воздухе, при котором полеты осуществляются на установленных высотах для определенных направлений. Эшелонирование по высотам введено для того, чтобы предотвращать столкновение самолетов в воздухе при полетах.

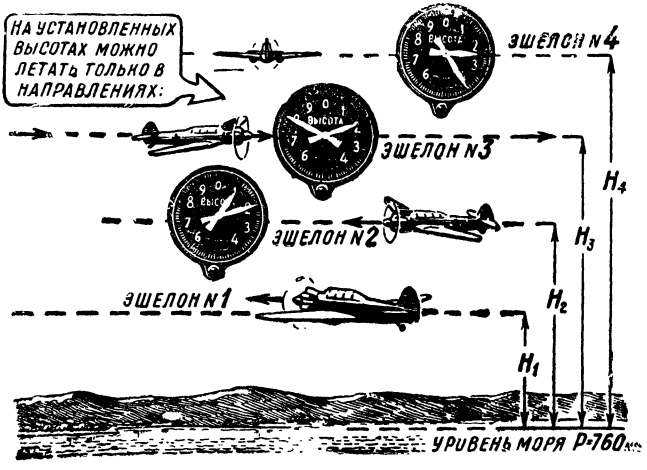


Рис. 211. Эшелонирование самолетов по высотам

Установление высот эшелонирования выполняется по барометрическим высотомерам, которые условно устанавливаются на 760 *мм* после взлета на высоте 200—300 *м*.

На каждом участке маршрута в зависимости от рельефа местности над уровнем моря используются не все установленные высоты эшелонирования. Эшелонирование по высотам начинается с 600 *м* и считается 600, 1200, 1800, 2400 *м* и т. д. для ИПУ от 0° до 179°, и 900, 1500, 2100 для ИПУ от 180° до 359°, которые устраняют возможность столкновения самолета с землей и другими самолетами, находящимися в воздухе и летящими на встречных курсах.

Нижний безопасный эшелон называется начальным и обозначается № 1. Высоту начального эшелона определяют для каждого участка маршрута в отдельности. Она равна наивысшей точке рельефа местности над уровнем моря (считаются все высоты, расположенные в полосе по 25 *км* в обе стороны от линии пути) плюс 600 *м*.

Высота эшелонирования определяется барометрическим двустрелочным высотомером (рис. 211). Для определения заданной высоты эшелонирования и выдерживания ее в полете барометрическую шкалу высотомера, независимо от высоты аэродрома взлета и посадки относительно уровня моря, устанавливают на деление 760 *мм* рт. ст., затем набирают по высотомеру высоту заданного эшелона и удерживают на ней самолет.

§ 98. ПРИЧИНЫ ПОТЕРИ ОРИЕНТИРОВКИ

Ориентировка считается потерянной, когда летчик не знает местонахождения самолета, не находит на местности ожидаемых по его расчетам времени ориентиров, не может узнать на карте видимые под самолетом земные объекты и определить направление полета для его продолжения или следования на аэродром посадки.

Основными причинами потери ориентировки являются:

— вылет без необходимой навигационной подготовки или с неудовлетворительной подготовкой;

— плохое знание летчиком маршрута и района полетов;

— несоблюдение летчиком основных правил самолетовождения и намеченного плана; полет без систематического контроля пути и ведения ориентировки;

— плохое выдерживание режима полета: курса, скорости и высоты;

— неисправное состояние пилотажно-навигационных приборов;

— неправильное пользование приборами и картой;

— отсутствие у летчика навыков использования радиотехнических средств ЗОС;

— отсутствие у летчика выдержки и обдуманных действий при попадании в сложные метеорологические условия.

Установив, что ориентировка потеряна, летчик немедленно должен приступать к ее восстановлению.

Для этого он обязан:

— доложить по радио на КП о потере ориентировки, записать время;

— без паники и спешки обдумать создавшееся положение, определить оставшийся запас горючего и наметить план восстановления ориентировки;

— не прекращать движение по курсу до нахождения характерного ориентира; найдя ориентир, «привязаться» к нему, записать время входа в круг и курс подхода к этому ориентиру;

— набрать высоту 1000—2000 *м*, чтобы увеличить обозреваемое пространство;

— при потере ориентировки вблизи линии фронта или государственной границы немедленно взять курс, заведомо ведущий в глубь своей территории; с этим курсом идти до тех пор, пока не будет восстановлена ориентировка.

