

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«УЛЬЯНОВСКИЙ ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
ИМЕНИ ГЛАВНОГО МАРШАЛА АВИАЦИИ Б. П. БУГАЕВА»

ВОЗДУШНАЯ НАВИГАЦИЯ
И АЭРОНАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ

СБОРНИК ЗАДАЧ

Учебно-методическое пособие

Рекомендовано
редакционно-издательским советом института

Ульяновск 2023

УДК 629.7.05

ББК О571я7

В64

Воздушная навигация и аэронавигационное обеспечение полетов :
сборник задач : учебно-методическое пособие / составители : В. В. Попов,
К. Р. Захаров. – Ульяновск : УИ ГА, 2023. – 91 с.

В краткой форме рассмотрены вопросы, относящиеся к основам воздушной навигации, наиболее распространенные типы задач, решаемые в процессе подготовки к полету и при выполнении полета. Дан порядок решения задач, а также контрольные задачи по каждой из рассматриваемых тем. Для проверки правильности решения контрольных задач приведены ответы.

Разработано в соответствии с основными профессиональными образовательными программами по направлениям подготовки 25.05.05 Эксплуатация воздушных судов и организация воздушного движения, 25.03.03 Аэронавигация.

Рекомендовано обучающимся очной и заочной форм обучения специализации 25.05.05_01 Организация летной работы, профиля подготовки 25.03.03_01 Летная эксплуатация гражданских воздушных судов.

УДК 629.7.05

ББК О571я7

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список сокращений	4
1. Определение направления движения воздушного судна	6
2. Определение высоты и воздушной скорости полета	17
2.1. Расчет безопасных высот полета воздушного судна	23
2.2. Расчет элементов вертикального маневрирования	30
2.3. Определение воздушной скорости полета	41
3. Влияние ветра на полет воздушного судна	51
3.1. Определение ожидаемой путевой скорости и требуемого курса полета	54
3.2. Определение направления и скорости ветра	56
3.3. Эквивалентный ветер	59
4. Применение угломерных радионавигационных систем	62
4.1. Полет от радиостанции	63
4.2. Полет на радиостанцию	69
4.3. Определение места воздушного судна	74
5. Применение бортовых радиолокационных станций	77
6. Комплексные задачи	84
Ответы	88
Библиографический список	90

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

БРЛС	бортовая радиолокационная станция
БУ	боковое уклонение
ВС	воздушное судно
ВТ	воздушная трасса
ДП	дополнительная поправка
ЗИПУ	заданный истинный путевой угол
ЗМПУ	заданный магнитный путевой угол
ИК	истинный курс
ИПМ	исходный пункт маршрута
ИПС	истинный пеленг самолета
КК	компасный курс
КПМ	конечный пункт маршрута
КТА	контрольная точка аэродрома
КУВ	курсовой угол ветра
КУГ	курсовой угол грозы
КУО	курсовой угол ориентира
КУР	курсовой угол радиостанции
КУС	комбинированный указатель скорости
ЛБУ	линейное боковое уклонение
ЛЗП	линия заданного пути
ЛФП	линия фактического пути
МБВ	минимальная безопасная высота
МВЛ	местная воздушная линия
МК	магнитный курс
МПР	магнитный пеленг радиостанции
МПС	магнитный пеленг самолета
МС	место самолета
НВ	навигационный ветер
НЛ	навигационная линейка
НПП ГА	Наставление по производству полетов в гражданской авиации
НТС	навигационный треугольник скоростей
ПВД	приемник воздушного давления
ПВП	правила визуальных полетов

ПК	поправка в курс
ППМ	промежуточный пункт маршрута
ППП	правила полетов по приборам
ПР	пеленг радиостанции
ПС	пеленг самолета
ПУ	путевой угол
РЛЭ	руководство по летной эксплуатации
РНТ	радионавигационная точка
ТНВ	термометр наружного воздуха
УС	угол сноса
ФИПУ	фактический истинный путевой угол
ФМПУ	фактический магнитный путевой угол
ФАП	Федеральные авиационные правила
α – УС	угол сноса
β_m – ЗМПУ	заданный магнитный путевой угол
γ_m – МК	магнитный курс
ψ – КУВ	курсовой угол ветра
ε – УВ	угол ветра

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Любое движение – относительно. Его скорость и направление зависят от системы отсчета. Относительно воздушной среды ВС движется с истинной воздушной скоростью. У самолетов она направлена почти точно по продольной оси ВС. Поэтому, если мы будем рассматривать движение относительно воздушной среды, то угловая величина, характеризующая направление перемещения, будет представлять собой курс воздушного судна.

Курс – это угол в горизонтальной плоскости между направлением, принятым за начало отсчета в точке местонахождения воздушного судна, и проекцией на эту плоскость продольной оси воздушного судна.

Отсчитывается по ходу часовой стрелки в диапазоне от 0 до 360° от принятого начала отсчета. За начало отсчета курсов может быть принято северное направление истинного, магнитного, компасного или опорного меридианов.

Истинный меридиан представляет собой часть большого круга, заключенного между полюсами Земли и проходящего через данную точку земной поверхности. В любой точке, кроме полюсов, меридиан имеет северное и южное направления.

Направлением **магнитного меридиана** называют направление горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли в данной точке.

Направлением **опорного меридиана** – это любое условное направление в горизонтальной плоскости, принятое за начало отсчета и жестко связанное с нулевой осью шкалы курсов идеального курсового гироскопа. Земной меридиан какой-либо точки маршрута (истинный или магнитный), совпадающий с этим направлением, также называют опорным меридианом.

В зависимости от выбранной системы отсчета получили название и применяемые курсы: истинный, магнитный и ортодромический соответственно (рис. 1).

При измерении магнитного курса на ВС чувствительный элемент магнитного компаса, кроме земного магнетизма, подвергается влиянию магнитных сил и источников постоянного электрического поля ВС. Поэтому измеренный курс, называемый компасным курсом, не совпадает с магнитным курсом. Условно считают, что компасный курс отсчитывается от некоторого другого направления, называемого **компасным меридианом**.

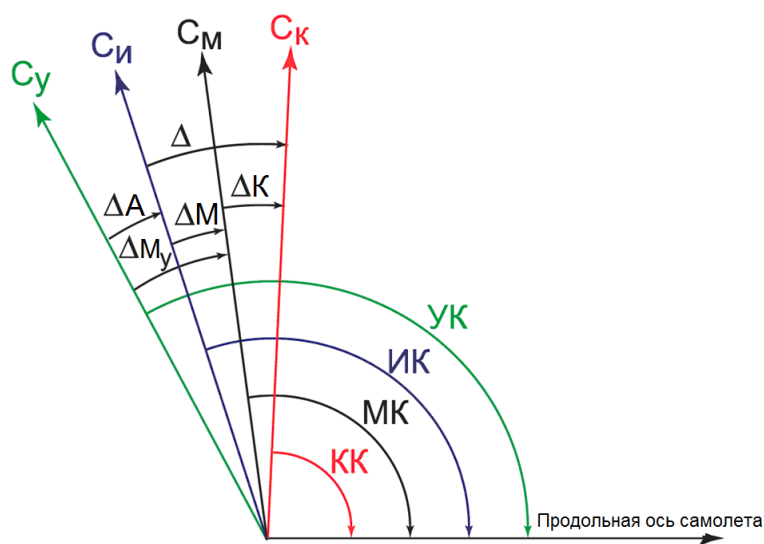


Рис. 1. Условный (УК), истинный (ИК), магнитный (МК) и компасный (КК) курсы ВС

Все перечисленные начальные направления отсчета курсов, как правило, не совпадают друг с другом. Их взаимное положение определяется с помощью определенных угловых поправок.

Угол, заключенный между северным направлением истинного и магнитного меридианов, называется **магнитным склонением ΔM** . Отсчитывается от северного направления истинного меридиана до северного направления магнитного меридиана (к востоку со знаком «+», а к западу «-»), т. е., если истинный меридиан расположен левее (западнее) магнитного, то магнитное склонение положительно и наоборот, если магнитный меридиан расположен левее (западнее) истинного, то магнитное склонение отрицательно).

Угол, заключенный между северным направлением магнитного и компасного меридианов, называется **девиацией ΔK** . Отсчитывается от северного направления магнитного меридиана до северного направления компасного меридиана (к востоку со знаком «+», а к западу «-»).

Угол, заключенный между северным направлением истинного и компасного меридианов, называется **вариацией Δ** . Отсчитывается от северного направления истинного до северного направления компасного меридиана. Вариация равна сумме магнитного склонения и девиации $\Delta = \Delta M + \Delta K$.

Угол, заключенный между северными направлениями опорного и истинного меридианов, называется **азимутальной поправкой ΔA** .

Угол, заключенный между северным направлением опорного и магнитного меридианов, называется **условным магнитным склонением ΔM_y** .

Основным принципом использования курсовых приборов является их комплексное применение, что требует перехода от одной системы измерения курса к другой. Чтобы избежать ошибок при таком переходе, следует использовать правило учета поправок. Оно основано на том, что, как правило, пилот снимает показания с прибора, а потом последовательно вводит различные поправки, получая все более правильное (истинное) значение.

Правило учета поправок в навигации: *при переходе от приборных значений к истинным все поправки прибавляются (учитываются со своим знаком), а при переходе от истинных значений к приборным все поправки вычитаются (с учетом их знаков).*

Это правило применимо не только к курсам, но и к путевым углам, пеленгам, высотам, скоростям и т. п.

Знание и правильное использование этого правила заменяет запоминание десятков формул. На примере курсов оно показано в виде мнемонической схемы (рис. 2). В левой части схемы – приборные величины, а при перемещении вправо они становятся все более истинными.

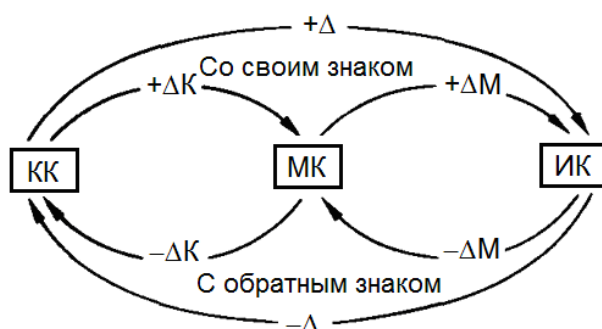


Рис. 2. Правило перевода курсов

С помощью этой схемы можно получить любые формулы, например:

$$ИК = МК + \Delta М;$$

$$МК = ИК - \Delta М;$$

$$ИК = КК + \Delta = КК + \Delta М + \Delta К;$$

$$КК = ИК - \Delta = ИК - \Delta М - \Delta К;$$

$$МК = КК + \Delta К;$$

$$КК = МК - \Delta К;$$

$$\Delta К = МК - КК;$$

$$\Delta М = ИК - МК;$$

$$\Delta = ИК - КК.$$

Настоятельно рекомендуется использовать именно правило учета поправок, а не запоминать формулы или пытаться вывести формулы с помощью рисунка с изображением меридианов. Это обычно приводит к ошибкам.

Пример 1. $КК = 003^\circ$; $\Delta К = -3^\circ$; $\Delta М = 9^\circ$. Определить МК, ИК и Δ .

Решение. Поскольку переход осуществляется в направлении более истинных величин, поправки прибавляются (с учетом их знака).

$$МК = КК + \Delta К = 003 + (-3) = 360^\circ;$$

$$ИК = КК + \Delta М + \Delta К = 003 + 9 + (-3) = 009^\circ;$$

$$\Delta = \Delta М + \Delta К = 9 + (-3) = 6^\circ.$$

Пример 2. $МК = 184^\circ$; $\Delta К = +4^\circ$; $\Delta = -10^\circ$. Определить КК, ИК и $\Delta М$.

Решение. Компасный курс более приборный, чем магнитный, поэтому девиация вычитается:

$$КК = МК - \Delta К = 184 - 4 = 180^\circ.$$

Истинный курс более истинный, чем компасный, поэтому вариация, которая служит для перехода от компасного курса к истинному, прибавляется.

$$ИК = КК + \Delta = 180 + (-10) = 170^\circ;$$

$$\Delta М = \Delta - \Delta К = -10 - 4 = -14^\circ.$$

Задачи

1.1. $КК = 015^\circ$; $\Delta К = +7^\circ$. Определить МК.

1.2. $КК = 130^\circ$; $\Delta К = +4^\circ$; $\Delta М = -10^\circ$. Определить МК, ИК, Δ .

1.3. $КК = 355^\circ$; $\Delta К = +6^\circ$; $\Delta = +10^\circ$. Определить МК, ИК, $\Delta М$.

1.4. $МК = 003^\circ$; $\Delta К = -5^\circ$; $\Delta М = +12^\circ$. Определить КК, ИК, Δ .

1.5. $МК = 188^\circ$; $\Delta М = +8^\circ$. Определить ИК.

1.6. $МК = 351^\circ$; $\Delta К = -5^\circ$; $\Delta = -15^\circ$. Определить КК, ИК.

1.7. $МК = 090^\circ$; $\Delta К = +7^\circ$. Определить КК.

1.8. $МК = 328^\circ$; $\Delta К = +6^\circ$; $\Delta М = +15^\circ$. Определить КК, ИК, Δ .

1.9. $КК = 045^\circ$; $\Delta К = +5^\circ$; $\Delta = -7^\circ$. Определить МК, ИК, $\Delta М$.

1.10. $ИК = 288^\circ$; $\Delta М = +15^\circ$. Определить МК.

1.11. $ИК = 105^\circ$; $\Delta К = -6^\circ$; $\Delta М = +10^\circ$. Определить КК, МК, Δ .

1.12. $ИК = 121^\circ$; $\Delta К = +4^\circ$; $\Delta М = +15^\circ$. Определить КК, МК, Δ .

1.13. ИК = 197°; ΔК = +5°; Δ = 0°. Определить КК, МК, ΔМ.

1.14. ИК = 299°; ΔК = +7°; ΔМ = -20°. Определить КК, МК, Δ.

1.15. МК = 359°; ΔК = +3°; ΔМ = +5°. Определить КК, ИК, Δ.

Другим основным направлением, необходимым для навигации, является направление линии пути, выражаемое в градусах путевого угла.

Линия пути – это проекция траектории полета воздушного судна на поверхность земли. Она может быть заданной и фактической.

Проекция фактической траектории полета на земную поверхность является **линией фактического пути**, а проекция заданной траектории полета – **линией заданного пути**.

Фактический (заданный) путевой угол – угол, заключенный между северным направлением меридиана, принятого за начало отсчета, и линией фактического (заданного) пути.

Вектор путевой скорости, характеризующий перемещение места самолета по земной поверхности, всегда направлен по касательной к ЛФП в данной точке. Поэтому фактический путевой угол можно определить и как угол между северным направлением меридиана и направлением вектора путевой скорости. Соответственно заданный путевой угол характеризует, куда должен быть направлен вектор путевой скорости, а фактический путевой угол – куда этот вектор направлен на самом деле в данный момент.

Путевые углы отсчитываются от направлений, принятых за начало отсчета, так же, как и курсы.

Для определения фактического путевого угла в полете необходимо знать курс воздушного судна и фактический угол сноса на данном курсе:

$$\text{ФМПУ} = \text{МК} + \text{УС};$$

$$\text{ФИПУ} = \text{ИК} + \text{УС};$$

$$\text{ФМПУ} = \text{ФИПУ} - \Delta\text{М}.$$

Не следует забывать, что УС имеет собственный знак (при сносе вправо – плюс, при сносе влево – минус). Угол сноса может быть измерен бортовым оборудованием (например, ДИСС, РЛС, ИНС, СНС), рассчитан по известному ветру или определен на контрольном этапе.

ВАЖНО! В авиации все отклонения, сносы и т. д. вправо – со знаком «+», влево – со знаком «-».

Из приведенных формул, которые справедливы во всех случаях, следует, что

$$MK = \Phi M \Pi Y - YC.$$

Поскольку для полета по ЛЗП фактический путевой угол должен быть равен заданному ($\Phi M \Pi Y = Z M \Pi Y$), можно определить, какой именно курс необходимо выдерживать, чтобы выполнялось это условие.

Для этого в данную формулу можно подставить $Z M \Pi Y$ (вместо $\Phi M \Pi Y$) и расчетное (предполагаемое) значение угла сноса:

$$MK_p = Z M \Pi Y - YC_p.$$

Не следует забывать, что эта формула справедлива не для определения курса вообще (курс всегда можно определить по компасу), а только для расчета курса, обеспечивающего следование по ЛЗП.

Боковым уклонением называют угол между ЛЗП и направлением на ВС из начального ППМ участка маршрута. Это угловая величина. Считается, что она имеет знак плюс при уклонении ВС вправо от ЛЗП и минус – при уклонении влево (рис. 3).

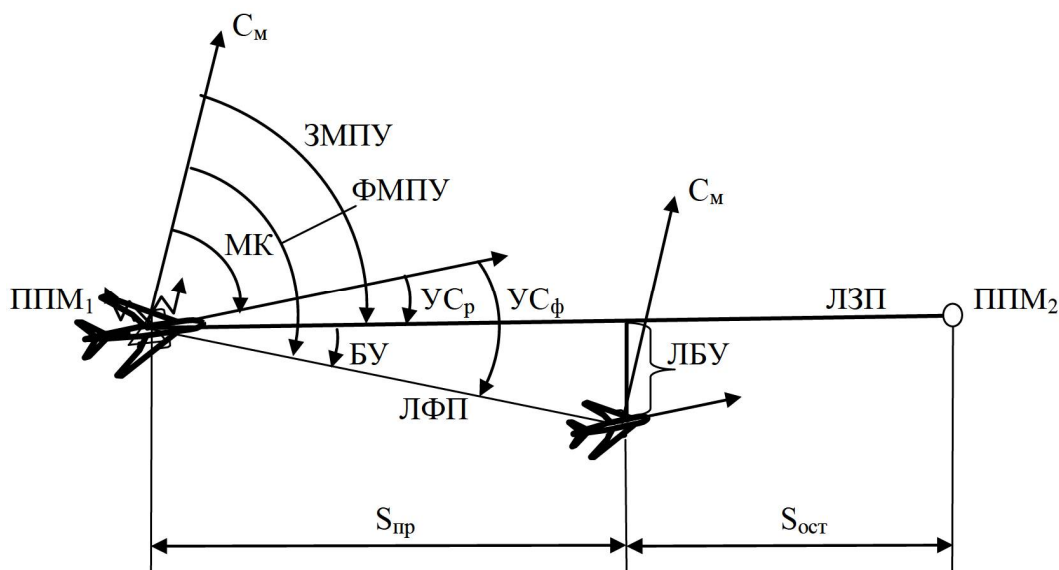


Рис. 3. Контроль пути по направлению

Если ВС достаточно точно прошло начальный ППМ участка маршрута и следовало с постоянным курсом (по прямой), то линия, соединяющая начальный ППМ с текущим МС, и будет представлять собой ЛФП. Поскольку направление ЛФП характеризует $\Phi M \Pi Y$, а направление ЛЗП – $Z M \Pi Y$, то в этом частном случае разность между ними и будет являться БУ:

$$БУ = \Phi M \Pi Y - Z M \Pi Y.$$

Если ВС следовало с курсом МК, рассчитанным с помощью расчетного угла сноса $УС_p$, но, тем не менее, уклонилось от ЛЗП, то очевидно, что расчетный угол сноса был не точен, а погрешность его определения это и есть БУ. Отсюда следует, что фактический угол сноса может быть определен по зависимости

$$УС_ф = УС_p + БУ.$$

Не следует забывать, что каждая из входящих в формулу величин имеет свой знак, который должен учитываться при расчете.

Линейным боковым уклонением называется расстояние ВС от ЛЗП. Это линейная величина, т. е. измеряется в километрах. Знак у нее такой же, как и у БУ: при уклонении ВС вправо – плюс, влево – минус. Значение ЛБУ может быть определено по РТС, визуальным или расчетным путем.

Пройденное расстояние $S_{пр}$, БУ и ЛБУ являются элементами прямоугольного треугольника (см. рис. 3), одной из вершин которого является начальный ППМ₁, и поэтому связаны между собой следующими соотношениями:

$$ЛБУ = S_{пр} \operatorname{tg} БУ.$$

Эта зависимость может быть реализована с помощью НЛ с использованием следующего алгоритма (рис. 4):

$$БУ = \operatorname{arctg} \frac{ЛБУ}{S_{пр}}.$$

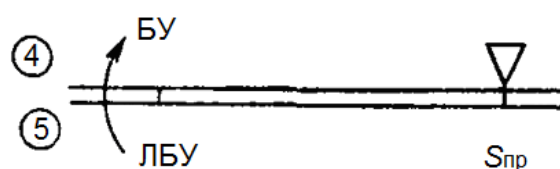


Рис. 4. Алгоритм расчета линейного бокового уклонения

При небольших значениях ЛБУ боковое уклонение в радианах равно

$$БУ = \frac{ЛБУ}{S_{пр}}$$

или в градусах

$$БУ = 57,3 \frac{ЛБУ}{S_{пр}} \approx 60 \frac{ЛБУ}{S_{пр}},$$

и, наоборот, если известно БУ и пройденное расстояние, то

$$ЛБУ \approx \frac{БУ \cdot S_{пр}}{60}.$$

Эта формула может использоваться для расчетов в уме, особенно, если ее сформулировать в виде мнемонического правила.

ВАЖНО! На расстоянии (удалении) 60 км каждый градус углового уклонения дает линейное уклонение величиной в 1 км.

Применяется это правило на основе следующих простых соображений.

Если удаление примерно 60 км, а градусов не один, а, например, три, то и ЛБУ будет в три раза больше, чем 1 км, т. е. 3 км. Если же угловое уклонение 1° , но расстояние, например, в два раза больше, чем 60 км (т. е. 120 км), то и ЛБУ этот градус будет давать в два раза больше.

Пример 3. $БУ = 4^\circ$, $S_{пр} = 150$ км. Определить ЛБУ.

Решение. Расстояние примерно в 2,5 раза больше, чем 60 км, и градусов не один, а четыре. Соответственно $ЛБУ = 2,5 \cdot 4 = 10$ км.

Угол между ЛЗП и направлением от ВС на конечный ППМ₂ участка называется дополнительной поправкой (рис. 5).

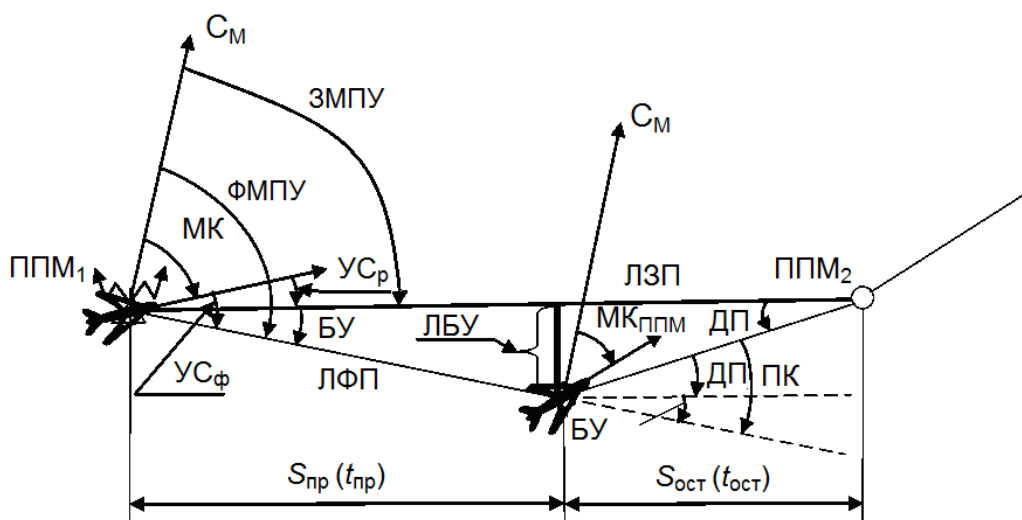


Рис. 5. Контроль пути по направлению с выходом в ППМ

Оставшееся расстояние $S_{ост}$, ДП и ЛБУ являются элементами прямоугольного треугольника (см. рис. 5), вершиной которого является конечный ППМ₂, и поэтому связаны между собой соотношениями, аналогичными уже рассмотренным:

$$ЛБУ = S_{ост} \operatorname{tg} ДП;$$

$$ДП = \operatorname{arctg} \frac{ЛБУ}{S_{ост}};$$

$$\text{ДП} \approx 60 \frac{\text{ЛБУ}}{S_{\text{ост}}};$$

$$\text{ЛБУ} \approx \frac{\text{ДП} \cdot S_{\text{ост}}}{60}.$$

При расчете по этой формуле также можно пользоваться мнемоническим правилом (на удалении 60 км одному градусу соответствует один километр).

Зная оставшееся расстояние и ЛБУ, можно определить ДП, или, наоборот, зная ДП и оставшееся расстояние, можно узнать ЛБУ.

Таким образом, ЛБУ можно определить с помощью БУ либо с помощью ДП:

$$\text{ЛБУ} \approx \frac{\text{БУ} \cdot S_{\text{пр}}}{60} \text{ или } \text{ЛБУ} \approx \frac{\text{ДП} \cdot S_{\text{ост}}}{60}.$$

Приравняв правые части этих выражений и поделив обе части полученного равенства на произведение $S_{\text{пр}}S_{\text{ост}}$, можно получить пропорцию

$$\frac{\text{ДП}}{S_{\text{пр}}} = \frac{\text{БУ}}{S_{\text{ост}}}.$$

А поскольку пройденное и оставшееся расстояния пропорциональны пройденному и оставшемуся времени полета, то

$$\frac{\text{ДП}}{t_{\text{пр}}} = \frac{\text{БУ}}{t_{\text{ост}}}.$$

Из этих пропорций можно получить любые нужные формулы, например:

$$\text{ДП} = \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{ост}}} \cdot \text{БУ} \text{ или } \text{ДП} = \frac{t_{\text{пр}}}{t_{\text{ост}}} \cdot \text{БУ}.$$

В том случае, если уклонение ВС от ЛЗП или расстояние до ППМ невелико, можно рассчитать курс ($\text{МК}_{\text{ППМ}}$), при взятии которого ВС выйдет в конечный ППМ участка. Для этого нужно определить поправку в курс, с которым следовало ВС:

$$\text{ПК} = \text{БУ} + \text{ДП}.$$

Первое слагаемое в этой формуле как бы устраняет погрешность в курсе, с которым следовало ВС и уклонилось от ЛЗП. Если взять поправку в курс, равную только БУ, то ВС больше уклоняться не будет и, поскольку оно уже уклонилось, будет следовать параллельно ЛЗП. А для выхода в ППМ нужно развернуть ВС еще дополнительно на величину ДП (см. рис. 5), что и учитывает второе слагаемое формулы. Отсюда и произошло название «дополнительная поправка».

Пример 4. МК = 144°; УС = -5°; ΔМ = +15°. Определить ФИПУ.

Решение. 1. Определяем значение ИК по правилу учета поправок:

$$\text{ИК} = \text{МК} + \Delta\text{М} = 144 + 15 = 159^\circ.$$

2. Находим ФИПУ:

$$\text{ФИПУ} = \text{ИК} + \text{УС} = 159 + (-5) = 154^\circ.$$

Пример 5. ВС точно прошло ППМ и следовало с постоянным МК = 135°.

Определить БУ, если ЗМПУ = 145°; УС_ф = +5°.

Решение. 1. Находим значение ФМПУ:

$$\text{ФМПУ} = \text{МК} + \text{УС}_\phi = 135 + 5 = 140^\circ.$$

2. Рассчитываем значение БУ:

$$\text{БУ} = \text{ФМПУ} - \text{ЗМПУ} = 140 - 145 = -5^\circ.$$

Пример 6. ВС точно прошло ППМ и следовало с постоянным МК = 354°.

ЗМПУ = 360°; S_{пр} = 90 км; ЛБУ = -6 км. Определить ФМПУ.

Решение. 1. Рассчитываем величину БУ по формуле

$$\text{БУ} = 60 \cdot \frac{\text{ЛБУ}}{S_{\text{пр}}} = 60 \cdot \frac{(-6)}{90} = -4^\circ.$$

Можно воспользоваться и мнемоническим правилом. Если бы расстояние было 60 км, то 6 км ЛБУ дали бы БУ, равное 6°. Поскольку расстояние немного больше (90 км), то этому же ЛБУ соответствует несколько меньший угол (4°). Знак минус следует из того, что ВС уклонилось влево.

2. Находим расчетное значение угла сноса:

$$\text{УС}_p = \text{ЗМПУ} - \text{МК} = 360 - 354 = +6^\circ.$$

Его можно определить и без формулы, на основе следующих простых рассуждений. Выполнять полет необходимо в направлении 360°, но пилот выдерживал курс 354°, т. е. отвернул продольную ось ВС на 6° влево, чтобы компенсировать влияние ветра. Следовательно, он считал, что ВС будет сносить на 6° вправо, т. е. расчетный угол сноса +6°.

3. Находим значение фактического угла сноса:

$$\text{УС}_\phi = \text{УС}_p + \text{БУ} = (+6) + (-4) = +2^\circ.$$

4. Рассчитываем величину ФМПУ:

$$\text{ФМПУ} = \text{МК} + \text{УС}_\phi = 354 + (+2) = 356^\circ.$$

Задачи

1.16. Воздушное судно следует по участку маршрута, выдерживая $МК = 270^\circ$. $УС_\phi = +8^\circ$. Магнитное склонение в данном районе равно -9° . Определить значение ФИПУ.

1.17. Воздушное судно следует по участку маршрута, выдерживая $МК = 030^\circ$. Проложив на карте линию пути, экипаж получил значение $ФИПУ = 022^\circ$. Определить $УС_\phi$, если $\Delta M = -15^\circ$.

1.18. Воздушное судно следует по участку маршрута, выдерживая $МК = 096^\circ$. Угол сноса был измерен с помощью РТС $УС_\phi = +6^\circ$. Найти значение ФМПУ и величину бокового уклонения, если $ЗМПУ = 106^\circ$.

1.19. Полет воздушного судна выполняется по участку воздушной трассы с $ЗМПУ = 045^\circ$. Экипаж выдерживал курс $МК = 048^\circ$. После прохождения контрольного этапа $S_{пр} = 60$ км ЛБУ составило 6 км. Определить $УС_\phi$ и ФМПУ.

1.20. $ЗМПУ$ участка маршрута составляет 128° . Пройдя половину участка с $МК = 120^\circ$, экипаж определил $ФМПУ = 117^\circ$. Найти значение магнитного курса выхода в ППМ.

1.21. Экипаж определил $ФИПУ = 118^\circ$. Определить величину бокового уклонения, если $ЗМПУ$ участка маршрута равен 113° , магнитное склонение в данном районе равно $+5^\circ$, а экипаж выдерживал $МК = 115^\circ$.

1.22. Воздушное судно следует по участку маршрута, выдерживая $МК = 048^\circ$. В полете получено значение $ФИПУ = 060^\circ$. Определить величину угла сноса, если $\Delta M = +6^\circ$.

1.23. Выполняя полет по участку маршрута с $ЗМПУ = 102^\circ$, экипаж выдерживал $МК = 095^\circ$. На контрольном этапе длиной 90 км ВС уклонилось от оси воздушной трассы влево на 6 км. Определить фактический угол сноса на данном участке маршрута полета.

1.24. При выполнении полета по участку маршрута с $ЗМПУ = 227^\circ$ экипаж выдерживал $МК = 224^\circ$. Определить значение угла сноса, если к концу контрольного этапа $S = 60$ км величина ЛБУ = 6 км.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЫСОТЫ И ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Высота полета – общий термин, означающий расстояние по вертикали от определенного уровня до воздушного судна.

В зависимости от того, какой уровень принимается за начало отсчета, различают истинную, абсолютную, относительную высоту, высоту рельефа, эшелон полета, эшелон перехода, высоту перехода, переходный слой.

Истинная высота ($H_{ист}$) измеряется от уровня той точки на земной поверхности (рельефа местности), над которой в данный момент находится ВС. Этот вид высоты в наибольшей степени соответствует слову «высота» в обычном использовании. Если ВС находится на земле, то его истинная высота равна нулю.

Абсолютная высота ($H_{абс}$) измеряется от среднего уровня моря. Под средним уровнем моря в навигации понимается поверхность квазигеоида. Если речь идет о высоте точки местности, то вместо термина «абсолютная высота» часто используется термин «превышение» (Elevation). Например, превышение аэродрома – это абсолютная высота аэродрома, т. е. его высота над средним уровнем моря. Применительно к ВС термин «превышение» не используется.

Относительная высота ($H_{отн}$) измеряется от любого выбранного в качестве начала отсчета уровня. В большинстве случаев под относительной высотой полета ВС понимается высота над уровнем аэродрома.

Высота рельефа ($H_{рел}$) – абсолютная высота рельефа местности.

Эшелон полета – установленная поверхность постоянного атмосферного давления, отнесенная к давлению (QNE) 1013,2 гПа (760,0 мм рт. ст.) и отстоящая от других таких поверхностей на величину установленных интервалов.

Эшелон перехода – установленный эшелон полета для перевода шкалы давления барометрического высотомера со стандартного давления на давление аэродрома (QFE) или атмосферное давление, приведенное к уровню моря (QNH). Эшелон перехода устанавливается не ниже нижнего (безопасного) эшелона и, как правило, соответствует ему.

Высота перехода – высота, установленная для перевода шкалы давления барометрического высотомера на стандартное давление при наборе эшелона полета. Высота перехода может быть абсолютной (Transition Altitude) или относительной (Transition Height).

Переходный слой (Transition Layer) – воздушное пространство между высотой перехода и эшелонем перехода. Горизонтальные полеты в переходном слое запрещены.

В воздушной навигации для контроля высоты полета с помощью барометрических высотомеров используются следующие уровни изобарических поверхностей: QNE, QNH, QFE, QNH_{района}.

QNE – уровень стандартного давления 1013,2 гПа, или 29,92 дюймов рт. ст., или 760 мм рт. ст. Этот уровень используется для контроля высоты при полете по маршруту на заданном эшелоне (FL). Установив стандартное давление на высотомере, можно определить высоту от условного уровня, который может находиться как над уровнем моря, так и под ним (в зависимости от типа барической системы в данной точке и в данный период времени).

QNH – уровень давления, полученный в результате установки на барометрическом высотомере абсолютной высоты над средним уровнем моря. Высота относительно этого уровня называется Altitude. По давлению QNH можно контролировать высоту полета ниже эшелона перехода при маневрировании ВС в районе аэродрома для захода на посадку, а также после взлета до пересечения абсолютной высоты перехода.

QFE – уровень давления аэродрома (или порога ВПП). Высота относительно этого уровня называется Height. По давлению QFE можно контролировать высоту полета ниже эшелона перехода при маневрировании ВС в районе аэродрома для захода на посадку, а также после взлета до пересечения относительной высоты перехода.

QNH_{района} – атмосферное давление, минимальное из приведенных к среднему уровню моря по стандартной атмосфере фактических давлений в пределах района полетной информации или его части.

Установка барометрического высотомера

При выполнении полетов на шкалах давления барометрических высотомеров устанавливаются:

- стандартное атмосферное давление (далее – QNE) – 760 мм рт. ст.;
- давление аэродрома (далее – QFE);
- давление аэродрома, приведенное к среднему уровню моря по стандартной атмосфере (далее – QNH аэродрома);

– минимальное из приведенных к среднему уровню моря по стандартной атмосфере давлений в пределах района ЕС ОрВД (установленного участка района ЕС ОрВД) (далее – QNH района).

Давление аэродрома, передаваемое экипажу воздушного судна, может относиться либо к уровню контрольной точки аэродрома, либо к уровню рабочего порога ВПП.

Перед взлетом с контролируемого аэродрома на шкалах давлений барометрических высотомеров устанавливается QFE или QNH аэродрома и проверяются показания всех высотомеров путем сравнения с отметкой «0» на высотомере при установке QFE или превышением места взлета при установке QNH аэродрома.

После взлета с контролируемого аэродрома перевод шкал давления барометрических высотомеров с QFE или QNH аэродрома членом летного экипажа воздушного судна, установленным РЛЭ, производится:

– на стандартное атмосферное давление (QNE) – при пресечении высоты перехода;

– на QNH района – по указанию органа ОВД.

Перед заходом на посадку на контролируемый аэродром перевод шкал давления барометрических высотомеров на QFE или QNH аэродрома членом летного экипажа воздушного судна, установленным РЛЭ, производится:

– со стандартного атмосферного давления – при пересечении эшелона перехода;

– с QNH района – по указанию органа ОВД.

Полеты воздушных судов в слое между высотой перехода и эшелонном переходе в режиме горизонтального полета запрещаются.

На аэродроме, не являющимся контролируемым (далее – неконтролируемый аэродром), взлет производится по QNH аэродрома, а посадка – по QNH аэродрома или района. При отсутствии информации о QNH перед взлетом высотомер устанавливается на превышение аэродрома над уровнем моря.

При выполнении полета воздушного судна за пределами района аэродрома перевод шкал давления барометрических высотомеров членом летного экипажа воздушного судна, установленным РЛЭ, производится:

– при пересечении высоты перехода района в наборе высоты – с давления QNH района на стандартное атмосферное давление (QNE);

– при пересечении эшелона перехода района в снижении – со стандартного атмосферного давления (QNE) на давление QNH района.

На аэродромах, расположенных в горной местности, при давлении на аэродроме (QFE) меньше предельного значения, которое может быть установлено экипажем воздушного судна на шкале давления барометрического высотомера, полеты производятся по давлению QNH (рис. 6).

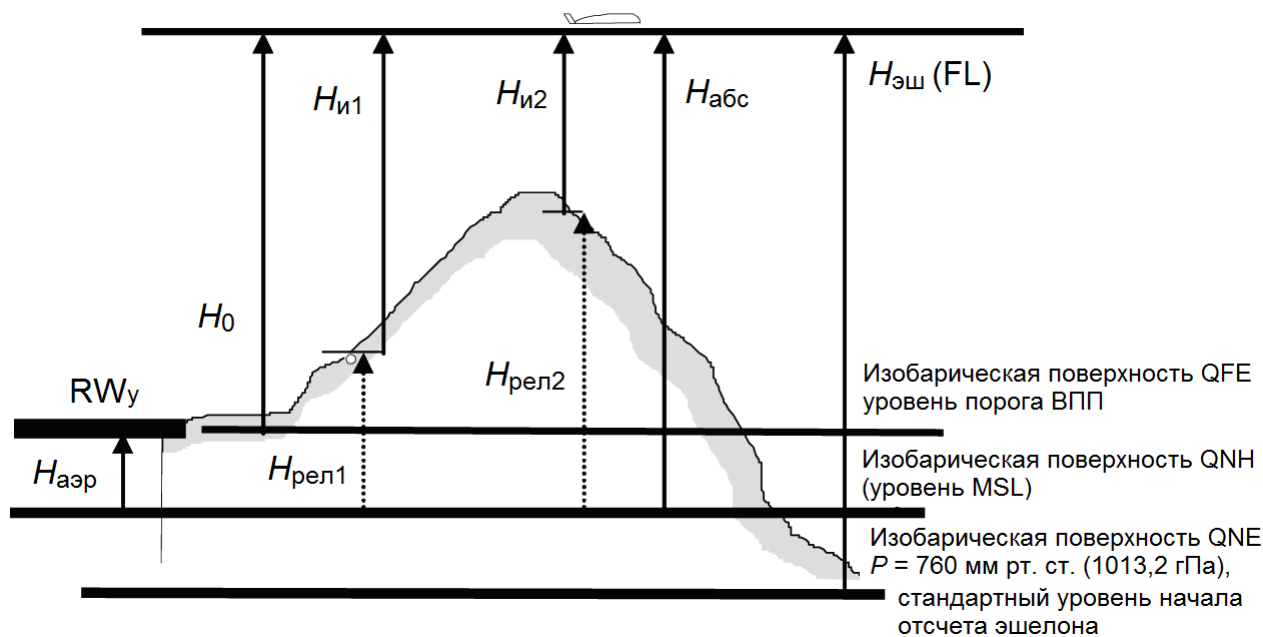


Рис. 6. Высота полета в зависимости от уровня отсчета

Барометрическим высотомерам присущи инструментальные, аэродинамические и методические погрешности.

Инструментальные погрешности $\Delta H_{и}$ возникают из-за неточности изготовления механизма высотомера, неточности его регулировки, износа деталей и изменения упругих свойств anerоидного блока. Они индивидуальны для каждого прибора, даже если одного типа, и на разных высотах могут быть разными.

Аэродинамические погрешности $\Delta H_{а}$ возникают за счет неточного измерения атмосферного давления на высоте полета из-за искажения воздушного потока, обтекающего ВС. Зависят от высоты и скорости полета, а также типа и места установки ПВД. Они одинаковы для всех высотомеров на самолете данного типа и приводятся в Руководстве по летной эксплуатации.

Для удобства учета этих погрешностей на борту ВС для каждого из имеющихся барометрических высотомеров имеется таблица показаний высотомера с учетом суммарных поправок $\sum \Delta H = \Delta H_{и} + \Delta H_{а}$ для установленных эшелонов полета.

Методические погрешности $\sum \Delta H_M$ возникают из-за несовпадения фактических условий атмосферы с расчетными, положенными в основу тарировки шкалы барометрического высотомера.

Эти погрешности вызываются несоответствием фактического распределения температуры воздуха по высотным значениям температуры по стандартной атмосфере. Они приводят к занижению показаний высоты при температуре у земли выше $+15^\circ\text{C}$ и к завышению – при температурах ниже $+15^\circ\text{C}$. Температурные погрешности могут достигать больших величин; они особенно опасны зимой при полетах на малых высотах и в горных районах. Величина данной погрешности может быть рассчитана по формуле

$$\Delta H_t = \frac{t_0 - 15}{300} \cdot H_{\text{пр}},$$

где t_0 – температура воздуха у земли; $H_{\text{пр}}$ – высота по прибору.

С помощью НЛ-10М можно непосредственно пересчитать приборную высоту в исправленную. Для этого используются 7, 8 и 9 шкалы навигационной линейки (рис. 7).

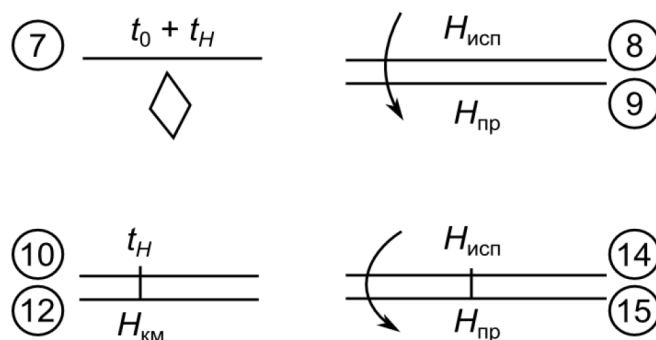


Рис. 7. Алгоритм преобразования высоты полета

В случае необходимости расчета истинной высоты полета при известных значениях температуры t_0 и давления P_M пролетаемой местности применяется зависимость:

$$H_{\text{и}} = H_{\text{пр}} + \sum \Delta H + \Delta H_t - (P_{\text{уст}} - P_{\text{прив. мин}}) \cdot 11 - H_{\text{рел}},$$

где $H_{\text{пр}}$ – значение высоты по барометрическому высотомеру; $\sum \Delta H$ – суммарная поправка высотомера; ΔH_t – температурная поправка высотомера; $P_{\text{уст}}$ – значение атмосферного давления, установленное на шкале давления барометрического высотомера; $P_{\text{прив. мин}}$ – минимальное приведенное давление по маршруту полета, т. е. наименьшее из давлений на уровне моря; $H_{\text{рел}}$ – высота рельефа пролетаемой местности.

Приведенное давление, т. е. давление на уровне моря, может быть получено по формуле, справедливой, если высота рельефа не превышает нескольких сотен метров:

$$P_{\text{прив.мин}} = P_{\text{м}} \cdot \frac{H_{\text{рел}}}{11}.$$

Приборная высота полета по заданной истинной может быть определена по обратной зависимости

$$H_{\text{пр}} = H_{\text{и}} + H_{\text{рел}} + (P_{\text{уст}} - P_{\text{прив. мин}}) \cdot 11 - \Delta H_t - \sum \Delta H.$$

Пример 7. ВС выполняет полет на эшелоне, высота которого выдерживается по высотомеру $H_{\text{пр}} = 7270$ м. При этом $\sum \Delta H = -70$ м, $H_{\text{рел}} = 476$ м, $t_0 = -8$ °С, $t_H = -42$ °С, $P_{\text{прив. мин}} = 744$ мм рт. ст. Определить истинную высоту полета.