§ 99. СПОСОБЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ОРИЕНТИРОВКИ

Существует несколько способов восстановления потерянной ориентировки:

— поиск характерного ориентира хождением «по коробочке»;

— выход на линейный или большой площадной ориентир;

— определение места самолета прокладкой пути от последнего достоверно опознанного ориентира;

— выход на приводную радиостанцию;

— в темное время суток — выход на крупный световой ориентир.

Восстановление ориентировки хождением «по коробочке». После того как летчик обнаружит потерю ориентировки, не-

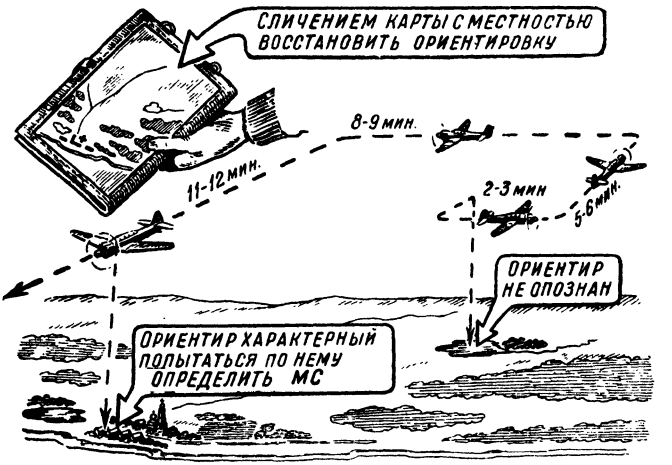


Рис. 212. Схема восстановления ориентировки способом хождения «по коробочке»

обходимо привязаться к какому-либо видимому ориентиру (рис. 212). Если данный ориентир не опознан на карте, для поисков более характерных ориентиров взять какой-либо курс, например 0°, с которым следовать 2—3 мин., затем курс изменить на 90° и идти с ним 5—6 мин. После этого опять изменить курс на 90° и взять его равным 180°, с которым следовать 8—9 мин. Так поступать до тех пор, пока не будет найден характерный ориентир, по которому можно восстановить ориентировку. При этом необходимо помнить, что уходить на большое расстояние от ориентира привязки нельзя: это может привести к окончательной дезориентации летчика.

Следует указать, что этот способ восстановления ориентировки в практике очень редко применяется.

Восстановление ориентировки выходом на линейный ориентир применяется в двух вариантах: выход на линейный ориентир, видимый с самолета, и выход на линейный ориентир, не видимый с самолета.

Лучшим способом является выход на линейный ориентир, видимый с самолета, так как он прост и надежен. При види-

мом линейном ориентире в районе потери ориентировки (шоссейной или железной дороги, реки) необходимо подвести к нему самолет, затем развернуть его в одну из сторон и следовать вдоль линейного ориентира до тех пор, пока не будет восстановлена ориентировка выходом на какой-либо крупный, хорошо опознаваемый ориентир.

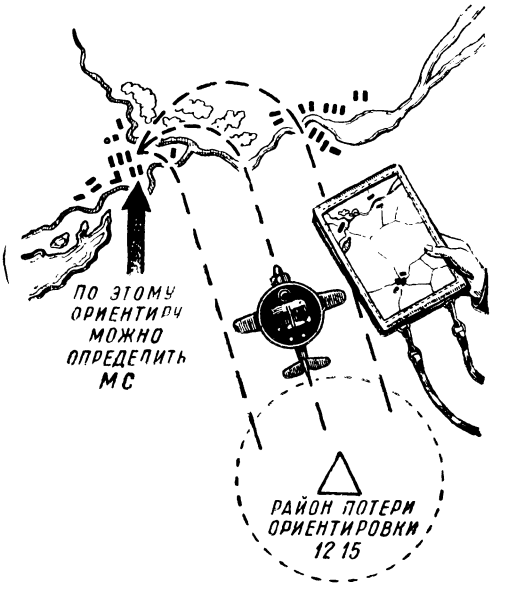


Рис. 213. Восстановление ориентировки выходом на линейный ориентир

Если линейный ориентир не виден с самолета, но, судя по карте, он находится недалеко от района потери ориентировки, то поступают следующим образом. Прежде всего район вероятного местонахождения самолета обводят окружностью (рис. 213). Выбирают линейный ориентир, который находится за пределами района вероятного местонахождения самолета.