Решение. 1. Вычисляем высоту эшелона:

$$H_{\text{эш}} = H_{\text{пр}} + \sum \Delta H = 7270 + (-70) = 7200 \text{ м.}$$

2. Определяем сумму температур:

$$t_0 + t_H = (-8) + (-42) = -50 \text{ °С.}$$

3. По НЛ-10 находим исправленную высоту $H_{\text{испр}} = 6780$ м.

4. Рассчитываем поправку на разность давлений:

$$\Delta H_{\text{бар}} = (760 - 744) \cdot 11 = 176 \text{ м.}$$

5. Определяем истинную высоту полета:

$$H_{\text{и}} = 6780 - 176 - 476 = 6128 \text{ м.}$$

Задачи

2.1. Абсолютная высота аэродрома $H_{\text{аэр}} = 166$ м. Относительная высота полета равна 1500 м. Определить истинную высоту полета, если абсолютная высота пролетаемой местности 318 м.

2.2. Высота аэродрома относительно уровня моря $H_{\text{аэр}} = 294$ м. Относительная высота полета равна 1300 м. Определить истинную высоту полета, если превышение пролетаемой местности относительно уровня аэродрома составляет 88 м.

2.3. Определить абсолютную высоту полета, если превышение аэродрома относительно уровня моря равно 68 м, а относительная высота полета составляет 900 м.

2.4. Заданный эшелон полета 8100 м. Суммарная поправка барометрического высотомера равна -90 м. Определить истинную высоту полета, если $H_{\text{реп}} = 263$ м, $t_0 = +8$ °С, $t_H = -32$ °С, $P_M = 734$ мм рт. ст.

2.5. Заданная истинная высота полета равна 6600 м. Абсолютная высота пролетаемой местности 350 м, поправка высотомера составляет -80 м, температура у земли $t_0 = +12$ °С, температура воздуха на высоте полета $t_H = -42$ °С. Определить показания высотомера для полета на заданной истинной высоте.

2.6. Показания высотомера 10 200 м. Суммарная поправка высотомера равна -100 м. Температура воздуха у земли $t_0 = +5$ °С, на высоте полета $t_H = -42$ °С. Местность ниже уровня аэродрома на 310 м. Определить истинную высоту полета.

2.1. Расчет безопасных высот полета воздушного судна

За исключением случаев, в которых это необходимо при осуществлении взлета и посадки, запрещено выполнять полет воздушного судна:

а) над территориями населенных пунктов и над местами скопления людей при проведении массовых мероприятий ниже высоты, допускающей в случае отказа двигателя аварийную посадку без создания чрезмерной опасности для людей и имущества на земле, и ниже высоты 300 м над самым высоким препятствием в пределах горизонтального радиуса в 500 м вокруг данного ВС;

б) в местах, не указанных в подпункте «а», на расстоянии менее 150 м от людей, транспортных средств или строений.

Полеты с отклонением от требований подпункта «б» разрешены в случаях, когда это не создает опасности для людей или имущества на земле при выполнении авиационных работ или летном обучении под наблюдением пилота-инструктора.

1. Расчет относительной минимальной безопасной высоты круга полетов над аэродромом ($H_{\text{МБВк QFE}}$) осуществляется по формуле

$$H_{\text{МБВк QFE}} = \Delta H_{\text{преп}} + \text{МЗВ} + \Delta H_t,$$

где $\Delta H_{\text{преп}}$ – относительная высота наивысшего препятствия от низшего порога взлетно-посадочной полосы в полосе шириной 10 км (по 5 км в обе стороны от оси маршрута полета по кругу), округляемая до 30 футов (10 м) в сторону увеличения; МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием в зоне учета препятствий (при полете по правилам визуальных полетов равен 330 футов (100 м), при полете по правилам полетов по приборам – 660 футов (200 м)); ΔH_t – температурная поправка высотомера, определяемая по формуле

$$\Delta H_t = H \cdot \frac{15 - t_0}{273 + 0,5 t_0 L_0 \cdot (H + H_{\text{аэр}})},$$

где $H = \Delta H_{\text{преп}} + \text{МЗВ}$; $t_0 = t_{\text{аэр}} + L_0 H_{\text{аэр}}$ – температура на аэродроме, приведенная к среднему уровню моря; $t_{\text{аэр}}$ – минимальная по многолетним наблюдениям температура воздуха у земли на аэродроме за период не менее 5 лет (значение $t_{\text{аэр}}$ указывается на картах захода на посадку); L_0 – температурный градиент $0,0065$ °С/м; $H_{\text{аэр}}$ – абсолютная высота низшего порога взлетно-посадочной полосы.

Полученное значение относительной минимальной безопасной высоты круга полетов округляется в большую сторону с кратностью 100 футов (50 м) и публикуется на карте захода на посадку.

2. Расчет минимальной относительной безопасной высоты полетов в районе аэродрома (аэроузла) ($H_{\text{МБВра QFE}}$) осуществляется по формуле

$$H_{\text{МБВра QFE}} = \Delta H_{\text{преп}} + \text{МЗВ} + \Delta H_t,$$

где $\Delta H_{\text{преп}}$ – относительная высота наивысшего препятствия от низшего порога взлетно-посадочной полосы в районе аэродрома в радиусе не более 46 км от контрольной точки аэродрома (КТА) с учетом буферной зоны шириной 9 км, устанавливаемой вокруг любого заданного сектора. Если высота наивысшего препятствия относительно низшего порога взлетно-посадочной полосы в буферной зоне превышает препятствия в основной зоне, то оно используется для расчета; МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием в районе аэродрома в радиусе не более 46 км от КТА с учетом буферной зоны:

– в горной местности (местности с абсолютным превышением над средним уровнем моря 1000 м и более, а также с пересеченным рельефом и относительными превышениями 500 м и более в радиусе 25 км) составляет 2000 футов (600 м),

– в равнинной местности (местности с относительными превышениями рельефа менее 200 м в радиусе 25 км) и холмистой местности (местности с пересеченным рельефом и относительными превышениями от 200 до 500 м в радиусе 25 км) составляет 1000 футов (300 м);

ΔH_t – температурная поправка высотомера (см. п. 1).

Значение $t_{\text{аэр}}$ указывается на схемах стандартного маршрута вылета по приборам, схемах стандартного маршрута прибытия по приборам и на карте захода на посадку.

В зависимости от расположения препятствий минимальная относительная безопасная высота полета определяется по секторам.

При разнице между относительными высотами менее 330 футов (100 м) может устанавливаться минимальная относительная высота, применимая ко всем секторам.

Полученное значение минимальной относительной безопасной высоты полета в районе аэродрома округляется в большую сторону с кратностью 100 футов (50 м) и публикуется на схемах стандартного маршрута вылета по приборам, схемах стандартного маршрута прибытия по приборам и на карте захода на посадку.

Минимальная относительная безопасная высота полета в районе аэроузла устанавливается по наибольшему значению минимальной относительной безопасной высоты полета в районах аэродромов, входящих в аэроузел.

3. Расчет минимальной абсолютной безопасной высоты полета в районе аэродрома (районе аэроузла) ($H_{МБВра QNH}$) осуществляется по формуле

$$H_{МБВра QNH} = H_{преп} + МЗВ + \Delta H_t,$$

где $H_{преп}$ – абсолютная высота наивысшего препятствия в районе аэродрома в радиусе не более 46 км от КТА с учетом буферной зоны шириной 9 км. Если высота наивысшего препятствия в буферной зоне превышает высоту препятствия в основной зоне, то оно используется для расчета; МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием в районе аэродрома в радиусе не более 46 км от КТА с учетом буферной зоны:

- в горной местности составляет 2000 футов (600 м),
- в равнинной и холмистой местности составляет 1000 футов (300 м);

ΔH_t – температурная поправка высотомера (см. п. 1) для которой $\Delta H_{преп}$ – относительная высота наивысшего препятствия от низшего порога взлетно-посадочной полосы в радиусе не более 46 км от КТА с учетом буферной зоны шириной 9 км.

Значение $t_{аэр}$ публикуется на схемах стандартного маршрута вылета по приборам, схемах стандартного маршрута прибытия по приборам и на карте захода на посадку.

В зависимости от расположения препятствий минимальная абсолютная безопасная высота полета определяется по секторам.

При разнице между относительными высотами менее 330 футов (100 м) может устанавливаться минимальная относительная высота, применимая ко всем секторам.

Полученное значение минимальной абсолютной безопасной высоты полета в районе аэродрома округляется в большую сторону с кратностью 100 футов (50 м)

и публикуется на схемах стандартного маршрута вылета по приборам, схемах стандартного маршрута прибытия по приборам и на карте захода на посадку.

Минимальная абсолютная безопасная высота полета в районе аэроузла устанавливается по наибольшему значению минимальной абсолютной безопасной высоты полета в районах аэродромов, входящих в аэроузел.

4. Расчет абсолютной безопасной высоты полета ниже нижнего (безопасного) эшелона при полете по правилам полетов по приборам при установке на высотомере давления QNH района ($H_{БН\ QNH}$) осуществляется по формуле

$$H_{БН\ QNH} = (H_{преп} + МЗВ) \cdot \frac{285}{273 + t_0},$$

где $H_{преп}$ – абсолютная высота наивысшего препятствия на участке маршрута в пределах ширины не менее 16 км (по 8 км в обе стороны от оси маршрута); МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием:

- в горной местности составляет 2000 футов (600 м),
- в равнинной и холмистой местностях составляет 1000 футов (300 м);

t_0 – наименьшая температура воздуха у земли по маршруту полета (местной воздушной линии) в районе наивысшего препятствия.

Абсолютная безопасная высота полета ниже нижнего (безопасного) эшелона при установке на высотомере давления QNH района может быть рассчитана с применением навигационной линейки.

5. Расчет нижнего (безопасного) эшелона полета ($H_{НЭ\ QNE}$) осуществляется по формуле

$$H_{НЭ\ QNE} \geq (H_{преп} + МЗВ + \Delta H_{бар}) \cdot \frac{285}{273 + t_3},$$

где $H_{преп}$ – абсолютная высота наивысшего препятствия в пределах: маршрута обслуживания воздушного движения (полета) при полете по правилам визуальных полетов; не менее 16 км (по 8 км в обе стороны от оси маршрута обслуживания воздушного движения) при полете по правилам полетов по приборам; МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием 2000 футов (600 м); t_3 – наименьшая температура воздуха у земли по маршруту обслуживания воздушного движения (полета) в районе наивысшего препятствия.

$$\Delta H_{бар} = (QNE - QNH_{района}) \cdot \Delta h,$$

где $QNH_{района}$ – минимальное давление, приведенное к уровню моря по стандартной атмосфере по району полета или по маршруту обслуживания воздушного движения; Δh – барометрическая ступень.

При установке на шкале высотомера давления:

– 1013,2 гПа $\Delta h = 8,3$ м/гПа;

– 760 мм рт. ст. $\Delta h = 11$ м/мм рт. ст.

Полученное значение увеличивается до ближайшего эшелона.

Безопасной высотой полета называется минимальная высота полета, обеспечивающая установленный запас высоты (истинную безопасную высоту) над земной или водной поверхностью или препятствиями на ней. Запас высоты устанавливается руководящими документами так, чтобы он гарантировал ВС от столкновения с препятствиями. Безопасные высоты выдерживаются с помощью барометрического высотомера, отсчитываются от уровня той барометрической поверхности, давление которой установлено по шкале давления высотомера, и требуют предварительного расчета.

В общем случае безопасная высота включает в себя четыре составляющие: установленное значение истинной безопасной высоты (запаса высоты над препятствием); максимальную высоту препятствия над некоторым заданным уровнем; методическую температурную поправку барометрического высотомера; поправку на различие уровней отсчета высоты препятствия и высоты полета (рис. 8).

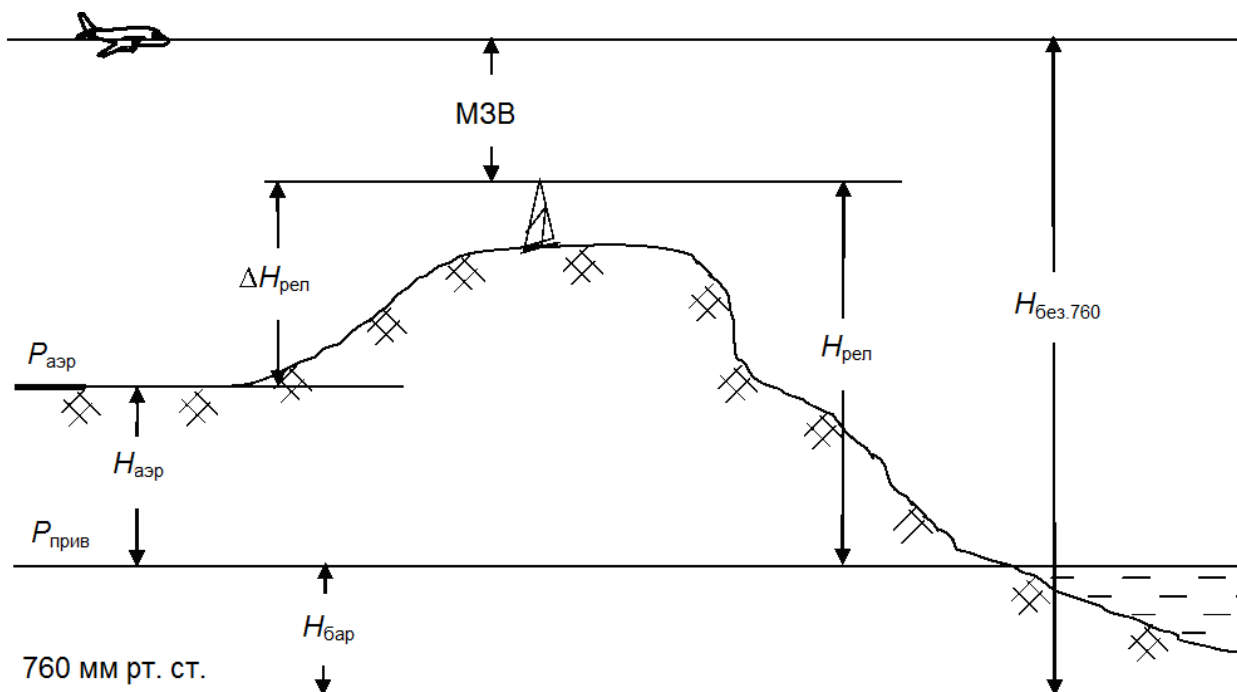


Рис. 8. Расчет безопасных высот

Значение истинной безопасной высоты устанавливается в ФАП 128 в зависимости от правил полета и характера местности.

Пример 8. Рассчитать высоту круга для полетов по ППП, если среднегодовая температура по результатам многолетних наблюдений равна $t_{\text{аэр}} = +8 \text{ }^\circ\text{C}$, а $\Delta H_{\text{преп}} = 86 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 220 \text{ м}$.

Решение. 1. Определяем МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием в районе аэродрома в радиусе не более 46 км от контрольной точки аэродрома с учетом буферной зоны при полете по правилам полетов по приборам – 660 футов (200 м).

2. Находим температурную поправку высотомера по формуле

$$\Delta H_t = H \cdot \frac{15 - t_0}{273 + 0,5 t_0 L_0 \cdot (H + H_{\text{аэр}})}$$

Для этого сначала определяем

$$H = \Delta H_{\text{преп}} + \text{МЗВ} = 86 + 200 = 286 \text{ м};$$

$$t_0 = t_{\text{аэр}} + L_0 H_{\text{аэр}} = 8 + 0,0065 \cdot 220 = 9,43 \text{ }^\circ\text{C}.$$

$$\Delta H_t = 286 \cdot \frac{15 - 9,43}{273 + 0,5 \cdot 9,43 \cdot 0,0065 \cdot (286 + 220)} = 5,52 \text{ м} = 6 \text{ м}.$$

3. Находим высоту круга для полетов по ППП

$$H_{\text{МБВк QFE}} = \Delta H_{\text{преп}} + \text{МЗВ} + \Delta H_t = 86 + 200 + 6 = 292 \text{ м}.$$

Полученное значение относительной минимальной безопасной высоты круга полетов округляется в большую сторону с кратностью 100 футов (50 м) и публикуется на карте захода на посадку.

Округляем полученное значение: $H_{\text{МБВк QFE}} = 300 \text{ м}$.

Пример 9. Рассчитать $H_{\text{МБВра QFE}}$, если $\Delta H_{\text{преп}} = 368 \text{ м}$, $t_{\text{аэр}} = -24 \text{ }^\circ\text{C}$, местность равнинная, $H_{\text{аэр}} = 122 \text{ м}$.

Решение. 1. Определяем МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием в районе аэродрома в радиусе не более 46 км от КТА с учетом буферной зоны: в равнинной местности (местности с относительными превышениями рельефа менее 200 м в радиусе 25 км) и холмистой местности (местности с пересеченным рельефом и относительными превышениями от 200 м до 500 м в радиусе 25 км) составляет 1000 футов (300 м).

2. Определяем температурную поправку высотомера (см. пример 8):

$$\Delta H_t = -25,7 \text{ м}.$$

3. Находим $H_{\text{МБВра QFE}}$:

$$H_{\text{МБВра QFE}} = \Delta H_{\text{преп}} + \text{МЗВ} + \Delta H_t = 368 + 300 + (-26) = 642 \text{ м} = 650 \text{ м}.$$

Полученное значение минимальной относительной безопасной высоты полета в районе аэродрома округляется в большую сторону с кратностью 100 футов (50 м) и публикуется на схемах стандартного маршрута вылета по приборам, схемах стандартного маршрута прибытия по приборам и на карте захода на посадку.

Пример 10. Рассчитать безопасную высоту полета по маршруту ниже нижнего эшелона, если $t_0 = +22\text{ }^\circ\text{C}$, $H_{\text{преп}} = 263\text{ м}$, $QNH_{\text{района}} = 746\text{ мм рт. ст.}$, правила полетов ППП.

Решение. 1. Определяем МЗВ – минимальный запас высоты над наивысшим препятствием: в равнинной и холмистой местностях составляет 1000 футов (300 м).

2. Рассчитываем безопасную высоту полета в районе аэродрома:

$$H_{\text{БН QNH}} = (H_{\text{преп}} + \text{МЗВ}) \cdot \frac{285}{273 + t_0} = (263 + 300) \cdot \frac{285}{273 + 22} = 544\text{ м.}$$

Задачи

2.7. Рассчитать безопасную высоту $H_{\text{БН QNH}}$ для полета по ППП в районе аэродрома ниже нижнего эшелона, если $t_0 = +16\text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 138\text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 62\text{ м}$, местность равнинная.

2.8. Рассчитать безопасную высоту $H_{\text{БН QNH}}$ для полета по ППП в районе аэродрома, если $t_0 = -18\text{ }^\circ\text{C}$, $H_{\text{преп}} = 254\text{ м}$, местность равнинная.

2.9. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QFE}}$, если $t_{\text{аэр}} = +4\text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 98\text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 102\text{ м}$, правила полетов ППП.

2.10. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QFE}}$, если $t_{\text{аэр}} = -2\text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 24\text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 222\text{ м}$, правила полетов ПВП.

2.11. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QNH}}$, если $t_{\text{аэр}} = +8\text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 324\text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 76\text{ м}$, правила полетов ПВП.

2.12. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QFE}}$, если правила полетов ППП, $t_{\text{аэр}} = +12\text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 446\text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 76\text{ м}$.

2.13. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QFE}}$, если правила полетов ПВП, $t_{\text{аэр}} = -26\text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 228\text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 76\text{ м}$.

2.14. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QNH}}$, если правила полетов ПВП, $t_{\text{аэр}} = +8\text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 324\text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 76\text{ м}$.

2.15. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QNH}}$, если правила полетов ППП, $t_{\text{аэр}} = -15 \text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 94 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 96 \text{ м}$.

2.16. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QNH}}$, если правила полетов ПВП, $t_{\text{аэр}} = -30 \text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 224 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 106 \text{ м}$.

2.17. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВк QNH}}$, если правила полетов ППП, $t_{\text{аэр}} = 0 \text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 224 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 106 \text{ м}$.

2.18. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВра QFE}}$, если местность равнинная, $t_{\text{аэр}} = -30 \text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 22 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 96 \text{ м}$.

2.19. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВра QFE}}$, если местность горная, $t_{\text{аэр}} = -24 \text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 22 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 660 \text{ м}$.

2.20. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВра QNH}}$, если местность холмистая, $t_{\text{аэр}} = -20 \text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 58 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 320 \text{ м}$.

2.21. Рассчитать высоту $H_{\text{МБВра QNH}}$, если местность горная, $t_{\text{аэр}} = -30 \text{ }^\circ\text{C}$, $\Delta H_{\text{преп}} = 31 \text{ м}$, $H_{\text{аэр}} = 760 \text{ м}$.

2.22. Рассчитать абсолютную безопасную высоту полета ниже нижнего (безопасного) эшелона при полете по правилам полетов по приборам при установке на высотомере давления QNH района ($H_{\text{БН QNH}}$), если полет проходит над холмистой местностью, $H_{\text{преп}} = 627 \text{ м}$, $t_0 = +24 \text{ }^\circ\text{C}$.

2.23. Рассчитать абсолютную безопасную высоту полета ниже нижнего (безопасного) эшелона при полете по правилам полетов по приборам при установке на высотомере давления QNH района ($H_{\text{БН QNH}}$), если полет проходит над горной местностью, $H_{\text{преп}} = 1027 \text{ м}$, $t_0 = -24 \text{ }^\circ\text{C}$.

2.24. Рассчитать значение безопасного эшелона $H_{\text{нэ QNE}}$, если ИПУ = 296° , $H_{\text{преп}} = 2255 \text{ м}$, $t_0 = -42 \text{ }^\circ\text{C}$, $\text{QNH}_{\text{района}} = 734 \text{ мм рт. ст.}$

2.25. Рассчитать значение безопасного эшелона $H_{\text{нэ QNE}}$, если ИПУ = 126° , $H_{\text{преп}} = 255 \text{ м}$, $t_0 = -15 \text{ }^\circ\text{C}$, $\text{QNH}_{\text{района}} = 754 \text{ мм рт. ст.}$

2.2. Расчет элементов вертикального маневрирования

Расчет времени и расстояния набора высоты заданного эшелона

В соответствии с ФАП набор заданного эшелона (высоты) полета производится по указанию диспетчера службы движения в соответствии с установленной схемой выхода и по маршруту полета на режимах, определенных РЛЭ.