Для выхода на линейный ориентир из района потери ориентировки надо брать курс, перпендикулярный к линейному ориентиру, чтобы исключить возможность пролета мимо линейного ориентира. При полете к ориентиру необходимо сличать карту с местностью, следить за временем полета и пытаться восстановить ориентировку.

Если до выхода на линейный ориентир ориентировка не была восстановлена, то следует продолжать полет вдоль линейного ориентира в сторону наиболее вероятного местонахождения крупных характерных ориентиров до восстановления ориентировки. Восстановление ориентировки способом выхо-

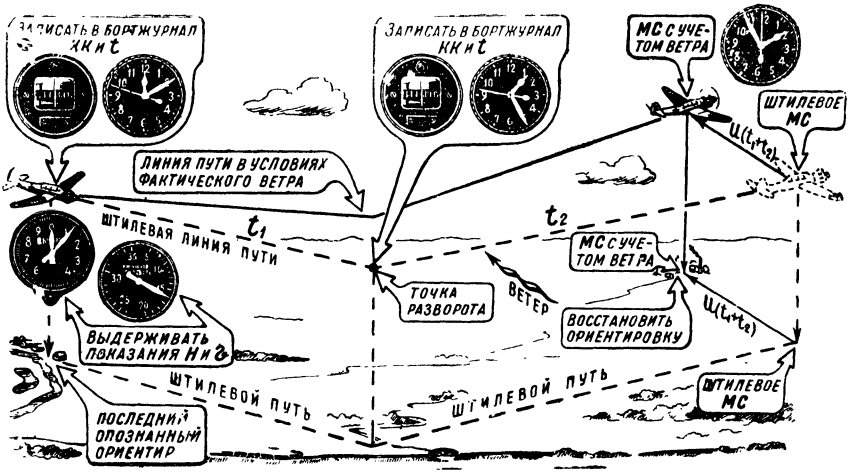


Рис. 214. Восстановление ориентировки способом штилевой прокладки

да на линейный ориентир считается основным, наиболее простым и надежным способом.

Восстановление ориентировки прокладкой пути. Этот способ состоит в том, что прокладывается на карте путь самолета от последней точки МС по записям в бортовом журнале или на карте летчика.

Линию пути прокладывают от последнего опознанного ориентира до момента потери ориентировки. Путь отдельных участков высчитывают по времени пролета этих участков и истинной воздушной скорости (считая скорость ветра, равной нулю).

При прокладке пути получают «Штилевую точку». Определяют величину вероятного смещения пути относительно «Штилевой точки» за время полета от контрольного ориентира до момента потери ориентировки путем откладывания вектора ветра в направлении, куда дует ветер. Конец отложенного вектора ветра от штилевой точки на карте определяет место самолета. Этот способ определения МС может быть выполнен при невидимости земли (рис. 214).

Сличая определенное прокладкой место самолета на карте с местностью, восстанавливают ориентировку.

Порядок работы летчика в прокладке пути на карте следующий;

1. Компасный курс отхода от последнего ориентира, записанный в боротовом журнале, перевести в истинный по формуле

$$ИК = КК(\pm\Delta M) + (\pm\Delta K)$$

и с точки последнего опознанного ориентира проложить на карте линию ИК.

2. Рассчитать истинную воздушную скорость по показанию указателя скорости и высотомера. Для этого необходимо воспользоваться следующей таблицей (для зимы или лета):

(Для зимы)

Высота	500	1000	2000
Увеличить $v_{испр}$	2.5	5	10

3. Рассчитать пройденный путь S_1 за время полета t_1 и глазомерно отложить его на карте от последнего опознанного ориентира по линии истинного курса.

С конца отложенного отрезка пути (точка поворота) отложить второй истинный курс и пройденный путь за время t_2.

4. Со штилевой точки МС отложить вектор ветра, длине которого должна быть равна $U_{до}(t_1+t_2+t_3$ и т. д.) (рис. 215).