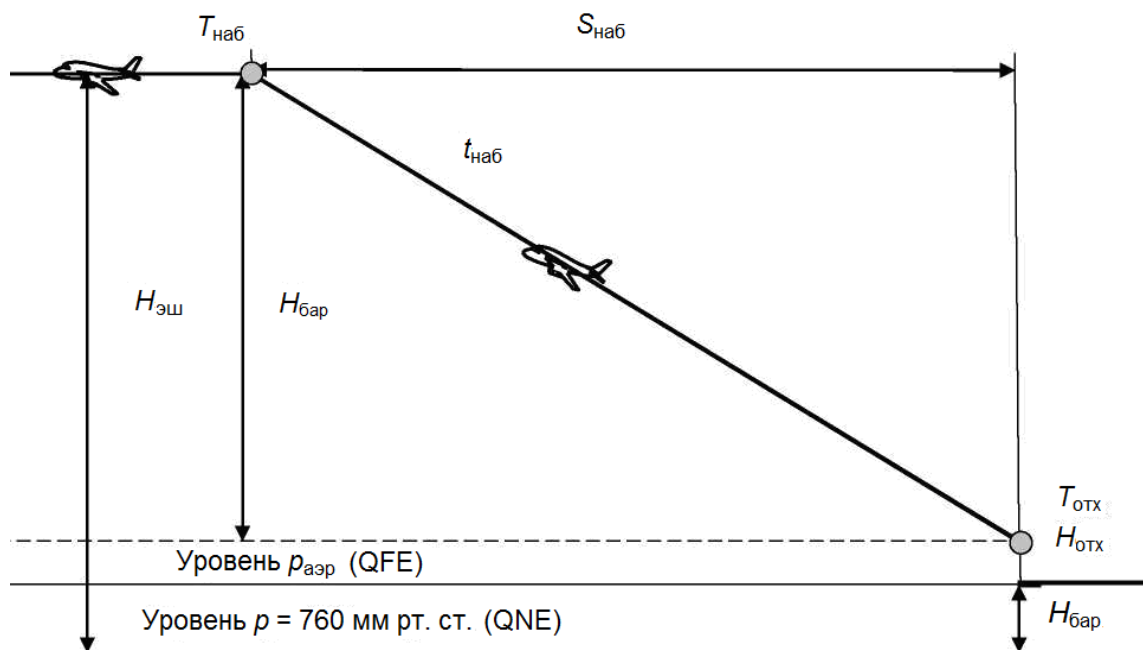


Рис. 9. Определение времени и места набора высоты данного эшелона полета

Выполняя полет по установленному маршруту, экипаж ВС должен знать, на каком удалении от аэродрома вылета и в какое время будет занят заданный эшелон (высота) полета (рис. 9).

При пересечении высоты перехода экипаж обязан перевести шкалы давления барометрических высотомеров на отсчет 760 мм рт. ст. (1013,2 мбар) и сличить показания высотомеров.

По окончании набора заданного эшелона экипаж должен сверить показания высотомеров в соответствии с установленными правилами.

Для расчета момента и места набора заданного эшелона необходимо выполнить следующие действия:

1. Рассчитываем барометрическую высоту аэродрома $\Delta H_{\text{бар}}$:

$$\Delta H_{\text{бар}} = (\text{QNE} - \text{QFE}) \cdot \Delta h,$$

где QFE – давление аэродрома, мм рт. ст.

2. Определяем высоту набора $H_{\text{наб}}$:

$$H_{\text{наб}} = H_{\text{эш}} - \Delta H_{\text{бар}} - H_{\text{отх}},$$

где $H_{\text{отх}}$ – высота отхода от аэродрома, м.

3. Рассчитываем время набора высоты $t_{\text{наб}}$:

$$t_{\text{наб}} = \frac{H_{\text{наб}}}{V_{\text{в}}},$$

где $V_{\text{в}}$ – средняя вертикальная скорость на этапе набора высоты, м/с.

Эта операция может быть выполнена с помощью НЛ (рис. 10).



Рис. 10. Алгоритм расчета времени набора (снижения)

4. Находим время окончания набора высоты заданного эшелона $T_{наб}$:

$$T_{наб} = T_{отх} + t_{наб},$$

где $T_{отх}$ – время отхода от аэродрома вылета.

5. Определяем расстояние, необходимое для набора заданного эшелона $S_{наб}$:

$$S_{наб} = W t_{наб},$$

где W – средняя путевая скорость на этапе набора высоты.

Этот расчет также может быть выполнен с помощью НЛ (рис. 11).

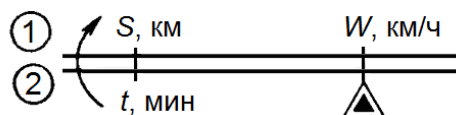


Рис. 11. Алгоритм определения расстояния

Пример 11. Заданный эшелон полета $FL = 320$ (9750 м); высота отхода от аэродрома $H_{отх} = 2000$ ft (600 м); давление на аэродроме $QFE = 746$ мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость на этапе набора высоты $W_{наб} = 640$ км/ч; средняя вертикальная скорость набора заданного эшелона $V_в = 11$ м/с; время отхода от аэродрома $T_{отх} = 18.15$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома и в какое время будет занята высота заданного эшелона.

Решение. 1. Рассчитываем барометрическую высоту аэродрома:

$$\Delta H_{бар} = (QNE - QFE) \cdot \Delta h = (760 - 746) \cdot 11 = 154 \text{ м.}$$

2. Определяем высоту набора:

$$H_{наб} = H_{эш} - \Delta H_{бар} - H_{отх} = 9750 - 154 - 600 = 8996 \text{ м.}$$

3. Рассчитываем время набора высоты:

$$t_{наб} = \frac{H_{наб}}{V_в} = \frac{8996}{11} = 818 \text{ с} = 13,6 \text{ мин.}$$

4. Находим время окончания набора высоты заданного эшелона:

$$T_{наб} = T_{отх} + t_{наб} = 18.15 + 0.13,6 = 18.28,6.$$

5. Определяем расстояние, необходимое для набора заданного эшелона:

$$S_{\text{наб}} = W t_{\text{наб}} = 640 \cdot \frac{13,4}{60} = 145 \text{ км.}$$

Задачи

2.26. Заданный эшелон полета FL = 240 (7300 м); высота отхода от аэродрома $H_{\text{отх}} = 2000 \text{ ft}$ (600 м); давление на аэродроме QFE = 766 мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость на этапе набора высоты $W_{\text{наб}} = 410 \text{ км/ч}$; средняя вертикальная скорость набора заданного эшелона $V_{\text{в}} = 6 \text{ м/с}$; время отхода от аэродрома $T_{\text{отх}} = 10.32$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома и в какое время будет занята высота заданного эшелона.

2.27. Заданный эшелон полета FL = 150 (4550 м); высота отхода от аэродрома $H_{\text{отх}} = 1500 \text{ ft}$ (460 м); давление на аэродроме QFE = 716 мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость на этапе набора высоты $W_{\text{наб}} = 340 \text{ км/ч}$; средняя вертикальная скорость набора заданного эшелона $V_{\text{в}} = 7 \text{ м/с}$; время отхода от аэродрома $T_{\text{отх}} = 21.45$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома и в какое время будет занята высота заданного эшелона.

2.28. Заданный эшелон полета FL = 350 (10 650 м); высота отхода от аэродрома $H_{\text{отх}} = 2000 \text{ ft}$ (600 м); давление на аэродроме QFE = 734 мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость на этапе набора высоты $W_{\text{наб}} = 640 \text{ км/ч}$; средняя вертикальная скорость набора заданного эшелона $V_{\text{в}} = 13 \text{ м/с}$; время отхода от аэродрома $T_{\text{отх}} = 07.28$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома и в какое время будет занята высота заданного эшелона.

2.29. Заданный эшелон полета FL = 300 (9150 м); высота отхода от аэродрома $H_{\text{отх}} = 1500 \text{ ft}$ (460 м); давление на аэродроме QFE = 758 мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость на этапе набора высоты $W_{\text{наб}} = 570 \text{ км/ч}$; средняя вертикальная скорость набора заданного эшелона $V_{\text{в}} = 9 \text{ м/с}$; время отхода от аэродрома $T_{\text{отх}} = 12.35$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома и в какое время будет занята высота заданного эшелона.

2.30. Заданный эшелон полета FL = 240 (7300 м); высота отхода от аэродрома $H_{\text{отх}} = 3000 \text{ ft}$ (900 м); давление на аэродроме QFE = 772 мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость на этапе набора высоты $W_{\text{наб}} = 340 \text{ км/ч}$;

средняя вертикальная скорость набора заданного эшелона $V_B = 5$ м/с; время отхода от аэродрома $T_{отх} = 14.43$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома и в какое время будет занята высота заданного эшелона.

Расчет времени и расстояния снижения

Снижение воздушного судна с заданного эшелона (высоты) полета выполняется по разрешению диспетчера службы движения с докладом экипажа о начале снижения. Оно производится по маршруту полета и установленной схеме подхода к аэродрому на режимах, определенных РЛЭ (рис. 12).

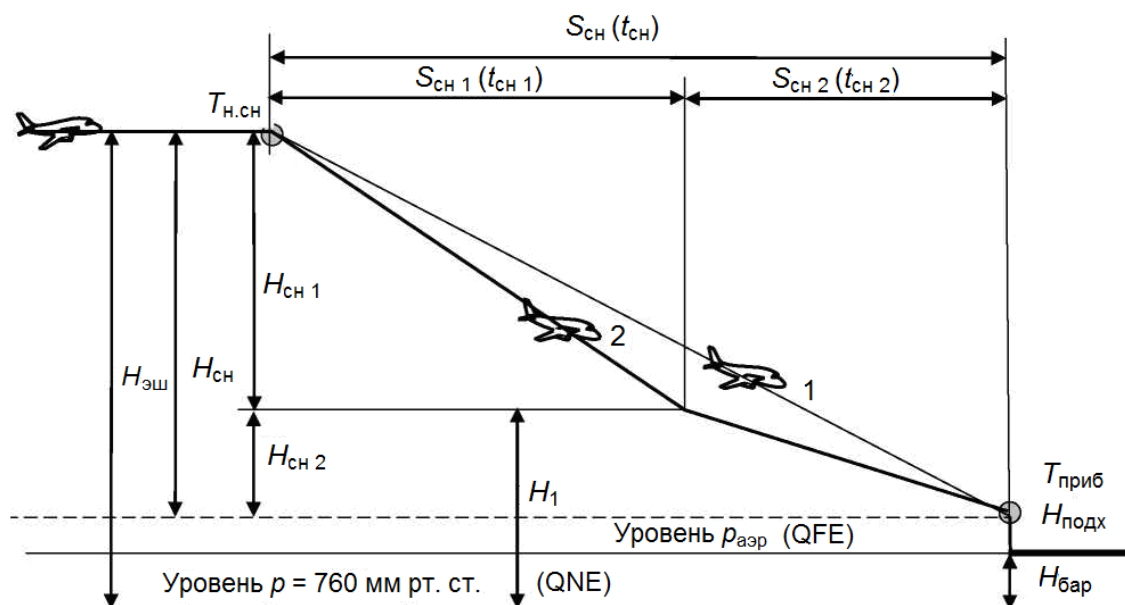


Рис. 12. Определение времени и места начала снижения

Согласно ФАП 138 в воздушном пространстве класса С и G ниже FL = 100 (3050 м) установлено ограничение приборной скорости не более 450 км/ч.

В целях регулирования интервалов между воздушными судами диспетчеру службы движения разрешается задавать режимы поступательных и (или) вертикальных скоростей в допустимых для данного воздушного судна пределах.

Рассмотрим данный расчет на примерах.

Пример 12. Заданный эшелон полета $H_{эш} = 260$ (7900 м); высота подхода к аэродрому посадки $H_{подх} = 1500$ ft (460 м); давление на аэродроме посадки QFE = 738 мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость снижения $W_{сн} = 460$ км/ч; средняя вертикальная скорость снижения $V_B = 8$ м/с; время прибытия на аэродром посадки $T_{приб} = 10.42$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома посадки и в какое время необходимо начинать снижение.

Решение. 1. Рассчитываем барометрическую высоту аэродрома:

$$\Delta H_{\text{бар}} = (\text{QNE} - \text{QFE}) \cdot \Delta h = (760 - 738) \cdot 11 = 242 \text{ м.}$$

2. Определяем высоту снижения:

$$H_{\text{сн}} = H_{\text{эш}} - H_{\text{подх}} - H_{\text{бар}} = 7900 - 460 - 242 = 7198 \text{ м.}$$

3. Находим время снижения с помощью НЛ (рис. 13): $t_{\text{сн}} = 15$ мин.

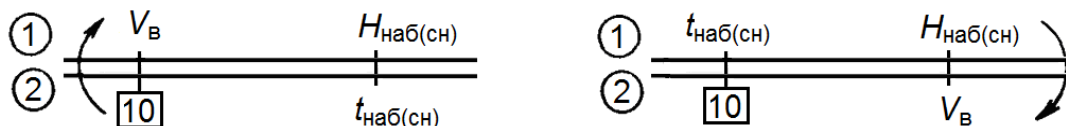


Рис. 13. Алгоритм расчета времени снижения

4. Рассчитываем время начала снижения:

$$T_{\text{н. сн}} = T_{\text{приб}} - t_{\text{сн}} = 10.42 - 0.15 = 10.27.$$

5. Определяем расстояние, на котором необходимо начинать снижение, используя НЛ: $S_{\text{сн}} = 115$ км.

Пример 13. Заданный эшелон полета $FL = 320$ (9750 м); высота подхода к аэродрому посадки $H_{\text{подх}} = 2000$ ft (600 м); давление на аэродроме посадки $QFE = 769$ мм рт. ст.; расчетная средняя путевая скорость на начальном этапе снижения $W_{\text{сн}} = 760$ км/ч; средняя вертикальная скорость снижения $V_B = 12$ м/с; в районе аэродрома на высотах ниже 3000 м действуют ограничения по скоростям: путевая и вертикальная скорости соответственно равны: 400 км/ч и 7 м/с; время прибытия на аэродром посадки $T_{\text{приб}} = 19.25$. Определить, на каком расстоянии от аэродрома посадки и в какое время необходимо начинать снижение.

Решение. 1. Находим значение высоты, которую необходимо потерять на первом этапе:

$$H_{\text{сн 1}} = H_{\text{эш}} - H_1 = 9750 - 3000 = 6750 \text{ м,}$$

где $H_1 = 3000$ м.

2. Рассчитываем время снижения на этом этапе: $t_{\text{сн 1}} = 9$ мин.

3. Определяем пройденное расстояние за время снижения на первом этапе: $S_{\text{сн 1}} = 106$ км.

4. Рассчитываем барометрическую высоту аэродрома:

$$H_{\text{бар}} = (\text{QNE} - \text{QFE}) \cdot \Delta h = (760 - 769) \cdot 11 = -99 \text{ м.}$$

5. Находим высоту снижения на втором этапе:

$$H_{\text{сн } 2} = H_1 - H_{\text{подх}} - H_{\text{бар}} = 3000 - 600 - (-99) = 2499 \text{ м.}$$

6. Рассчитываем время снижения на втором этапе: $t_{\text{сн } 2} = 6$ мин.

7. Определяем пройденное расстояние за время снижения на втором этапе:
 $S_{\text{сн } 2} = 40$ км.

8. Рассчитываем расстояние, на котором воздушному судну необходимо начинать снижение:

$$S_{\text{сн}} = S_{\text{сн } 1} + S_{\text{сн } 2} = 106 + 40 = 146 \text{ км.}$$

9. Находим время начала снижения:

$$T_{\text{н. сн}} = T_{\text{приб}} - t_{\text{сн } 1} - t_{\text{сн } 2} = 19.25 - 0.09 - 0.06 = 19.10.$$

В зависимости от условий воздушной обстановки могут быть изменены условия снижения: оно может быть разрешено позже расчетного времени или изменен рубеж, на который необходимо занять заданную высоту полета. В данной ситуации необходимо рассчитать потребную вертикальную скорость снижения, как правило, на первом этапе.

Пример 14. Полет воздушного судна выполняется на эшелоне $FL = 330$ (10 050 м). Высота полета по кругу на аэродроме назначения $H_{\text{кр}} = 1500$ ft (460 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 716$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{\text{приб}} = 11.36$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_v = 15$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W = 710$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м) они соответственно равны 6 м/с и 350 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 30 км занять $FL = 050$ (1500 м), эшелон перехода 030 (900 м). Рассчитать потребную вертикальную скорость снижения на первом этапе.

Решение. 1. Находим значение высоты, которую необходимо потерять на первом этапе:

$$H_{\text{сн } 1} = 10\,050 - 3050 = 7000 \text{ м.}$$

2. Рассчитываем время снижения на этом этапе: $t_{\text{сн } 1} = 8$ мин.

3. Определяем пройденное расстояние за время снижения на первом этапе:
 $S_{\text{сн } 1} = 93$ км.

4. Рассчитываем барометрическую высоту аэродрома:

$$H_{\text{бар}} = (760 - 716) \cdot 11 = 484 \text{ м.}$$

5. Находим высоту снижения на втором этапе:

$$H_{\text{сн } 2} = H_1 - H_{\text{подх}} - H_{\text{бар}} = 3050 - 460 - 484 = 2106 \text{ м.}$$

6. Рассчитываем время снижения на втором этапе: $t_{\text{сн } 2} = 6$ мин.

7. Определяем пройденное расстояние за время снижения на втором этапе:

$$S_{\text{сн } 2} = 34 \text{ км.}$$

8. Рассчитываем расстояние, на котором необходимо начинать снижение:

$$S_{\text{сн}} = S_{\text{сн } 1} + S_{\text{сн } 2} = 93 + 34 = 127 \text{ км.}$$

9. Находим время начала снижения:

$$T_{\text{н. сн}} = T_{\text{приб}} - t_{\text{сн } 1} - t_{\text{сн } 2} = 11.36 - 0.08 - 0.06 = 11.22.$$

10. Определяем значение высоты, которую необходимо потерять в связи с изменением аэронавигационной обстановки:

$$H_{\text{сн } 2^*} = H_1 - H_{\text{зад}} = 3050 - 1500 = 1550 \text{ м.}$$

В этом случае мы не учитываем барометрическую высоту аэродрома, т. к. занимаем заданную высоту по давлению 760 мм рт. ст. Если бы заданная высота была ниже высоты эшелона перехода, то тогда необходимо учесть барометрическую высоту аэродрома.

11. Рассчитываем время снижения до заданной высоты (вертикальную скорость принимаем равной установленной для второго этапа): $t_{\text{сн } 2} = 4$ мин.

12. Определяем пройденное расстояние за время снижения до заданной высоты: $S_{\text{сн } 2} = 24$ км.

13. Находим располагаемое расстояние для выполнения снижения на первом этапе:

$$S_{\text{расп}} = S_{\text{сн}} - S_{\text{пу}} - S_{\text{сн } 2} = 127 - 30 - 24 = 73 \text{ км.}$$

14. Рассчитываем время полета на располагаемом расстоянии:

$$t_{\text{расп}} = \frac{S_{\text{расп}}}{W_1} = 370 \text{ с.}$$

15. Находим потребное значение вертикальной скорости:

$$V_{\text{в. потр}} = \frac{H_{\text{сн } 1}}{t_{\text{расп}}} = \frac{7000}{370} = 19 \text{ м/с.}$$

Задачи

2.31. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 220$ (6700 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 3000$ ft (900 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 735$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 16.25$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения $ВС$ равна $V_b = 10$ м/с, а путевая скорость $W = 450$ км/ч.

2.32. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 180$ (5500 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 1500$ ft (460 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 743$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 18.05$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна равна $V_b = 9$ м/с, а путевая скорость $W = 410$ км/ч.

2.33. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 220$ (6700 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 3000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 722$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 19.45$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна равна $V_b = 8$ м/с, а путевая скорость $W = 450$ км/ч.

2.34. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 270$ (8250 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 3000$ ft (900 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 723$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 16.45$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна равна $V_b = 10$ м/с, а путевая скорость $W = 610$ км/ч.

2.35. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 180$ (5500 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 773$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 18.05$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна равна $V_b = 9$ м/с, а путевая скорость $W = 410$ км/ч.

2.36. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 320$ (9750 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 735$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 16.25$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_{b1} = 14$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 750$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м) они соответственно равны 6 м/с и 380 км/ч.

2.37. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 320$ (9750 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 3000$ ft (900 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 755$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 11.45$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_{в1} = 16$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 800$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м) они соответственно равны 8 м/с и 480 км/ч.

2.38. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 320$ (9750 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 738$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 11.22$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_{в1} = 12$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 680$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м) они соответственно равны 6 м/с и 420 км/ч.

2.39. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 330$ (10 050 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 741$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 18.57$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна до высоты $FL_1 = 3000$ м равна $V_{в} = 14$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 840$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 3000$ м они соответственно равны 6 м/с и 390 км/ч.

2.40. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 270$ (8250 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 728$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 18.25$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения воздушного судна до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_{в1} = 12$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 750$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м) они соответственно равны 8 м/с и 420 км/ч.

2.41. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 280$ (8550 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 755$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 19.05$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения ВС до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_{в1} = 12$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 720$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м)

они соответственно равны 7 м/с и 360 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 40 км занять FL = 050 (1500 м), эшелон перехода FL_{пер} = 040 (1200 м). Рассчитать требуемую вертикальную скорость снижения на первом этапе.

2.42. Полет воздушного судна выполняется на высоте FL = 330 (10 050 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет QFE = 726 мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 21.23$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения ВС до высоты FL₁ = 100 (3050 м) равна $V_{в1} = 15$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 790$ км/ч. После пересечения FL₁ = 100 (3050 м) они соответственно равны 7 м/с и 390 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 30 км занять FL = 040 (1200 м), эшелон перехода FL_{пер} = 050 (1500 м). Рассчитать требуемую вертикальную скорость снижения на первом этапе.

2.43. Полет воздушного судна выполняется на высоте FL = 300 (9150 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет QFE = 716 мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 11.36$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения ВС до высоты FL₁ = 100 (3050 м) равна $V_{в1} = 12$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 710$ км/ч. После пересечения FL₁ = 100 (3050 м) они соответственно равны 6 м/с и 350 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 40 км занять FL = 050 (1500 м), эшелон перехода FL_{пер} = 030 (900 м). Рассчитать требуемую вертикальную скорость снижения на первом этапе.

2.44. Полет воздушного судна выполняется на высоте FL = 280 (8550 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет QFE = 732 мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 10.06$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения ВС до высоты FL₁ = 100 (3050 м) равна $V_{в1} = 15$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 710$ км/ч. После пересечения FL₁ = 100 (3050 м) они соответственно равны 6 м/с и 330 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 30 км занять FL = 060 (1850 м), эшелон перехода FL_{пер} = 040 (1200 м). Рассчитать требуемую вертикальную скорость снижения на первом этапе.

2.45. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 300$ (9150 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 746$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 15.32$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения ВС до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_{в1} = 14$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 750$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м) они соответственно равны 6 м/с и 370 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 40 км занять $FL = 050$ (1500 м), эшелон перехода $FL_{пер} = 030$ (900 м). Рассчитать требуемую вертикальную скорость снижения на первом этапе.

2.46. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 270$ (8250 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 2000$ ft (600 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 716$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 08.36$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения ВС до высоты $FL = 100$ (3050 м) равна $V_{в1} = 14$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 730$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3050 м) они соответственно равны 8 м/с и 410 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 50 км занять $FL = 150$ (4550 м). Рассчитать требуемую вертикальную скорость снижения до заданной высоты.

2.47. Полет воздушного судна выполняется на высоте $FL = 320$ (9600 м). Высота полета по кругу $H_{кр} = 3000$ ft (900 м), давление на аэродроме посадки составляет $QFE = 715$ мм рт. ст. Расчетное время прибытия $T_{приб} = 18.56$. Определить момент и рубеж начала снижения, если средняя вертикальная скорость снижения ВС до высоты $FL_1 = 100$ (3050 м) равна $V_{в1} = 16$ м/с, а путевая скорость на этом этапе $W_1 = 720$ км/ч. После пересечения $FL_1 = 100$ (3000 м) они соответственно равны 7 м/с и 400 км/ч. После доклада о расчетном времени снижения экипаж получил команду: на рубеж 40 км занять $FL = 140$ (4250 м). Рассчитать требуемую вертикальную скорость снижения на первом этапе.

2.3. Определение воздушной скорости полета

Истинная воздушная скорость – это скорость полета воздушного судна, с которой оно перемещается относительно окружающей среды за счет тяги двигателей. Она зависит от режима работы двигателей, аэродинамических качеств ВС и плотности воздуха на высоте полета.

Скорость, которую показывает прибор, предназначенный для ее измерения, называется приборной. Истинная воздушная скорость применяется для выполнения навигационных расчетов, а приборная – для пилотирования.

Воздушная скорость измеряется при помощи аэродинамического указателя скорости, принцип действия которого основан на измерении скоростного напора встречного потока воздуха, набегающего на ВС в полете.

Указатели воздушной скорости бывают двух типов: однострелочные (УС) и комбинированные двухстрелочные (КУС).

Указатель скорости имеет инструментальные, аэродинамические и методические погрешности.

Инструментальные погрешности $\Delta V_{\text{и}}$ возникают по тем же причинам, что и у барометрических высотомеров. Они определяются при проверках в лаборатории, и для каждого указателя составляются бортовые таблицы показаний прибора с учетом инструментальной поправки.

Аэродинамические погрешности $\Delta V_{\text{а}}$ возникают за счет неточного измерения полного и особенно статического давления в зоне установки приемника давления. Определяются в результате летных испытаний ВС и указываются в РЛЭ для каждого типа ВС.

Методические погрешности $\Delta V_{\text{м}}$ возникают из-за несовпадения фактических условий атмосферы со стандартными, положенными в основу расчета шкалы указателя. Они делятся на два вида: из-за изменения плотности воздуха и из-за изменения сжимаемости воздуха.

В основу расчета шкалы указателя скорости положена стандартная массовая плотность $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$, которая соответствует атмосферному давлению $p = 760 \text{ мм рт. ст.}$ и температуре $t_0 = +15 \text{ }^\circ\text{C}$ на уровне моря. Фактическая плотность очень редко совпадает со стандартной. Изменение плотности учитывается или с помощью НЛ, или аналитическим расчетом.

Для грубой приближенной оценки величины погрешности можно воспользоваться табл. 1, представляющей зависимость методической поправки указателя скорости из-за изменения плотности воздуха от высоты полета в стандартной атмосфере. Величины поправок указаны в процентах от приборной скорости.

Например, если приборная скорость на высоте 9000 м составляет 500 км/ч, то с учетом поправки – 800 км/ч (60 % от 500 составляет 300).

Таблица 1

Методическая поправка указателя скорости

$H_{пр}$, м	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10 000	11 000
ΔV_M , %	5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80

Погрешности второго вида возникают в результате изменения сжимаемости воздуха на высоте полета относительно сжимаемости на уровне моря, принятой при расчете шкалы указателя. На малых высотах и скоростях они незначительные, поэтому при скоростях полета до 350–400 км/ч и высотах до 3000 м ими можно пренебречь. Поправка, учитывающая изменение сжимаемости, всегда имеет отрицательный знак. Для ее учета используются номограммы (рис. 15) или таблицы (табл. 2).

Таблица 2

Поправка на изменение сжимаемости воздуха, км/ч

Высота полета, м	$V_{пр}$, км/ч					
	300	400	500	600	700	800
2000	1	2	3	4	7	9
4000	2	4	6	10	16	23
6000	3	6	11	18	27	39
8000	4	9	17	28	41	53
10 000	6	13	24	40	56	80
12 000	9	19	34	56	78	98
14 000	12	25	48	73	97	118

Расчет воздушной скорости для однострелочного указателя

Истинная воздушная скорость рассчитывается по формуле

$$V_{и} = V_{пр} + \Delta V_{и} + \Delta V_{а} + \Delta V_{м},$$

где $V_{пр}$ – показания указателя воздушной скорости; $\Delta V_{и}$ – инструментальная поправка указателя; $\Delta V_{а}$ – аэродинамическая поправка ПВД; $\Delta V_{м}$ – методическая поправка на изменение плотности воздуха с высотой.

Методическая поправка может быть учтена или аналитически, или с помощью НЛ при использовании шкал 11, 12, 14 и 15 (рис. 14).

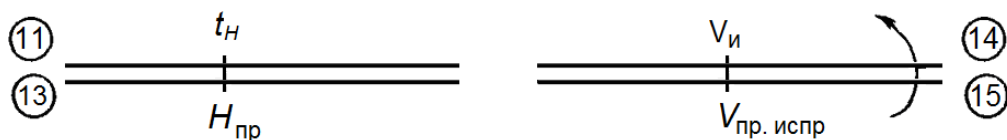


Рис. 14. Алгоритм определения истинной воздушной скорости

При этом против приборной высоты полета, взятой по 12 шкале, устанавливаем по 11 шкале температуру воздуха на высоте и против значения исправленной приборной скорости по 15 шкале на 14 шкале отсчитываем величину истинной воздушной скорости с учетом поправки на изменение плотности воздуха.

Исправленная приборная скорость представляет собой сумму показаний указателя скорости и поправок, кроме поправки на изменение плотности.

Пример 15. Показание указателя воздушной скорости равно 300 км/ч. Высота эшелона полета – 1500 м. Температура воздуха на высоте $t_H = +10$ °С. Инструментальная и аэродинамическая поправки указателя скорости составляют $\Delta V_{и} + \Delta V_{а} = +5$ км/ч. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Находим исправленное значение приборной скорости:

$$V_{\text{пр. испр}} = V_{\text{пр}} + (\Delta V_{и} + \Delta V_{а}) = 300 + (+5) = 305 \text{ км/ч.}$$

2. Определяем истинную воздушную скорость, используя НЛ для учета поправки на изменение плотности воздуха: $V_{и} = 330$ км/ч.

Пример 16. Показание указателя воздушной скорости равно 180 км/ч. Высота эшелона полета составляет 1200 м. Температура воздуха на высоте $t_H = +5$ °С. Суммарная поправка указателя скорости $\Delta V_{и} + \Delta V_{а} = -10$ км/ч. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Находим исправленное значение приборной скорости:

$$V_{\text{пр. испр}} = 180 + (+5) = 185 \text{ км/ч.}$$

2. Рассчитываем значение методической поправки к указателю скорости, которая может быть получена по следующей зависимости:

$$\Delta V_{м} = K V_{\text{пр. испр}},$$

где K – величина поправки в %, переведенная в десятые.

Для $H = 1200$ м величина поправки составляет 6 % или $K = 0,060$. Отсюда находим

$$\Delta V_{м} = 0,060 \cdot 185 = 11,1 \text{ км/ч.}$$

3. Рассчитываем значение истинной воздушной скорости:

$$V_{\text{и}} = V_{\text{пр. испр}} + \Delta V_{\text{м}} = 185 + 11 = 196 \text{ км/ч.}$$

Приборная скорость рассчитывается по обратной зависимости:

$$V_{\text{пр}} = V_{\text{и}} - \Delta V_{\text{м}} - \Delta V_{\text{и}} - \Delta V_{\text{а}}.$$

При этом расчете вначале по истинной воздушной скорости с помощью НЛ или аналитически определяется значение исправленной приборной скорости, а затем из полученной величины вычитаются оставшиеся поправки.

Пример 17. Значение истинной воздушной скорости равно 180 км/ч. Высота эшелона полета – 1500 м. Температура воздуха на высоте $t_H = -10$ °С. Суммарная поправка указателя скорости $\Delta V_{\text{и}} + \Delta V_{\text{а}} = -7$ км/ч. Определить приборную скорость полета.

Решение. 1. Находим исправленное значение приборной скорости с помощью НЛ. Устанавливаем значение температуры на высоте по 11 шкале против высоты эшелона по 12 шкале. Против величины истинной воздушной скорости по 14 шкале на 15 отсчитываем значение приборной исправленной скорости: $V_{\text{пр. испр}} = 172$ км/ч.

2. Находим значение приборной скорости:

$$V_{\text{пр}} = V_{\text{пр. испр}} - \Delta V_{\text{и}} - \Delta V_{\text{а}} = 172 - (-7) = 179 \text{ км/ч.}$$

Пример 18. Значение истинной воздушной скорости равно 200 км/ч. Эшелон полета – 2000 м. Температура воздуха на высоте $t_H = -10$ °С. Суммарная поправка указателя скорости $\Delta V_{\text{и}} + \Delta V_{\text{а}} = -5$ км/ч. Определить приборную скорость полета.

Решение. 1. Находим исправленное значение приборной скорости аналитическим расчетом. В предыдущем расчете истинной воздушной скорости записали, что

$$V_{\text{и}} = V_{\text{пр. испр}} + \Delta V_{\text{м}} = V_{\text{пр. испр}} + KV_{\text{пр. испр}} = V_{\text{пр. испр}}(1 + K),$$

где $K = 0,1$ для $H = 2000$ м.

Откуда

$$V_{\text{пр. испр}} = \frac{V_{\text{и}}}{1 + K} = \frac{200}{1 + 0,1} = 182 \text{ км/ч.}$$

2. Рассчитываем величину приборной скорости полета:

$$V_{\text{пр}} = 182 - (-5) = 187 \text{ км/ч.}$$

Расчет воздушной скорости для комбинированного указателя

Для данного типа указателей воздушной скорости расчет может выполняться по показаниям как широкой, так и узкой стрелок.

Истинная воздушная скорость по показаниям широкой стрелки КУС рассчитывается по аналогичной зависимости, как и для однострелочного указателя, но с добавлением поправки на изменение сжимаемости воздуха с высотой:

$$V_{и} = V_{пр} + \Delta V_{и} + \Delta V_{а} + \Delta V_{сж} + \Delta V_{м},$$

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

Поправка на изменение сжимаемости с высотой может быть определена по табл. 2 или по графику (рис. 15).

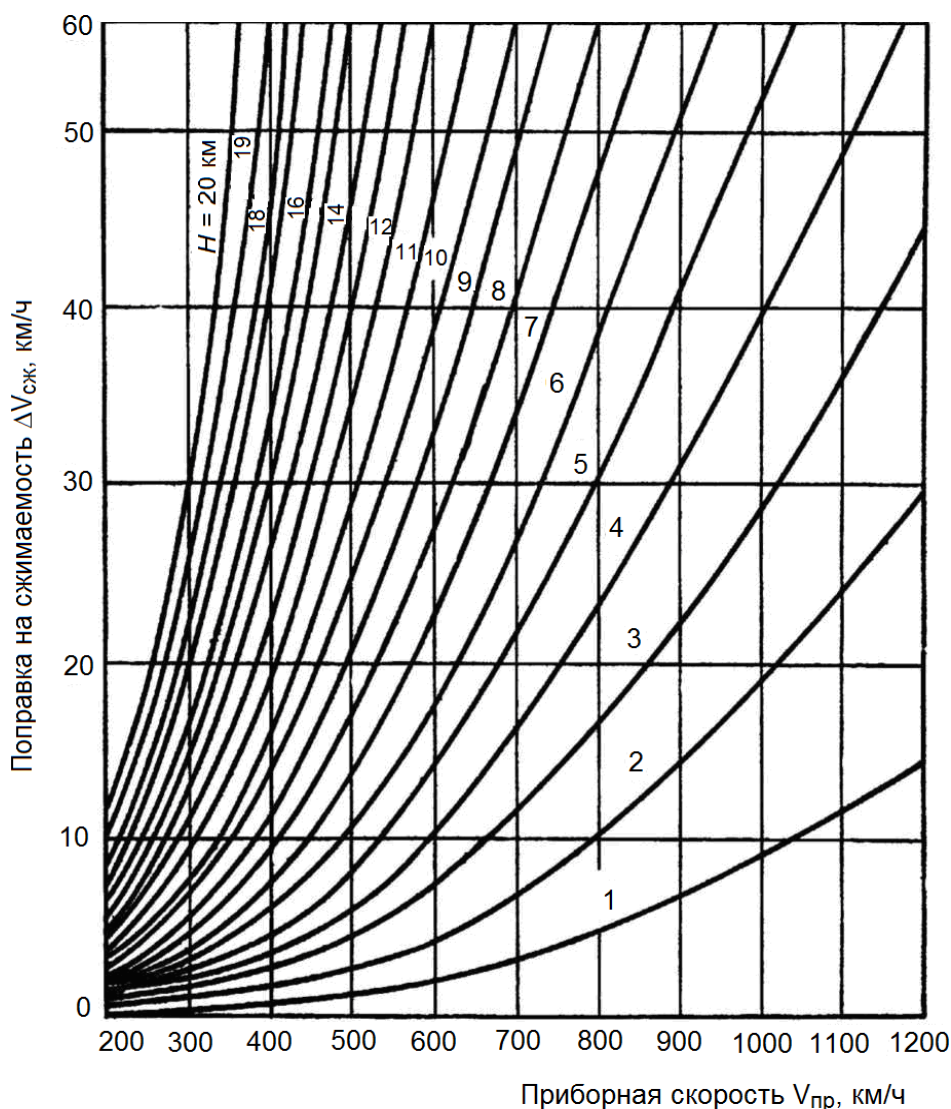


Рис. 15. Поправка на сжимаемость воздуха для указателя скорости

Для ВС указывается суммарная поправка, включающая инструментальную и аэродинамическую поправки.

Приборная скорость по широкой стрелке для указателя КУС может быть рассчитана по той же формуле в обратном порядке:

$$V_{\text{пр}} = V_{\text{и}} - \Delta V_{\text{м}} - \Delta V_{\text{сж}} - \Delta V_{\text{а}} - \Delta V_{\text{и}}.$$

Учитываются все поправки, которые влияют на показания широкой стрелки.

Пример 19. Полет воздушного судна должен выполняться на эшелоне $H_{\text{эш}} = 320$ (9750 м) с истинной воздушной скоростью $V_{\text{и}} = 800$ км/ч. Показания указателя температуры наружного воздуха ТНВ-15 $t = -32$ °С. Поправка к указателю скорости $\sum \Delta V = +10$ км/ч. Определить приборную скорость для широкой стрелки КУС.

Решение. 1. Термометр наружного воздуха всегда показывает завышенную температуру из-за нагрева воздуха при его сжатии. Поэтому показания термометра необходимо исправить. Поправка к показаниям термометра наружного воздуха может быть определена по таблице (табл. 3) или специальной шкале НЛ в зависимости от истинной скорости полета.

Таблица 3

Поправки к указателям температуры наружного воздуха Δt , °С

$V_{\text{и}}$, км/ч	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100
ТНВ-15	0	1	2	3	4	8	13	19	25	32	41

Определяем поправку к указателю температуры: $\Delta t = 19$ °С.

2. Находим фактическую температуру воздуха на высоте полета:

$$t_{\text{н}} = -32 - 19 = -51 \text{ °С.}$$

3. Учитывая методическую поправку с помощью НЛ, определяем исправленную приборную скорость:

$$V_{\text{пр. испр}} = 472 \text{ км/ч.}$$

4. Находим поправку на сжимаемость воздуха:

$$\Delta V_{\text{сж}} = -21 \text{ км/ч.}$$

5. Рассчитываем величину приборной скорости, которая будет соответствовать заданной истинной воздушной скорости:

$$V_{\text{пр}} = 472 - (-21) - 10 = 483 \text{ км/ч.}$$

Истинная воздушная скорость по показаниям узкой стрелки КУС рассчитывается по следующей зависимости:

$$V_{\text{и}} = V_{\text{пр. КУС}} + \Delta V_{\text{и}} + \Delta V_{\text{а}} + \Delta V_{\text{м}}.$$

В данном случае поправка на изменение сжимаемости уже учтена, т. к. в конструкции КУС имеется дополнительная анероидная коробка, учитывающая изменение плотности с высотой. Поэтому узкая стрелка индицирует значение скорости, примерно равное истинной воздушной.

Для учета методической поправки на НЛ применяется следующий алгоритм (рис. 16).

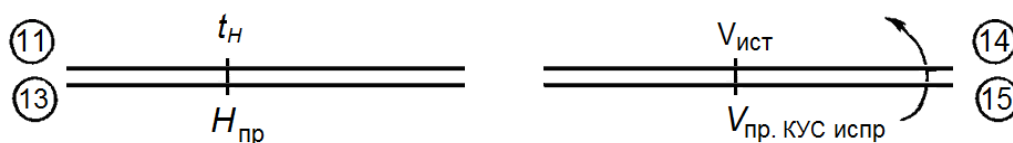


Рис. 16. Алгоритм определения истинной воздушной скорости для узкой стрелки КУС

Пример 20. Полет выполняется на эшелоне $H_{\text{эш}} = 200$ (6100 м). Показания узкой стрелки КУС $V_{\text{пр. КУС}} = 440$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{\text{и}} = +6$ км/ч, $\Delta V_{\text{а}} = -7$ км/ч. Показания указателя температуры наружного воздуха ТНВ-15 $t_{\text{пр}} = -30$ °С. Определить истинную скорость по показаниям узкой стрелки КУС.

Решение. 1. Находим поправку к указателю температуры: $\Delta t = 3$ °С.

2. Определяем фактическую температуру воздуха на высоте полета:

$$t_H = -30 - 3 = -33 \text{ °С.}$$

3. Определяем исправленную скорость:

$$V_{\text{пр. КУС испр}} = V_{\text{пр. КУС}} + \Delta V_{\text{и}} + \Delta V_{\text{а}} = 440 + (+6) + (-7) = 439 \text{ км/ч.}$$

4. Находим истинную скорость полета, учитывая методическую температурную поправку с помощью НЛ: $V_{\text{и}} = 431$ км/ч.

Задачи

2.48. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{\text{эш}} = 260$ (7900 м). Показания указателя скорости $V_{\text{пр}} = 500$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{\text{и}} = +9$ км/ч, $\Delta V_{\text{а}} = -5$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне $t_{\text{пр}} = -40$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.49. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{эш} = 050$ (1500 м). Показания указателя скорости $V_{пр} = 180$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{и} = -5$ км/ч, $\Delta V_{а} = -1$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне $t_{пр} = -10$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.50. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{эш} = 260$ (7900 м). Показания указателя скорости составляют $V_{пр} = 580$ км/ч. Поправка к указателю скорости $\sum \Delta V = -25$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне полета $t_{пр} = -45$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.51. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{эш} = 200$ (6100 м). Показания указателя скорости $V_{пр} = 350$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{и} = -3$ км/ч, $\Delta V_{а} = -7$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне $t_{пр} = -34$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.52. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{эш} = 360$ (10 9500 м). Показания указателя скорости составляют $V_{пр} = 550$ км/ч. Поправка к указателю скорости $\sum \Delta V = -23$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне полета $t_{пр} = -56$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.53. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{эш} = 300$ (9000 м). Показания указателя скорости составляют $V_{пр} = 180$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{и} = +5$ км/ч, $\Delta V_{а} = +3$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне полета $t_{пр} = 14$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.54. Полет воздушного судна выполняется на высоте $H_{эш} = 160$ (4900 м). Приборная скорость полета $V_{пр} = 600$ км/ч. Поправка к указателю скорости $\sum \Delta V = -23$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{пр} = -30$ °С. Определить показание указателя истинной скорости.

2.55. Полет воздушного судна выполняется на высоте $H_{эш} = 300$ (9150 м). Приборная скорость полета $V_{пр} = 400$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{и} = +10$ км/ч, $\Delta V_{а} = -15$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{пр} = -50$ °С. Определить показание указателя истинной скорости.

2.56. Полет воздушного судна выполняется на высоте $H_{эш} = 100$ (3050 м). Приборная скорость полета $V_{пр} = 500$ км/ч. Поправка к указателю скорости $\sum \Delta V = +26$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{пр} = -35$ °С. Определить показание указателя истинной скорости.