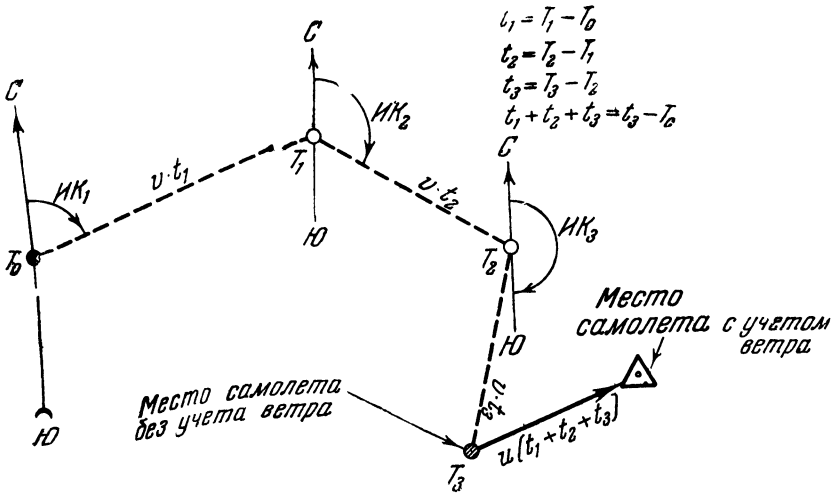


Рис. 215. Определение места самолета штилевой прокладкой пути

Выход из района потери ориентировки можно осуществить на приводную радиостанцию своего или запасного аэродрома по указателю курсового угла РПК, где работает в данное время приводная радиостанция и летчик знает ее данные (позывные и частоту). Наилучшим способом восстановления ориентировки является выход на приводную радиостанцию (ШВРС)

ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОПОЛУКОМПАСА В ПОЛЕТЕ

§ 100. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАДИОПОЛУКОМПАСА ДЛЯ ВЫХОДА НА ПРИВОДНУЮ ИЛИ ШИРОКОВЕЩАТЕЛЬНУЮ РАДИОСТАНЦИЮ

Прежде чем производить выход на избранную приводную или широковещательную радиостанцию с помощью курсоуказателя, необходимо произвести проверку и настройку РПК в следующем порядке. Включить вилки шлемофона «ТЛФ» и «ЛРГ» в соответствующие гнезда на щитке управления РПКО (рис. 216,*а*). Включить РПК и настроить его, для чего включить рацию (рис. 216,*б*).

Установить переключатель рода работ в положение «ММ» для более точной настройки на приводную радиостанцию или ШВРС (рис. 216,*в*).

Повернуть ручку регулятора громкости вправо до упора.

Поставить переключатель РПК в положение «РПК». Вращением ручки управления настройки установить на шкале заданную частоту приводной или широковещательной радиостанции (рис. 216,*г*).

Произвести точную настройку РПК, медленно вращая вправо — влево ручку управления настройки, добиваясь при этом максимальной громкости звука приводной радиостанции (рис. 216,*д*).

Установить переключатель рода работ в положение «МН», если радиостанция работает немодулированными колебаниями, и в положение «ММ», если радиостанция работает модулированными колебаниями. Убедиться на слух по позывным, что настройка произведена именно на свою радиостанцию.

Установить переключатель рода работ в положение «К». При этом стрелка указателя РПК покажет положение самолета относительно приводной радиостанции (рис. 216,*е*).

Когда радиостанция находится сзади самолета, показание стрелки будет иметь обратную картину.

В случаях близкого расположения приводной станции (сигнал чрезмерно сильный) точную настройку производить по индикатору настройки. Для этого следует установить переключатель рода работ в положение «К» и медленно вращать влево — вправо ручку настройки, добиваясь максимального отклонения стрелки индикатора настройки влево (рис. 216,*ж*).