2.57. Полет воздушного судна выполняется на высоте $H_{\text{эш}} = 230$ (7000 м). Приборная скорость полета $V_{\text{пр}} = 400$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{\text{и}} = +10$ км/ч, $\Delta V_{\text{а}} = -15$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{\text{пр}} = -30$ °С. Определить показание указателя истинной скорости.

2.58. Полет воздушного судна выполняется на высоте $H_{\text{эш}} = 070$ (2150 м). Заданная истинная скорость полета равна $V_{\text{и}} = 200$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{\text{и}} = -3$ км/ч, $\Delta V_{\text{а}} = -5$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне полета $t_{\text{H}} = +10$ °С. Определить показание указателя воздушной скорости полета.

2.59. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{\text{эш}} = 240$ (7300 м). Показания скорости КУС составляют $V_{\text{пр. КУС}} = 600$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{\text{и}} = +10$ км/ч, $\Delta V_{\text{а}} = +15$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{\text{H}} = -30$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.60. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{\text{эш}} = 360$ (10 950 м). Показания скорости КУС составляют $V_{\text{пр. КУС}} = 800$ км/ч. Поправка к указателю скорости $\sum \Delta V = -30$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{\text{H}} = -60$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.61. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{\text{эш}} = 160$ (4900 м). Показания скорости КУС составляют $V_{\text{пр. КУС}} = 450$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{\text{и}} = +7$ км/ч, $\Delta V_{\text{а}} = -7$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{\text{H}} = -20$ °С. Определить истинную скорость полета.

2.62. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{\text{эш}} = 230$ (7000 м). Показания скорости КУС составляют $V_{\text{пр. КУС}} = 760$ км/ч. Поправка к указателю скорости $\sum \Delta V = -32$ км/ч. Показания термометра наружного воздуха на эшелоне полета $t_{\text{H}} = -40$ °С. Определить истинную скорость полета.

3. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОЛЕТ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Ветром называется горизонтальное перемещение воздушных масс относительно земной поверхности, вызванное неравномерным распределением атмосферного давления в горизонтальной плоскости. Как любой вектор он характеризуется модулем и направлением. На практике используются два вида направления ветра (рис. 17).

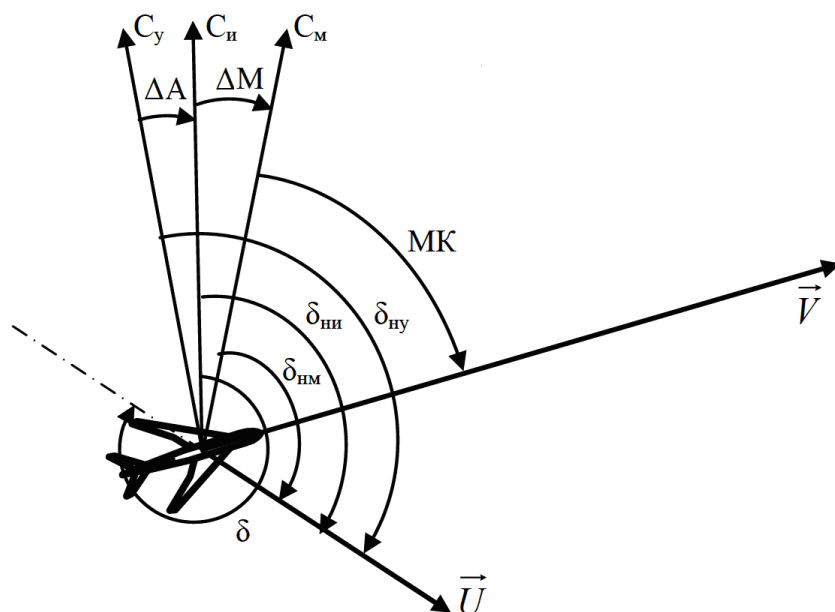


Рис. 17. Навигационное и метеорологическое направления ветра

Навигационное направление ветра ($\delta_{н. и}$, $\delta_{н. м}$) – угол, заключенный между направлением, принятым за начало отсчета, и направлением, куда дует ветер. В зависимости от принятого направления отсчета оно может быть истинным, магнитным или условным, как правило, – магнитное.

Метеорологическое направление ветра (δ) – угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана и направлением, откуда дует ветер.

Направления ветра связаны между собой следующими зависимостями:

$$\delta_{н. и} = \delta \pm 180^\circ;$$

$$\delta_{н. м} = \delta \pm 180^\circ - \Delta M;$$

$$\delta_{н. у} = \delta \pm 180^\circ + \Delta A,$$

где ΔM – магнитное склонение в данной точке; ΔA – азимутальная поправка.

Так как воздушное судно перемещается относительно воздушной среды со скоростью V , а сама воздушная среда находится в движении относительно

поверхности земли со скоростью U , то перемещение ВС относительно поверхности земли будет характеризоваться векторной суммой названных скоростей, т. е. путевой скоростью W :

$$W = V + U.$$

Три указанных вектора образуют в пространстве треугольник, проекция которого на горизонтальную плоскость называется **навигационным треугольником скоростей** (рис. 18).

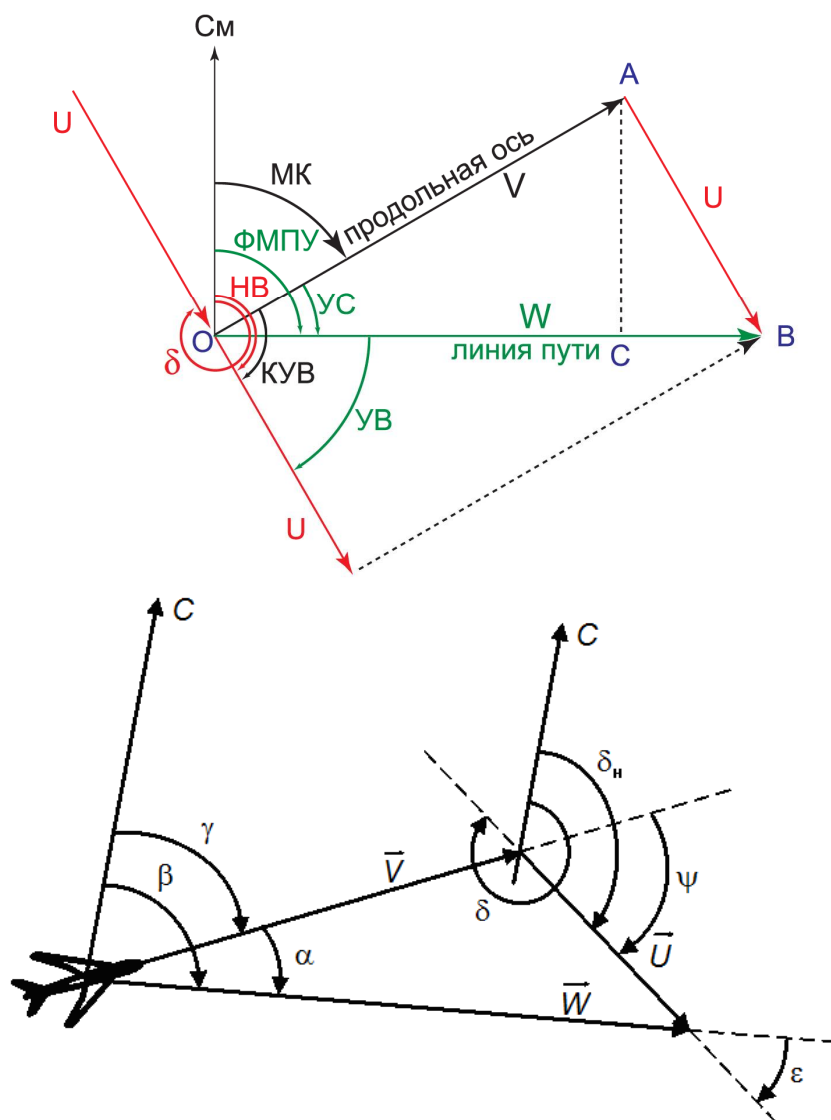


Рис. 18. Навигационный треугольник скоростей

Сторонами треугольника являются модули векторов путевой скорости W , воздушной скорости V , скорости ветра U , которые ориентированы относительно направлений: путевой угол β (ПУ), курс γ (К) и направление ветра δ_n (НВ), а углами – курсовой угол ветра ψ (КУВ), угол ветра ε (УВ) и угол сноса α (УС).

Курсовой угол ветра – угол, заключенный между проекцией вектора воздушной скорости на горизонтальную плоскость и вектором ветра. Отсчитывается от вектора воздушной скорости к вектору скорости навигационного ветра аналогично углу ветра.

Угол ветра – это угол, заключенный между вектором путевой скорости и вектором ветра. Отсчитывается от вектора путевой скорости к вектору скорости навигационного ветра по часовой стрелке от 0 до 360° или от 0 до ±180°.

Углом сноса называется угол, заключенный между проекцией вектора воздушной скорости на горизонтальную плоскость и вектором путевой скорости. Отсчитывается от вектора воздушной скорости вправо со знаком «+», а влево со знаком «-».

Элементы треугольника связаны между собой следующими основными соотношениями:

$$ПУ = К + УС;$$

$$УВ = \delta_n - ПУ;$$

$$КУВ = \delta_n - ПУ = УВ + УС;$$

$$W = V \cos УС + U \cos УВ.$$

Анализируя приведенные соотношения, мы видим, что при:

– попутном ветре ($УВ = 0^\circ$)

$$W = V + U;$$

– встречном ветре ($УВ = 180^\circ$)

$$W = V - U;$$

– боковом ветре ($УВ = 90^\circ$ или 270°) угол сноса равен максимальному значению, а путевая скорость примерно равна воздушной $W \sim V$.

Решая НТС по приведенным зависимостям, которые могут быть дополнены в случае необходимости, экипаж определяет необходимые элементы для реализации заданной траектории полета.

Все решаемые с помощью НТС задачи сводятся к четырем типовым:

- определение ожидаемой путевой скорости и требуемого курса полета;
- определение параметров фактического навигационного режима полета;
- определение элементов пилотажного режима полета;
- определение направления и скорости ветра.

Наиболее часто используются первая и четвертая задачи.

3.1. Определение ожидаемой путевой скорости и требуемого курса полета

Данная задача, как правило, решается в процессе предполетной подготовки, когда по заданным значениям путевого угла ЗПУ и истинной воздушной скорости V , а также по параметрам прогностического ветра δ , U необходимо рассчитать ожидаемые значения путевой скорости W , угла сноса УС и требуемое для выполнения полета по ЛЗП значение курса МК (ИК).

Решение выполняется в следующем порядке:

1. Рассчитываем навигационное направление ветра по приведенным соотношениям (в зависимости от того, какой из меридианов принят за начало отсчета):

$$\delta_{н.и} = \delta \pm 180^\circ; \quad \delta_{н.м} = \delta \pm 180^\circ - \Delta M; \quad \delta_{н.у} = \delta \pm 180^\circ + \Delta A.$$

2. Определяем угол ветра:

$$УВ = \delta_{н} - ЗПУ.$$

3. С помощью НЛ получаем ожидаемые значения W и УС. Для этого используется следующий алгоритм (рис. 19).

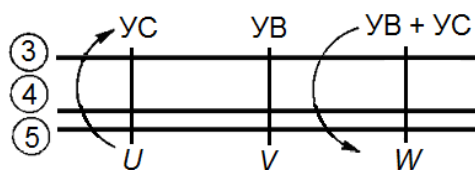


Рис. 19. Алгоритм расчета угла сноса и путевой скорости

Против значения истинной воздушной скорости V по 5-й шкале устанавливаем по 3-й шкале величину угла ветра $УВ$ и против значения скорости ветра U на 5-й шкале по 3-й отсчитываем угол сноса $УС$, а против суммы углов ветра и сноса ($УВ + УС$) по 3-й шкале по 5-й отсчитываем путевую скорость W .

4. Находим требуемое значение курса:

$$МК (ИК) = ЗПУ - УС.$$

Пример 21. Рассчитать ожидаемые значения угла сноса, путевой скорости и требуемый курс полета, если $V = 450$ км/ч, $\delta = 210^\circ$, $U = 60$ км/ч, $\Delta M = -8^\circ$, $ЗМПУ = 144^\circ$.

Решение. 1. Находим навигационное направление ветра (относительно магнитного меридиана):

$$\delta_{н.м} = \delta \pm 180^\circ - \Delta M = 210 - 180 - (-8) = 38^\circ.$$

2. Определяем угол ветра:

$$УВ = \delta_n - ЗМПУ = 38 - 144 = -106^\circ.$$

3. Используя НЛ, получаем угол сноса и путевую скорость:

$$УС = -7^\circ, W = 430 \text{ км/ч.}$$

4. Требуемый курс полета:

$$МК = ЗМПУ - УС = 144 - (-7) = 151^\circ.$$

Данная задача может быть решена в уме. Для этого при определении угла сноса воспользуемся теоремой синусов: $\sin УС = \frac{U}{V} \cdot \sin УВ$; $УС_{\max} = \frac{60 \cdot U}{V}$.

Для малых углов сноса это выражение может быть записано:

$$УС \approx \frac{60U}{V} \cdot \sin УВ = УС_{\max} \sin УВ.$$

Чтобы пользоваться данной формулой, необходимо запомнить значения синусов некоторых углов и как изменяется функция синуса угла (табл. 4).

Таблица 4

Значения синусов некоторых углов

α , град	0	6	12	18	24	30	37	45	54	64	> 75
$\sin \alpha$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0

Для нахождения путевой скорости воспользуемся зависимостью:

$$W = V \cos УС + U \cos УВ.$$

При малых значениях угла сноса можно считать:

$$W \approx V + U \cos УВ.$$

Функцию $\cos УВ$ можно найти, используя формулы перевода:

$$\cos УВ = \sin (90^\circ - УВ).$$

Пример 22. Рассчитать в уме ожидаемые значения угла сноса, путевой скорости и требуемый курс полета, если $V = 360$ км/ч, $\delta = 140^\circ$, $U = 60$ км/ч, $\Delta M = -12^\circ$, $ЗМПУ = 018^\circ$.

Решение. 1. Находим навигационное направление ветра (относительно магнитного меридиана):

$$\delta_{н.м} = 140 + 180 - (-12) = 332^\circ.$$

2. Определяем угол ветра:

$$УВ = 332 - 018 = 314^\circ = -46^\circ.$$

3. Рассчитываем угол сноса и путевую скорость:

$$УС_{\max} = \frac{60 \cdot 60}{360} = 10^\circ;$$

$$\sin(-46^\circ) = -0,7;$$

$$УС = 10^\circ \cdot (-0,7) = -7^\circ;$$

$$W = 360 + 60\cos(-46^\circ) = 360 + 60 \cdot 0,7 = 402 \text{ км/ч.}$$

4. Определяем требуемый курс:

$$МК = 18 - (-7) = 25^\circ.$$

3.2. Определение направления и скорости ветра

Данная задача подлежит решению, когда в полете могут быть измерены величины угла сноса и путевой скорости, а полет выполняется с выдерживанием заданного курса и истинной воздушной скорости.

Решение задачи выполняется с использованием условного угла ветра $УВ_y$, который представляет собой острый угол между линией фактического пути и направлением ветра (рис. 20).

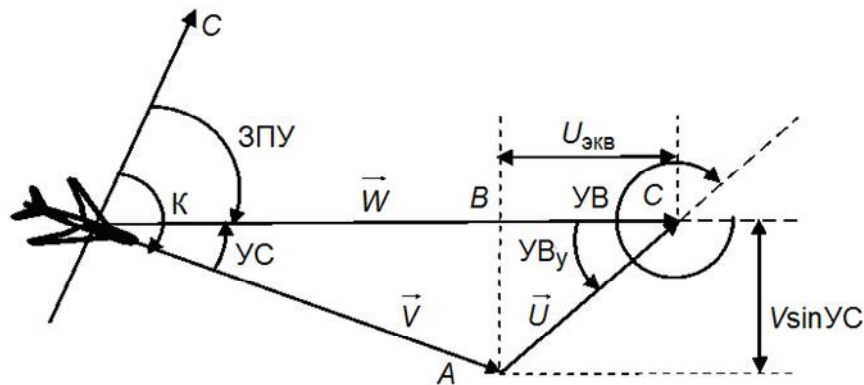


Рис. 20. К определению параметров ветра

Расчет выполняется в следующей последовательности:

1. Находим продольную составляющую ветра, которая влияет на создание путевой скорости:

$$U_{\text{экв}} = W - V \cos UC.$$

При малых значениях угла сноса $\cos UC \approx 1$. Тогда $U_{\text{экв}} \approx W - V$, т. е. она принимается равной эквивалентному ветру.

2. Определяем величину острого угла ветра $УВ_y$.

Рассматривая $\triangle ABC$ (см. рис. 20), получаем

$$\operatorname{tg}УВ_y = \frac{V \sin УС}{U_{\text{ЭКВ}}}.$$

Это равенство может быть реализовано на НЛ по алгоритму (см. рис. 19).

При этом необходимо учесть, что знак острого угла ветра $УВ_y$ будет соответствовать знаку угла сноса $УС$.

3. Находим скорость ветра с помощью НЛ, реализуя следующий алгоритм (см. рис. 19):

$$U = V \cdot \frac{\sin УС}{\sin УВ_y}.$$

4. Для расчета метеорологического направления ветра воспользуемся зависимостями:

– если выполняется условие, что $W < V$, то $\delta = \text{ЗИПУ} + УС - УВ_y$;

– если $W > V$, то $\delta = \text{ЗИПУ} + УС \pm 180^\circ + УВ_y$.

Пример 23. $V_{\text{и}} = 630$ км/ч; $МК = 18^\circ$; $УС = -8^\circ$; $W = 650$ км/ч; $\Delta M = -9^\circ$.
Определить метеорологическое направление и скорость ветра.

Решение. 1. Определяем разность между путевой и истинной воздушной скоростями:

$$U_{\text{ЭКВ}} = 650 - 630 = 20 \text{ км/ч.}$$

2. Находим острый угол ветра с применением алгоритма по НЛ: $УВ_y = -77^\circ$.

3. Получаем значение скорости ветра, используя НЛ: $U = 88$ км/ч.

4. Рассчитываем метеорологическое направление ветра по второй зависимости, т. к. $W > V$:

$$\begin{aligned} \delta &= \text{ЗИПУ} + УС \pm 180^\circ + УВ_y = \text{ЗМПУ} + \Delta M + УС \pm 180^\circ + УВ_y = \\ &= 18 + (-9) + (-8) + 180 + (-77^\circ) = 104^\circ. \end{aligned}$$

Задача по расчету параметров ветра может быть решена в уме.

Острый угол ветра находится из прямоугольного $\triangle ABC$ (см. рис. 20), в котором BC представляет собой продольную составляющую ветра $\Delta W = U_{\text{прод}}$, а сторона AB – боковую составляющую $U_{\text{бок}}$.

Боковую составляющую можем найти, применив теорему синусов для НТС:

$$\frac{\sin УС}{U} = \frac{\sin УВ}{V}, \text{ отсюда } \sin УС = \frac{U \sin УВ}{V} \text{ или } \sin УС = \frac{U_{\text{бок}}}{V} \text{ или } УС = \frac{60U_{\text{бок}}}{V}.$$

Из данного выражения получаем $U_{\text{бок}} = \frac{V}{60} \cdot UC = K \cdot UC$.

Условный угол ветра находится по зависимости

$$УВ_y = \arctg \frac{U_{\text{бок}}}{U_{\text{прод}}}.$$

При определении условного угла ветра необходимо помнить, что при углах, меньших 40° , изменение угла на 5° дает прирост тангенса на 0,1 (табл. 5).

Таблица 5

Значения тангенсов некоторых углов

α , град	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45
$\text{tg}\alpha$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,0

Записанное выражение для расчета $УВ_y$ применяется, когда $U_{\text{бок}} < U_{\text{прод}}$.

Если $U_{\text{бок}} > U_{\text{прод}}$, то для получения $УВ_y$ может быть использована следующая формула:

$$УВ_y = 90^\circ - \arctg \frac{U_{\text{прод}}}{U_{\text{бок}}}.$$

Скорость ветра находится по следующей формуле:

$$U = \frac{U_{\text{бок}}}{\sin УВ_y}.$$

Направление ветра находим, используя приведенные зависимости:

- если выполняется условие, что $W < V$, то $\delta = \text{ЗИПУ} + UC - УВ_y$;
- если $W > V$, то $\delta = \text{ЗИПУ} + UC \pm 180^\circ + УВ_y$.

Пример 24. $V_{\text{и}} = 540$ км/ч; $\text{ЗИПУ} = 342^\circ$; $UC = -5^\circ$; $W = 500$ км/ч; $\Delta M = -8^\circ$.
Определить метеорологическое направление и скорость ветра.

Решение. 1. Определяем разность между путевой и истинной воздушной скоростями:

$$U_{\text{эkv}} = U_{\text{прод}} = 500 - 540 = -40 \text{ км/ч.}$$

2. Находим боковую составляющую ветра:

$$U_{\text{бок}} = \frac{540}{60} \cdot (-5) = -45 \text{ км/ч.}$$

3. Определяем значение условного угла ветра. Так как $U_{\text{бок}} > U_{\text{прод}}$, применяем длинную формулу:

$$УВ_y = -\left(90 - \operatorname{arctg} \frac{40}{45}\right) = -(90 - \operatorname{arctg} 0,9) = -(90 - 42) = -48^\circ.$$

4. Рассчитываем скорость ветра:

$$U = \frac{45}{\sin 48^\circ} = \frac{45}{0,7} = 64 \text{ км/ч}.$$

5. Метеорологическое направление ветра будет

$$\delta = 342 + (-8) + (-5) - (-48) = 17^\circ.$$

3.3. Эквивалентный ветер

При решении навигационных задач можно оценить влияние ветра на путевую скорость, пользуясь эквивалентным ветром.

Эквивалентный ветер представляет собой условный ветер, направление которого совпадает с ЛЗП, а скорость такая, что при данной воздушной скорости ВС он создает такую же путевую скорость, что и действительный ветер в данной точке пространства (рис. 21):

$$V + U_{\text{ЭКВ}} = W,$$

откуда $U_{\text{ЭКВ}} = W - V$.