§ 101. ПАССИВНЫЙ МЕТОД ПОЛЕТА НА РАДИОСТАНЦИЮ

Полет на радиостанцию по указателю РПК производится с расстояния 30—40 *км*. Он состоит в том, что летчик, управляя самолетом, удерживает стрелку указателя РПК в

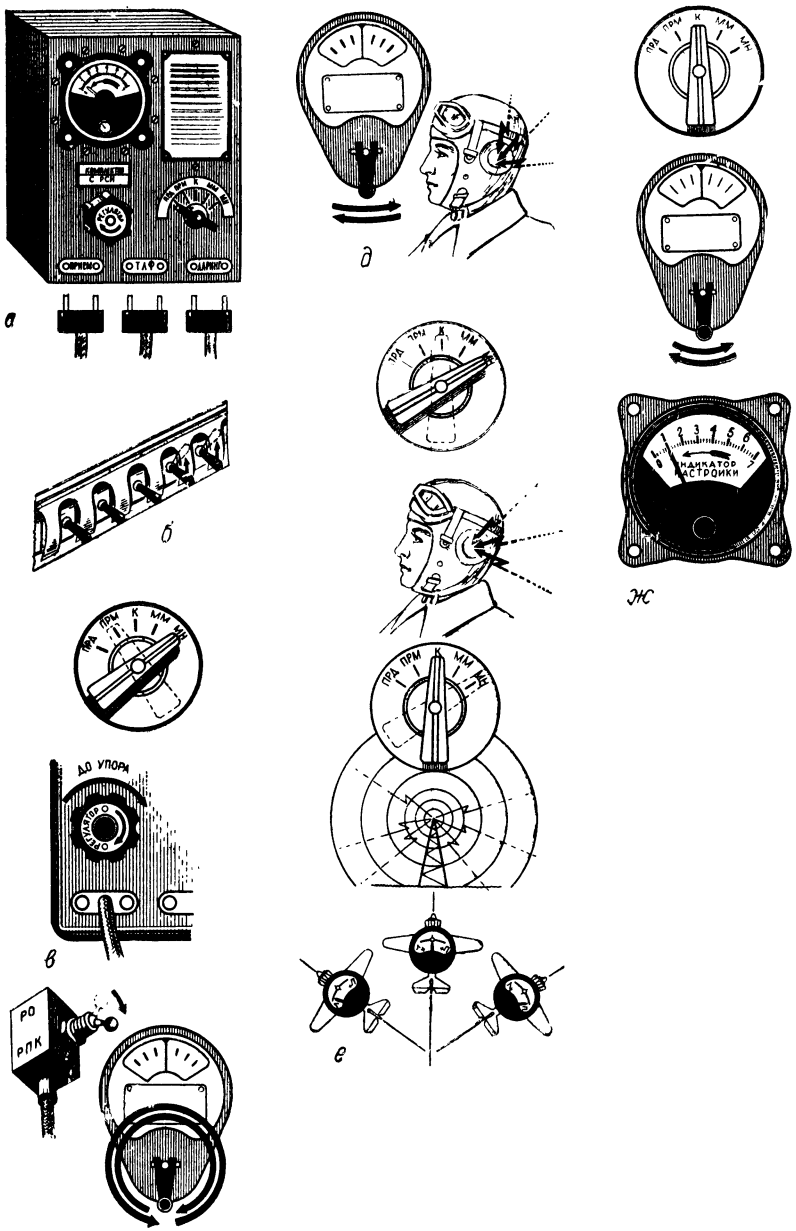


Рис. 216. Включение и настройка РПК

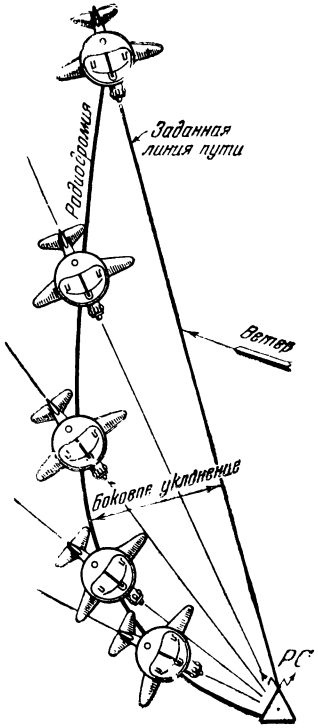


Рис. 217. Пассивный метод полета на радиостанцию

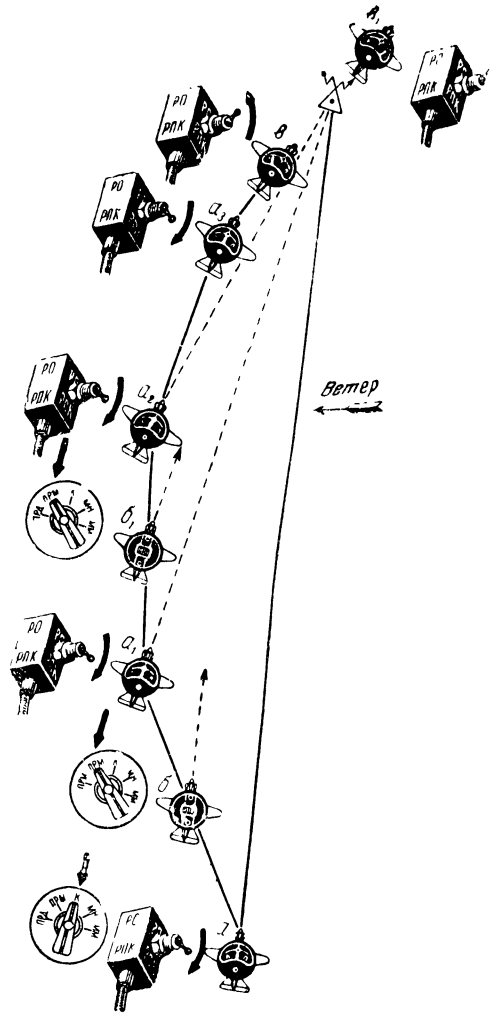


Рис. 218. Полет на радиостанцию курсовым способом

среднем положении (на нуле), чем обеспечивается сохранение направления полета на радиостанцию.

Путь самолета при пассивном полете изображается кривой, называемой радиодромией.

Ее форма зависит от величины отношения $\frac{U}{V}$ и угла ветра (рис. 217).

Удлинение пути и потеря времени из-за непрямолинейности полета незначительны, особенно на близких расстояниях. По мере уменьшения расстояния между самолетом и радиостанцией, на которую выводится самолет, будет изменяться

КК. Это объясняется тем, что ось самолета все время направлена на радиостанцию.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Введение 3

Раздел первый

ОСНОВЫ ТЕОРИИ И СРЕДСТВА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Глава первая

Краткие сведения из картографии 5
§ 1. Основные понятия о земном шаре 5
§ 2. Форма и размеры земли 7
§ 3. Условно принятые изображения на земном шаре . . . 8
§ 4. Географические координаты 9
§ 5. Направления на земной поверхности 11

Глава вторая

Полетные карты 14
§ 6. Общее понятие о картах 14
§ 7. Краткое описание карт, применяемых для самолетовождения 16
§ 8. Изображение рельефа местности на картах 18
§ 9. Масштаб карты 19
§ 10. Определение расстояния на карте 21
§ 11. Измерение путевых углов на картах 23
§ 12. Определение широты и долготы места 25
§ 13. Чтение полетных карт 27
§ 14. Понятие об ортодромии и локсодромии 29
§ 15. Номенклатура карт 35
§ 16. Определение направлений и расстояний на карте в полете 39

Глава третья

Курс самолета и компас 43
§ 17. Общие сведения о земном магнетизме 43
§ 18. Магнитное склонение 44
§ 19. Карта магнитного склонения 46
§ 20. Понятие о курсе самолета 48
§ 21. Понятие о девиации компаса 50
§ 22. Приборы, измеряющие навигационные величины . . . 54
§ 23. Назначение и принцип действия авиационного компаса 54
§ 24. Устройство компаса КИ-11 55
§ 25. Проверка магнитных компасов 58
§ 26. Установка компаса на самолете и предполетный осмотр 58
§ 27. Отсчет курса и установка самолета на заданный курс . 59

Глава четвертая

Высота полета и высотомер 62
§ 28. Давление атмосферы 62
§ 29. Изменение атмосферного давления по высотам . . . 63
§ 30. Температура и плотность атмосферы 63
§ 31. Классификация высот 64
§ 32. Принцип работы барометрического высотомера . . . 65
§ 33. Устройство двустрелочного высотомера 67
§ 34. Перевод стрелок высотомера и установка барометрического давления на высотомере 70
§ 35. Методические ошибки барометрических высотомеров . 71

§ 36. Навигационная счетная линейка 75
§ 37. Определение истинной и приборной высоты полета . 77
§ 38. Безопасная высота полета 79
§ 39. Осмотр высотомера перед полетом 80
§ 40. Бортовой термометр наружного воздуха 80