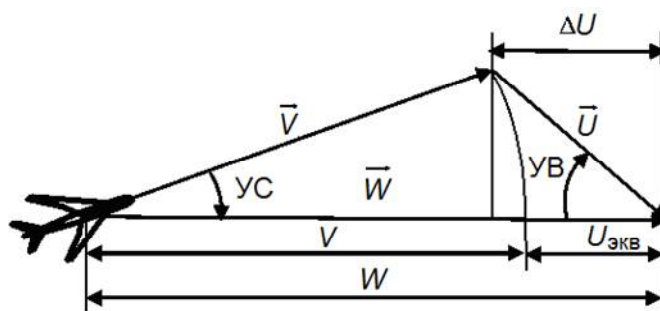


Рис. 21. Эквивалентный ветер

Эквивалентный ветер может быть только попутным или встречным. Его значение в одной и той же точке пространства зависит от скорости или направления полета ВС, а также от параметров реального ветра.

Он может быть рассчитан по зависимости:

$$U_{\text{ЭКВ}} = U \cos УВ - \frac{U^2}{2V} \cdot \sin^2 УВ \text{ или } U_{\text{ЭКВ}} = U_{\text{прод}} - \frac{U_{\text{бок}}^2}{2V}.$$

Для каждого типа ВС и среднего значения его скорости рассчитаны и составлены таблицы эквивалентного ветра (табл. 6).

Таблица 6

Скорость эквивалентного ветра для ВС с $V_{н} = 400...500$ км/ч

Угол ветра, град	Скорость ветра, км/ч									
	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
0, 360	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
5, 355	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
10, 350	20	39	59	78	98	117	137	156	176	196
15, 345	19	38	58	77	96	115	134	152	171	190
20, 340	19	37	56	74	93	111	129	147	165	183
25, 335	18	36	54	71	89	106	123	140	157	173
30, 330	17	34	51	68	84	100	116	131	147	162
35, 325	16	32	48	63	78	93	107	122	135	149
40, 320	15	30	44	58	72	85	98	111	123	135
45, 315	14	27	40	53	65	77	88	99	109	119
50, 310	13	25	36	47	58	68	77	86	95	102
55, 305	11	22	32	41	50	58	66	73	79	85
60, 300	10	19	27	35	42	48	54	59	63	67
65, 295	8	15	22	28	33	35	41	44	46	48
70, 290	6	12	17	21	24	27	29	30	30	29
75, 285	5	9	12	14	16	16	16	15	13	10
80, 280	3	5	6	7	7	5	3	0	-4	-8
85, 275	1	2	1	0	-2	-5	-9	-14	-20	-27
90, 270	-1	-2	-4	-7	-11	-16	-22	-28	-36	-44
95, 265	-2	-5	-9	-14	-20	-26	-34	-42	-51	-62
100, 260	-4	-9	-14	-21	-28	-36	-45	-55	-66	-78
105, 255	-6	-12	-19	-27	-36	-46	-57	-68	-80	-93
110, 250	-7	-15	-24	-34	-44	-55	-67	-80	-93	-108
115, 245	-9	-18	-29	-40	-51	-66	-77	-91	-106	-121
120, 240	-10	-21	-33	-45	-58	-72	-86	-101	-117	-133
125, 235	-12	-24	-37	-51	-65	-80	-95	-111	-127	-145
130, 230	-13	-27	-41	-56	-71	-87	-103	-120	-137	-155
135, 225	-14	-29	-44	-60	-76	-93	-110	-127	-145	-164
140, 220	-15	-31	-47	-64	-81	-99	-116	-134	-153	-171
145, 215	-16	-33	-50	-68	-86	-104	-122	-140	-159	-179
150, 210	-17	-35	-53	-71	-89	-108	-127	-146	-165	-184
155, 205	-18	-36	-55	-74	-93	-112	-131	-150	-169	-189
160, 200	-19	-38	-57	-76	-95	-115	-134	-153	-173	-193
165, 195	-19	-39	-58	-78	-97	-117	-137	-157	-176	-196
170, 190	-20	-39	-59	-79	-99	-118	-138	-158	-178	-198
175, 185	-20	-40	-60	-80	-100	-120	-140	-160	-180	-200
180, 180	-20	-40	-60	-80	-100	-120	-140	-160	-180	-200

Различают мгновенные и средние значения скорости эквивалентного ветра. Средний за сезон или год эквивалентный ветер по данному маршруту определяется на основе метеорологических наблюдений. Средний эквивалентный ветер по маршруту определяется с использованием скоростей эквивалентного ветра на каждом участке.

Задачи

3.1. Определить ожидаемые значения угла сноса, путевой скорости, времени полета и расчетного курса следования по следующим исходным данным.

№ п/п	ЗМПУ, град	$V_{и}$, км/ч	δ , град	U , км/ч	S , км
1	250	180	220	40	146
2	030	240	260	60	55
3	070	300	100	50	130
4	120	420	340	140	180
5	200	480	20	70	110
6	300	360	270	120	75

3.2. Определить метеорологическое направление и скорость ветра по следующим исходным данным.

№ п/п	ЗМПУ, град	$V_{и}$, км/ч	УС, град	W , км/ч	ΔM , град
1	124	770	-8	740	-5
2	259	360	6	390	13
3	043	180	4	160	-10
4	344	860	-5	790	-4
5	016	940	12	850	5
6	906	410	-4	500	-13

4. ПРИМЕНЕНИЕ УГЛОМЕРНЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Радиотехническим средствам отводится одно из важнейших мест при решении задач навигации, и в комплексе с другими средствами они обеспечивают точное и надежное самолетовождение.

По месту расположения они делятся на бортовые и наземные. Бортовое и соответствующее ему наземное оборудование применяются в комплексе и образуют радиотехническую систему навигации.

По назначению и дальности действия радиотехнические системы навигации подразделяются на системы дальней навигации, системы ближней навигации и системы посадки ВС.

По виду измеряемых параметров радиотехнические системы делятся на угломерные, дальномерные, угломерно-дальномерные и разностно-дальномерные.

Наибольшее распространение в авиации получили угломерные радиотехнические системы навигации, позволяющие определять направление на ВС от радионавигационной точки или от ВС на радионавигационную точку: радиокомпасные, радиопеленгаторные и радиомаячные.

При пеленговании с помощью радиокомпаса основными элементами пеленгования являются курсовой угол радиостанции, пеленг радиостанции, пеленг ВС (рис. 22).

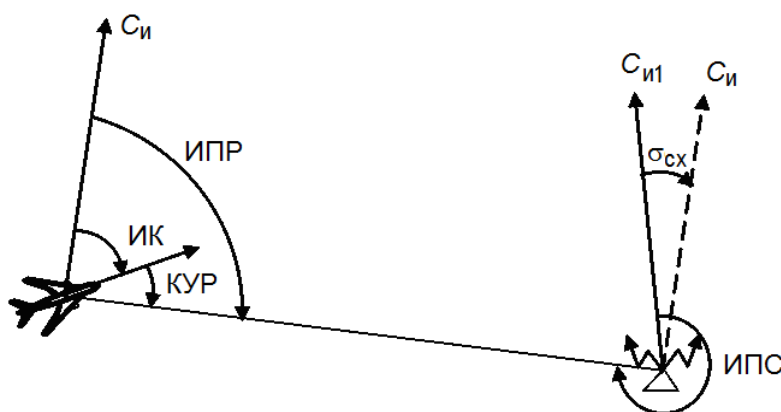


Рис. 22. Основные элементы пеленгования

Курсовой угол радиостанции – угол, заключенный между продольной осью ВС и ортодромическим направлением на радиостанцию.

Пеленг радиостанции – угол, заключенный между северным направлением меридиана, принятого за начало отсчета, проходящего через ВС, и ортодромическим направлением на радиостанцию.

Пеленг самолета – угол, заключенный между северным направлением меридиана, принятого за начало отсчета, проходящего через место установки радиостанции, и ортодромическим направлением на воздушное судно.

Меридианы радиостанции и ВС не параллельны, и линия ортодромического направления от ВС на радиостанцию пересекает эти меридианы под разными углами.

Угол схождения меридианов ($\sigma_{сх}$) двух точек – это разность путевых углов ортодромии, проходящей через эти точки. Упрощенно его можно представить как угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана, проходящего через радиостанцию, и северным направлением истинного меридиана, проходящего через ВС, перенесенного в точку расположения радиостанции параллельно самому себе.

Радиокомпасные системы позволяют решать следующие задачи:

- выполнять полет от радиостанции или на нее в заданном направлении;
- осуществлять контроль по направлению и дальности;
- определять момент пролета радиостанции или ее траверза, место ВС и навигационные элементы;
- выполнять заход на посадку по установленной схеме.

Рассмотрим выполнение контроля пути по направлению с применением радиокомпаса при полете от радиостанции или на нее.

4.1. Полет от радиостанции

Полет от радиостанции в заданном направлении может быть выполнен, если она расположена на линии пути или ее продолжении. При этом по результатам осуществления контроля пути по направлению полет может выполняться с выходом на ЛЗП и дальнейшим полетом по ней или с выходом в ППМ.

Контроль пути по направлению при полете от радиостанции выполняется путем сравнения ПС с ЗПУ (рис. 23).

При применении магнитного курсового прибора это будет

$$\text{МПС} = \text{МК} + \text{КУР} \pm 180^\circ \text{ или } \text{МПС} = \text{МК} + \text{УС},$$

где $\text{УС} = \text{КУР} - 180^\circ$.

Если $\text{МПС} = \text{ЗМПУ}$, то ВС находится на ЛЗП, если $\text{МПС} < \text{ЗМПУ}$, то ВС – слева от ЛЗП, если $\text{МПС} > \text{ЗМПУ}$, то ВС – справа от ЛЗП.

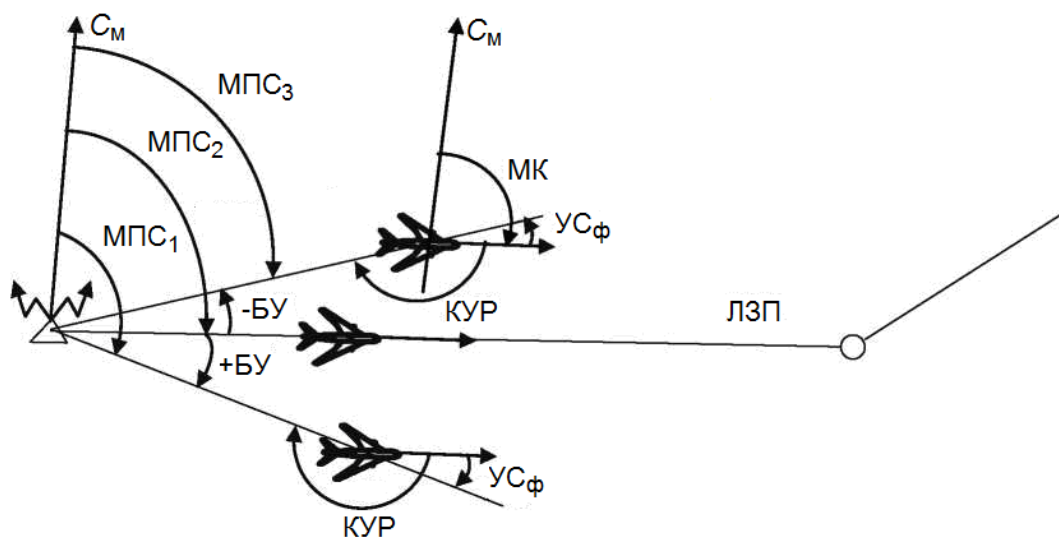


Рис. 23. Полет от радиостанции

При наличии расхождений между МПС и ЗМПУ рассчитывается величина бокового уклонения:

$$\text{БУ} = \text{МПС} - \text{ЗМПУ}.$$

Если ВС достаточно точно прошло радиостанцию и следовало от нее с постоянным курсом, то $\text{ФМПУ} = \text{МПС}$ и можно найти фактический угол сноса:

$$\text{УС}_\phi = \text{ФМПУ} - \text{МК}_p \text{ или } \text{УС}_\phi = \text{КУР} - 180^\circ.$$

Пример 25. Воздушное судно выполняет полет по участку маршрута с $\text{ЗМПУ} = 250^\circ$, выдерживая $\text{МК}_p = 242^\circ$. При этом $\text{КУР} = 190^\circ$. Определить МПС, БУ и УС_ϕ .

Решение. 1. Находим МПС: $\text{МПС} = 242 + 190 - 180 = 252^\circ$.

2. Рассчитываем величину БУ: $\text{БУ} = 252 - 250 = 2^\circ$.

3. Определяем фактический УС: $\text{УС}_\phi = 190 - 180 = 10^\circ$.

При контроле пути по направлению необходимо определить линейное боковое уклонение, которое позволяет судить о положении ВС в пределах ширины трассы:

$$\text{ЛБУ} = S_{\text{пр}} \text{tgБУ}.$$

После определения ЛБУ принимается решение, каким образом будет продолжаться полет: с выходом на ЛЗП или с выходом на ППМ.

Если ЛБУ превышает значение половины ширины трассы, т. е. при значительном уклонении от ЛЗП, а также если необходимо строго следовать по ЛЗП, необходимо выйти на ЛЗП, задавшись углом выхода $20...90^\circ$ (рис. 24).

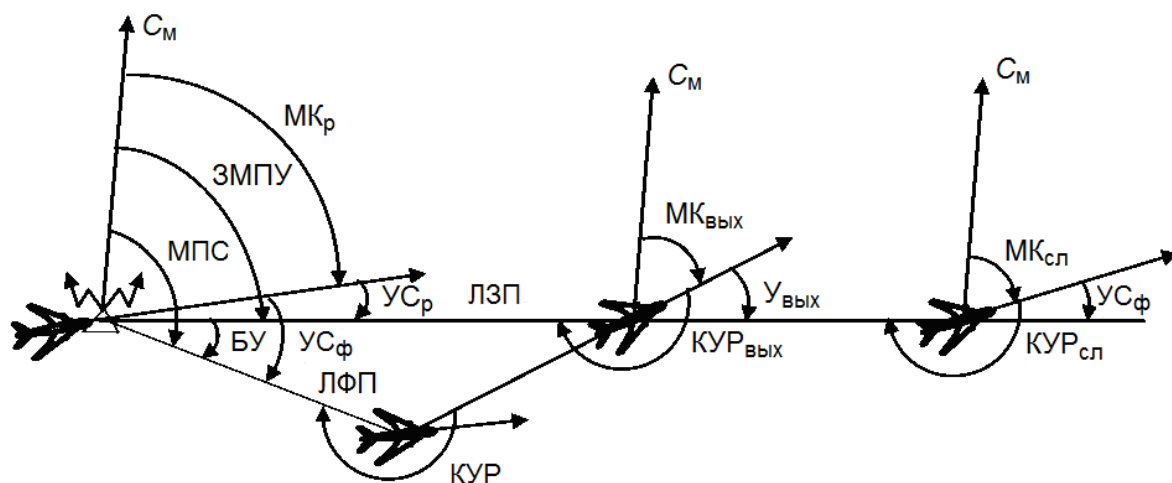


Рис. 24. Полет от радиостанции с выходом на ЛЗП

Далее рассчитывается курс выхода на ЛЗП:

$$MK_{\text{вых}} = ЗМПУ - Y_{\text{вых}}.$$

Знак угла выхода соответствует стороне уклонения: при уклонении влево «-», вправо «+».

Выход на ЛЗП контролируется по $KUR_{\text{вых}}$:

$$KUR_{\text{вых}} = 180^\circ + Y_{\text{вых}}.$$

Выйдя на ЛЗП, экипаж ВС берет курс следования по ЛЗП:

$$MK_{\text{сл}} = ЗМПУ - UC_{\phi} \text{ или } MK_{\text{сл}} = MK_p - БУ.$$

Контроль полета по ЛЗП осуществляется по $KUR_{\text{сл}}$ или $MPC_{\text{сл}}$:

$$KUR_{\text{сл}} = 180^\circ + UC_{\phi}; \quad MPC_{\text{сл}} = ЗМПУ.$$

Поправка в курс подсчетом в уме определяется по следующим правилам:

- 1) если пройденное расстояние равно оставшемуся, то поправка в курс равна 2БУ;
- 2) если пройденное расстояние в 2 раза больше оставшегося, то поправка в курс равна 3БУ;
- 3) если пройденное расстояние в 2 раза меньше оставшегося, то поправка в курс равна 1,5БУ.

Пример 26. Воздушное судно выполняет полет по участку воздушной трассы с $ЗМПУ = 044^\circ$, выдерживая $MK_p = 048^\circ$. Через 8 мин полета с путевой скоростью 480 км/ч произведен отсчет $KUR = 170^\circ$. Ширина воздушной трассы 10 км. Определить $MK_{\text{вых}}$, $KUR_{\text{вых}}$, если $Y_{\text{вых}} = 40^\circ$, а также $MK_{\text{сл}}$ и $KUR_{\text{сл}}$ по воздушной трассе.

Решение. 1. Находим МПС: $МПС = 048 + 170 - 180 = 038^\circ$.

2. Рассчитываем величину БУ: $БУ = 038 - 044 = -6^\circ$.

3. Определяем фактический угол сноса:

$$УС_{\phi} = 170 - 180 = -10^\circ.$$

4. Находим пройденное расстояние с использованием НЛ по следующему алгоритму (рис. 25): $S_{\text{пр}} = 64$ км.

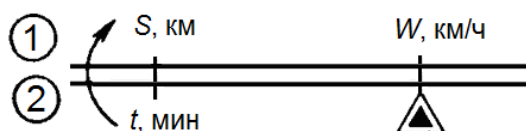


Рис. 25. Алгоритм определения пройденного расстояния

5. Определяем с помощью НЛ величину ЛБУ: $ЛБУ = -7$ км.

6. Рассчитываем магнитный курс выхода на ЛЗП:

$$МК_{\text{вых}} = 044 - (-40) = 084^\circ.$$

7. Рассчитываем КУР_{вых} на ЛЗП:

$$КУР_{\text{вых}} = 180 - 40 = 140^\circ.$$

8. Определяем МК_{сл} по ЛЗП:

$$МК_{\text{сл}} = 044 - (-10) = 054^\circ.$$

9. Рассчитываем КУР_{сл} по воздушной трассе:

$$КУР_{\text{сл}} = 180 + (-10) = 170^\circ.$$

При незначительном уклонении от ЛЗП, а также если оставшееся до ППМ расстояние невелико, возможен выход ВС сразу на ППМ.

Для следования на ППМ после определения БУ необходимо рассчитать дополнительную поправку и поправку в курс. ДП рассчитывается по пройденному и оставшемуся расстоянию или времени:

$$ДП = \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{ост}}} \cdot БУ \quad \text{или} \quad ДП = \frac{t_{\text{пр}}}{t_{\text{ост}}} \cdot БУ.$$

Затем определяется ПК:

$$ПК = БУ + ДП.$$

Решение данных зависимостей возможно с использованием НЛ по следующему алгоритму (рис. 26).

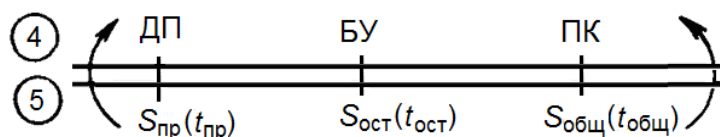


Рис. 26. Алгоритм определения ДП и ПК

Далее определяется магнитный курс следования на ППМ (рис. 27):

$$MK_{ППМ} = MK_p - ПК.$$

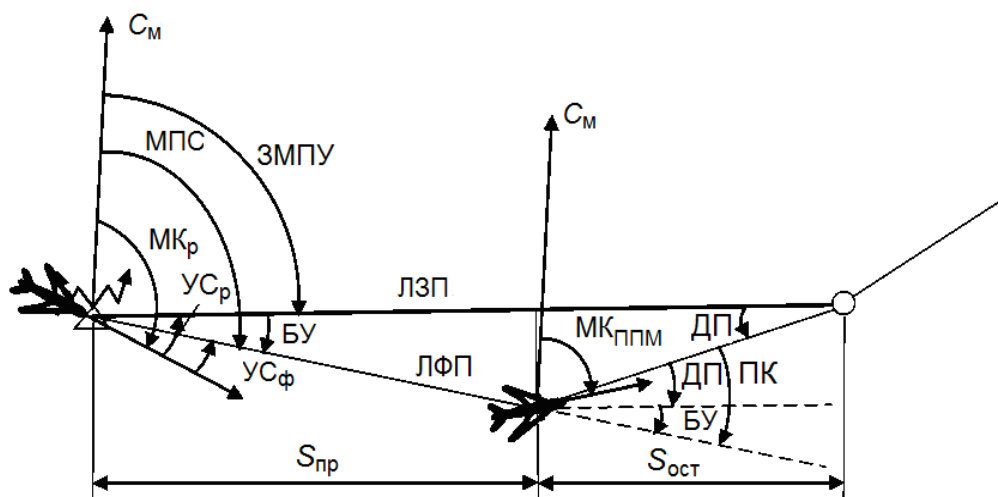


Рис. 27. Полет от радиостанции с выходом на ППМ

Пример 27. Воздушное судно выполняет полет с $MK_p = 264^\circ$ по участку маршрута с $ЗМПУ = 268^\circ$. Через 12 мин после пролета радиостанции произведен отсчет $KУР = 188^\circ$. Расчетное время полета по данному участку равно 18 мин. Определить $MK_{ППМ}$.

Решение. 1. Находим МПС: $МПС = 264 + 188 - 180 = 272^\circ$.

2. Рассчитываем величину БУ: $БУ = 272 - 268 = 4^\circ$.

3. Оставшееся время полета до ППМ:

$$t_{ост} = t_{общ} - t_{пр} = 18 - 12 = 6 \text{ мин.}$$

4. Определяем ДП и ПК с помощью НЛ: $ДП = 8^\circ$, $ПК = 12^\circ$.

5. Рассчитываем $MK_{ППМ}$:

$$MK_{ППМ} = 264 - 12 = 250^\circ.$$

Задачи

4.1. Самолет выполняет полет с $MK = ЗМПУ = 140^\circ$. Через 10 мин полета экипаж отсчитал $KУР = 190^\circ$. Определить $MK_{вых}$ и $KУР_{вых}$, если $У_{вых} = 40^\circ$, а также $MK_{сл}$ и $KУР_{сл}$ по ЛЗП.

4.2. ЗМПУ = 330°. Самолет выполняет полет с МК = 325°. Через 7 мин полета экипаж отсчитал КУР = 188°. Определить МК_{ВЫХ} и КУР_{ВЫХ}, если У_{ВЫХ} = 20°, а также МК_{сл} и КУР_{сл} по ЛЗП.