Глава пятая

Воздушная скорость и указатель воздушной скорости 81
§ 41. Воздушная скорость 81
§ 42. Назначение и принцип действия указателя воздушной скорости 82
§ 43. Устройство указателя воздушной скорости УВС-350 . 84
§ 44. Конструкция приемника воздушного давления 86
§ 45. Ошибки указателя воздушной скорости 87
§ 46. Аэродинамическая поправка 88
§ 47. Проверка приемника воздушного давления и указателя воздушной скорости 88
§ 48. Определение истинной и приборной воздушной скорости на НЛ-8 89
§ 49. Приближенный расчет воздушной скорости 90
§ 50. Осмотр указателя воздушной скорости перед полетом 91
§ 51. Самолетные часы 91

Глава шестая

Вариометр, указатель поворота и скольжения 93
§ 52. Вариометр 93
§ 53. Устройство вариометра типа ВР-10 94
§ 54. Указатель поворота и скольжения 97
§ 55. Устройство пневматического указателя поворота типа УП-10 98
§ 56. Назначение и принцип действия указателя скольжения 100
§ 57. Пользование прибором в полете 101

Глава седьмая

Влияние ветра на полет самолета 104
§ 58. Элементы полета в безветрие 104
§ 59. Элементы полета в плоскости ветра (с попутным ветром) 106
§ 60. Элементы полета в условиях встречного ветра 109
§ 61. Элементы полета с боковым ветром 110
§ 62. Изменение элементов навигационного треугольника скоростей 112
§ 63. Графическое определение навигационных элементов полета 115
§ 64. Назначение и устройство ветрочета 118
§ 65. Определение на ветрочете курса следования, угла сноса и путевой скорости 119
§ 66. Расчет угла сноса, путевой скорости и курса следования на навигационной линейке НЛ-8 и в уме 121
§ 67. Определение навигационных элементов полета в уме . 124

Глава восьмая

Визуальная ориентировка 127
§ 68. Общие понятия 127
§ 69. Ориентиры 127
§ 70. Главные признаки ориентиров 128
§ 71. Визуальная ориентировка днем в различных районах полета 131
§ 72. Особенности визуальной ориентировки ночью 133
§ 73. Правила ведения визуальной ориентировки в полете . 133
§ 74. Значение визуальной ориентировки в маршрутных полетах 140

Глава девятая

Исправление пути 141
§ 75. Боковое уклонение 141
§ 76. Измерение угла сноса в полете 146
§ 77. Измерение угла сноса по отметкам МС 146
§ 78. Уточнение угла сноса при полете с курсом, рассчитанным по шаропилотному ветру 147
§ 79. Измерение путевой скорости самолета по отметкам МС 149

Раздел второй

ПРАКТИКА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Глава десятая

Подготовка к полету 150
§ 80. Штурманское снаряжение летчика 150
§ 81. Подготовка к полету 150
§ 82. Расчет полета 153
§ 83. Дальность и продолжительность полета самолета Як-18 155
§ 84. Изучение маршрута и средств ЗОС 157
§ 85. Штурманский план полета 158
§ 86. Розыгрыш маршрутного полета 158
§ 87. Штурманская подготовка перед вылетом 160
§ 88. Контроль готовности летчика к выполнению полета по маршруту 164

Глава одиннадцатая

Выполнение маршрутного полета 166
§ 89. Взлет, набор высоты 166
§ 90. Выполнение маршрутного полета 166
§ 91. Выход на исходный пункт маршрута 166
§ 92. Выход на линию заданного пути 168
§ 93. Контроль и исправление пути 172
§ 94. Одновременный контроль пути по направлению и дальности 178
§ 95. Работа с картой и бортовым журналом в полете . . . 178
§ 96. Вывод самолетов на аэродром посадки 180

Глава двенадцатая

Безопасность полета 182
§ 97. Обеспечение безопасности полета 182
§ 98. Причины потери ориентировки 189
§ 99. Способы восстановления ориентировки 189

Глава тринадцатая

Применение радиополукомпаса в полете 194
§ 100. Использование радиополукомпаса для выхода на приводную или широковещательную радиостанцию . . . 194
§ 101. Пассивный метод полета на радиостанцию 194
§ 102. Полет на радиостанцию курсовым способом 197