4.3. ЗМПУ = 271°. Самолет выполняет полет с МК = 265°. Через 12 мин полета экипаж отсчитал КУР = 175°. Определить МК_{ВЫХ} и КУР_{ВЫХ}, если У_{ВЫХ} = 40°, а также МК_{сл} и КУР_{сл} по ЛЗП.

4.4. ЗМПУ = 006°. Самолет выполняет полет с МК = 010°. Через 15 мин полета экипаж отсчитал КУР = 165°. Определить МК_{ВЫХ} и КУР_{ВЫХ}, если У_{ВЫХ} = 50°, а также МК_{сл} и КУР_{сл} по ЛЗП.

4.5. Самолет выполняет полет с МК = 162°, ЗМПУ = 155°. Через 9 мин полета экипаж отсчитал КУР = 185°. Определить МК_{ВЫХ} и КУР_{ВЫХ}, если У_{ВЫХ} = 40°, а также МК_{сл} и КУР_{сл} по ЛЗП.

4.6. Самолет выполняет полет с МК = ЗМПУ = 300°. Через 18 мин полета экипаж отсчитал КУР = 176°. До пролета ППМ осталось 6 мин полета. Определить МК_{ППМ}.

4.7. ЗМПУ = 046°. Самолет выполняет полет с МК = 054°. Через 12 мин полета экипаж отсчитал КУР = 180°. До пролета ППМ осталось 6 мин полета. Определить МК_{ППМ}.

4.8. Самолет выполняет полет с МК = 045°. ЗМПУ = 055°. Через 18 мин полета экипаж отсчитал КУР = 192°. До пролета ППМ осталось 6 мин полета. Определить МК_{ППМ}.

4.9. Самолет выполняет полет с МК = 278°. ЗМПУ = 270°. Через 12 мин полета экипаж отсчитал КУР = 172°. До пролета ППМ осталось 6 мин полета. Определить МК_{ППМ}.

4.10. ЗМПУ = 057°. Самолет выполняет полет с МК = 064°. Через 6 мин полета экипаж отсчитал КУР = 168°. До пролета ППМ осталось 6 мин полета. Определить МК_{ППМ}.

4.11. ЗМПУ = 191°. Приводная радиостанция расположена в ППМ. Самолет прошел ППМ в 00.13 с МК = 195°. В 00.39 отсчитали КУР = 182°. $t_{общ}$ = 00.54. Определить сторону и величину бокового уклонения самолета от ЛЗП, МК_{ППМ}.

4.12. ЗМПУ = 118°. Приводная радиостанция расположена в ППМ. Самолет прошел ППМ в 00.43 с МК = 122°. В 01.03 отсчитали КУР = 174°. $t_{общ}$ = 00.31. Определить сторону и величину бокового уклонения самолета от ЛЗП, МК_{ППМ}.

4.13. Самолет прошел РНТ с МК = 298°. ЗМПУ участка ЛЗП, проходящего через РНТ равен 270°. В 19.25 при КУР = 185° экипаж принял решение выйти на ЛЗП, взяв $У_{\text{вых}} = 40^\circ$. Определить $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$.

4.14. Самолет прошел РНТ с МК = 187°. ЗМПУ участка ЛЗП, проходящего через РНТ равен 222°. В 04.05 при КУР = 175° экипаж принял решение выйти на ЛЗП, взяв $У_{\text{вых}} = 60^\circ$. Определить $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$.

4.15. ЗМПУ = 246°. После прохождения РНТ экипаж получил команду на сохранение МК = 190°. Через 10 мин при КУР = 175° получена команда на выход на ЛЗП с МК = 270°. Определить момент выхода на ЛЗП.

4.16. ЗМПУ = 076°. Однако при прохождении РНТ экипаж получил команду на сохранение МК = 047°. Через 9 мин при КУР = 188° получена команда на выход на ЛЗП с МК = 106°. Определить момент выхода на ЛЗП.

4.17. ЗМПУ = 128°. При прохождении РНТ экипаж получил команду на сохранение МК = 160°. Через 12 мин при КУР = 188° получена команда на выход на ЛЗП с МК = 098°. Определить момент выхода на ЛЗП.

4.2. Полет на радиостанцию

При полете на радиостанцию контроль пути по направлению осуществляется путем сравнения ПР с ЗПУ (рис. 28).

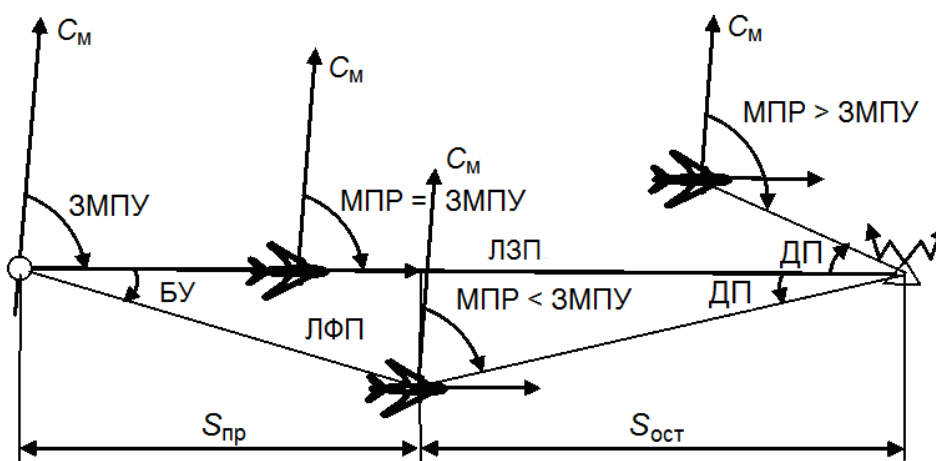


Рис. 28. Полет на радиостанцию

Если применяется магнитный датчик курса, то

$$МПР = МК + КУР$$

$$\text{или } МПР = МК + \alpha,$$

где $\alpha = КУР - 360^\circ$.

При $MПР = ЗМПУ$ ВС находится на ЛЗП, при $MПР > ЗМПУ$ ВС – слева от ЛЗП, при $MПР < ЗМПУ$ ВС – справа от ЛЗП.

При полете на радиостанцию подлежат определению ДП, ПК и $УС_{\phi}$.

ДП рассчитывается по формуле

$$ДП = ЗМПУ - МПР.$$

Боковое уклонение рассчитывается по пройденному и оставшемуся расстоянию или времени:

$$БУ = \frac{S_{ост}}{S_{пр}} \cdot ДП \quad \text{или} \quad БУ = \frac{t_{ост}}{t_{пр}} \cdot ДП.$$

Данные зависимости могут быть реализованы с использованием НЛ по алгоритму, приведенному на рис. 26.

Угол сноса рассчитывается по формуле

$$УС_{\phi} = (\pm УС_p) + (\pm БУ).$$

При возникновении уклонения ВС от ЛЗП дальнейшее продолжение полета возможно с выходом прямо на радиостанцию, расположенную в ППМ, или с выходом на ЛЗП и дальнейшим полетом по ЛЗП.

Полет с выходом на ЛЗП выполняется, когда необходимо строго следовать по ЛЗП, а также при значительном боковом уклонении от ЛЗП (рис. 29).

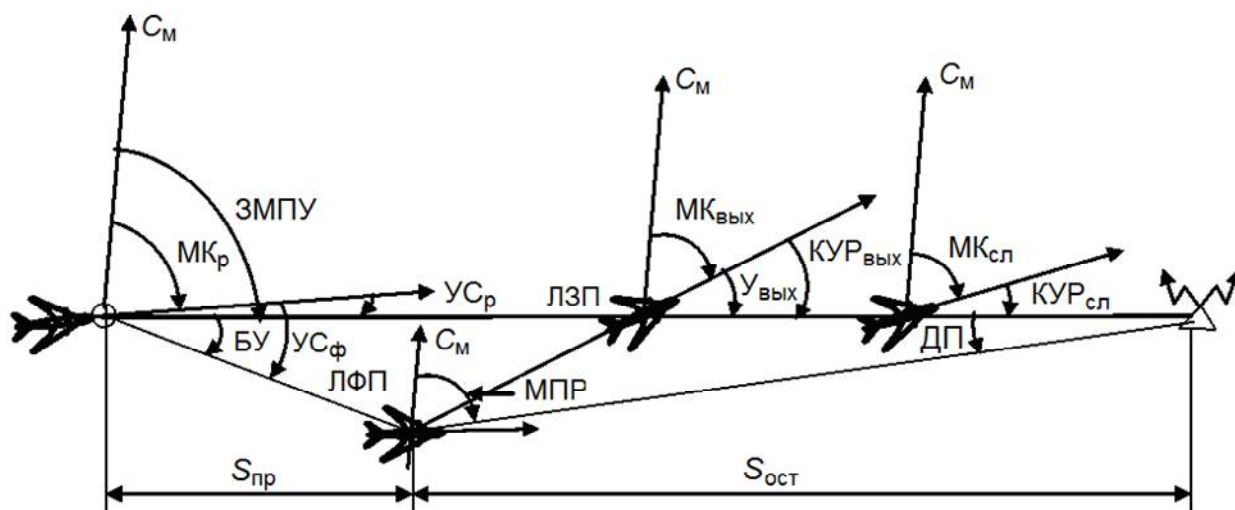


Рис. 29. Полет на радиостанцию с выходом на ЛЗП

В этом случае после расчета ДП задаются углом выхода ($20...90^\circ$) и рассчитывают $MK_{вых}$:

$$MK_{вых} = ЗМПУ - (\pm У_{вых}).$$

Знак $У_{вых}$ соответствует знаку ДП.

Контролируется выход на ЛЗП по КУР_{ВЫХ} при МПР = ЗМПУ:

$$\text{КУР}_{\text{ВЫХ}} = 360^\circ + (\pm \text{У}_{\text{ВЫХ}}).$$

После выхода на ЛЗП воздушное судно следует с МК_{сл}, осуществляя контроль по КУР_{сл}:

$$\text{МК}_{\text{сл}} = \text{МК}_p - (\pm \text{БУ});$$

$$\text{КУР}_{\text{сл}} = 360^\circ + (\pm \text{УС}_\phi).$$

Пример 28. Воздушное судно выполняет полет по участку воздушной трассы с ЗМПУ = 347°, выдерживая МК_p = 354°. Через 12 мин полета с путевой скоростью 420 км/ч произведен отсчет КУР = 348°. Оставшееся время полета до ППМ по расчету составляет 14 мин. Ширина воздушной трассы 10 км. Определить МК_{ВЫХ}, КУР_{ВЫХ}, если У_{ВЫХ} = 60°, а также МК_{сл} и КУР_{сл} по воздушной трассе.

Решение. 1. Находим МПР:

$$\text{МПР} = 354 + 348 - 360 = 342^\circ.$$

2. Рассчитываем величину ДП:

$$\text{ДП} = 347 - 342 = +5^\circ.$$

3. Находим значение БУ, используя НЛ: БУ = +6°.

4. Определяем МК_{ВЫХ}:

$$\text{МК}_{\text{ВЫХ}} = 347 - 60 = 287^\circ.$$

5. Вычисляем КУР_{ВЫХ}:

$$\text{КУР}_{\text{ВЫХ}} = 360 + 60 - 360 = 60^\circ.$$

6. Находим расчетный угол сноса:

$$\text{УС}_p = \text{ЗМПУ} - \text{МК}_p = 347 - 354 = -7^\circ.$$

7. Рассчитываем фактический угол сноса:

$$\text{УС}_\phi = (-7) + (+6) = -1^\circ.$$

8. Определяем МК_{сл}:

$$\text{МК}_{\text{сл}} = 347 - (-1) = 348^\circ.$$

9. Вычисляем КУР_{сл}:

$$\text{КУР}_{\text{сл}} = 360 + (-1) = 359^\circ.$$

Полет на радиостанцию с выходом на ППМ применяется, когда уклонение ВС от ЛЗП или оставшееся до ППМ расстояние малы (рис. 30).

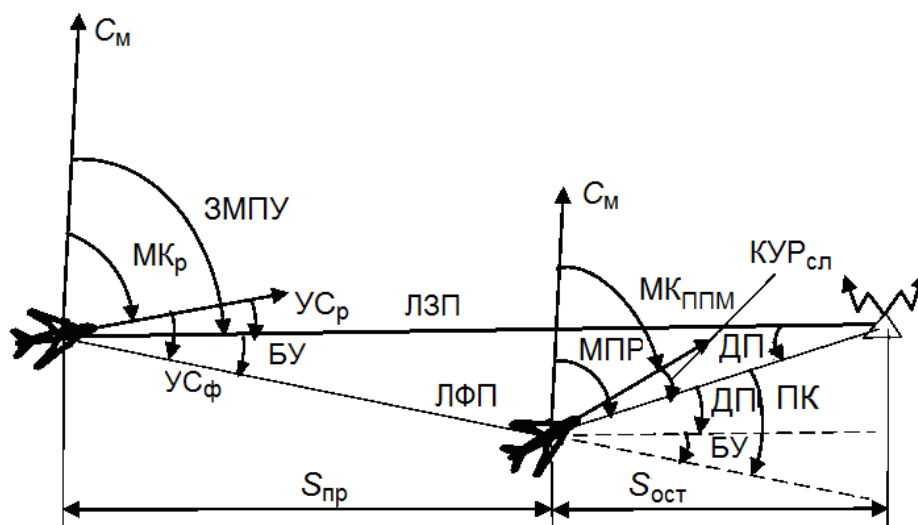


Рис. 30. Полет на радиостанцию с выходом на ППМ

При этом после определения ДП рассчитываются БУ, а затем ПК. Определяется $MK_{ППМ}$ по зависимости:

$$MK_{ППМ} = MK_p - ПК.$$

Контроль пути по направлению осуществляется по $KУР_{сл}$:

$$KУР_{сл} = 360^\circ + УС_ф.$$

Пример 29. Воздушное судно выполняет полет с $MK_p = 238^\circ$ по участку маршрута с $ЗМПУ = 233^\circ$. Через 7 мин после пролета ППМ на удалении от него 84 км произведен отсчет $KУР = 348^\circ$. Длина участка маршрута составляет 116 км. Определить $MK_{ППМ}$.

Решение. 1. Находим МПР:

$$МПР = 238 + 348 - 360 = 226^\circ.$$

2. Рассчитываем величину ДП:

$$ДП = 233 - 226 = 7^\circ.$$

3. Вычисляем оставшееся расстояние:

$$S_{ост} = S_{общ} - S_{пр} = 116 - 84 = 32 \text{ км.}$$

4. Определяем БУ и ПК с помощью НЛ: БУ = 2° , ПК = 9° .

5. Рассчитываем $MK_{ППМ}$:

$$MK_{ППМ} = 238 - 9 = 229^\circ.$$

Задачи

4.18. Самолет выполняет полет с $МК = 274^\circ$, $ЗМПУ = 278^\circ$. Через 11 мин полета экипаж отсчитал $КУР = 8^\circ$. Расчетное время полета по участку маршрута составило 24 мин. Определить $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$, если $У_{\text{вых}} = 60^\circ$, а также $МК_{\text{сл}}$ и $КУР_{\text{сл}}$ по ЛЗП.

4.19. $ЗМПУ = 052^\circ$. Самолет выполняет полет с $МК = 054^\circ$. Через 9 мин полета на удалении от РНТ 68 км экипаж отсчитал $КУР = 354^\circ$. Протяженность участка маршрута равна 174 км. Определить $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$, если $У_{\text{вых}} = 30^\circ$, а также $МК_{\text{сл}}$ и $КУР_{\text{сл}}$ по ЛЗП.

4.20. $ЗМПУ = 080^\circ$. Самолет выполняет полет с $МК = 093^\circ$. Через 10 мин полета экипаж отсчитал $КУР = 10^\circ$. Длина участка маршрута составляет 118 км, а определенная путевая скорость – 360 км/ч. Определить $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$, если $У_{\text{вых}} = 70^\circ$, а также $МК_{\text{сл}}$ и $КУР_{\text{сл}}$ по ЛЗП.

4.21. $ЗМПУ = 340^\circ$. Самолет выполняет полет с $МК = 333^\circ$. Через 9 мин полета экипаж отсчитал $КУР = 6^\circ$. Определить $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$, если $У_{\text{вых}} = 30^\circ$, а также $МК_{\text{сл}}$ и $КУР_{\text{сл}}$ по ЛЗП. Расчетное время полета по данному участку маршрута 19 мин.

4.22. Самолет выполняет полет с $МК = 030^\circ$, $ЗМПУ = 037^\circ$. Через 10 мин полета экипаж отсчитал $КУР = 12^\circ$. Пройденное расстояние составило 84 км, а длина участка – 205 км. Определить $МК_{\text{вых}}$ и $КУР_{\text{вых}}$, если $У_{\text{вых}} = 50^\circ$, а также $МК_{\text{сл}}$ и $КУР_{\text{сл}}$ по ЛЗП.

4.23. $ЗМПУ = 040^\circ$. Самолет выполняет полет с $МК = 044^\circ$. Через 9 мин полета на удалении от РНТ 56 км экипаж отсчитал $КУР = 352^\circ$. Протяженность участка маршрута составляет 146 км. Определить $МК_{\text{ППМ}}$.

4.24. $ЗМПУ = 220^\circ$. Самолет выполняет полет с $МК = 218^\circ$. Через 10 мин полета экипаж отсчитал $КУР = 6^\circ$. До пролета ППМ осталось 6 мин полета. Определить $МК_{\text{ППМ}}$.

4.25. $ЗМПУ = 100^\circ$. Самолет выполняет полет с $МК = 110^\circ$. Через 15 мин полета экипаж отсчитал $КУР = 354^\circ$. До пролета ППМ осталось 9 мин полета. Определить $МК_{\text{ППМ}}$.

4.26. Самолет выполняет полет с $МК = 070^\circ$, $ЗМПУ = 075^\circ$. Через 12 мин полета на удалении от РНТ 88 км экипаж отсчитал $КУР = 12^\circ$. Пройдено было 137 км. Определить $МК_{\text{ППМ}}$.

4.27. ЗМПУ = 180°. Самолет выполняет полет с МК = 178°. Через 10 мин полета экипаж отсчитал КУР = 356°. До пролета ППМ осталось 4 мин полета. Определить МК_{ППМ}.

4.3. Определение места воздушного судна

Место самолета с применением угломерных радиотехнических средств может быть получено в результате прокладки на карте двух истинных пеленгов ВС:

- от двух радиостанций;
- двукратным пеленгованием одной боковой радиостанции.

Для расчета пеленга используется зависимость:

$$\text{ИПС} = \text{ИК} + \text{КУР} \pm 180^\circ + \sigma_{\text{сх}},$$

где $\sigma_{\text{сх}}$ – угол схождения меридианов.

Поправка на угол схождения меридианов рассчитывается по формуле

$$\sigma_{\text{сх}} = (\lambda_{\text{р}} - \lambda_{\text{с}}) \sin \varphi_{\text{ср}},$$

где $\varphi_{\text{ср}} = \frac{\varphi_{\text{р}} + \varphi_{\text{с}}}{2}$ – среднее значение широты по участку маршрута; $\varphi_{\text{с}}$, $\lambda_{\text{с}}$ – широта и долгота места ВС; $\varphi_{\text{р}}$, $\lambda_{\text{р}}$ – широта и долгота места установки радиостанции.

При полетах в умеренных широтах на дальностях до РНТ, не превышающих 100... 150 км, поправку на угол схождения меридианов можно не учитывать, т. к. ее величина не превышает значения суммарной погрешности в определении пеленга.

Для определения МС по двум радиостанциям с наибольшей точностью необходимо выбирать РНТ так, чтобы одна из них находилась на линии пути или ее продолжении, а вторая была боковой. Угол пересечения между линиями пеленгов желательно, чтобы был близок к 90°, или, в крайнем случае, не выходил за пределы 30° < УП < 150°. В противном случае погрешность определения МС будет увеличиваться в разы.

Пеленгование в первую очередь осуществляется той РНТ, пеленг которой изменяется медленнее, т. е. находящейся вблизи ЛЗП (рис. 31).

Полученные пеленги прокладываются на карте. Точка их пересечения будет наиболее вероятным местоположением ВС в момент второго пеленгования. Интервал между отсчетом курсовых углов или пеленгов не должен превышать 1 мин.

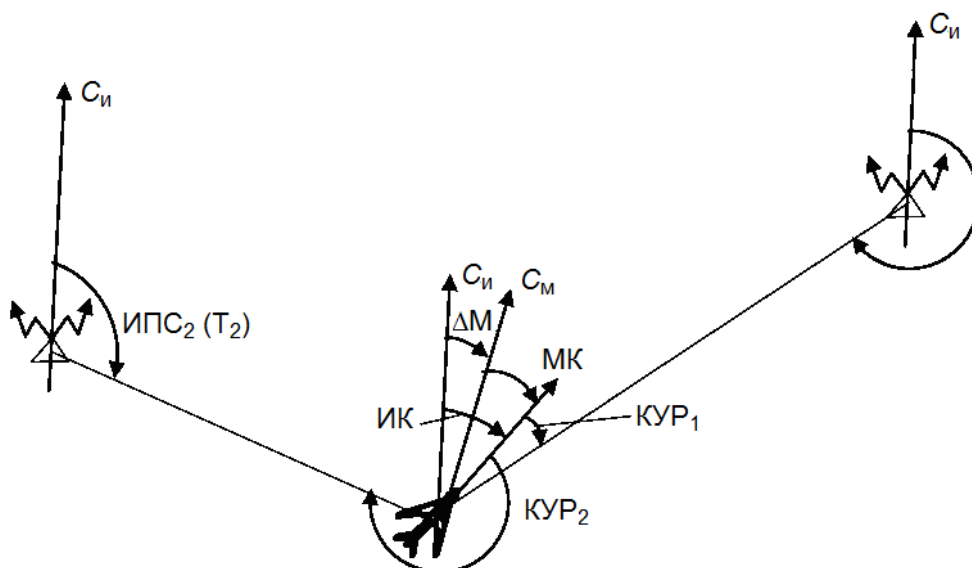


Рис. 31. Определение МС одновременным пеленгованием двух радиостанций

Если невозможно одновременно выполнить отсчет курсовых углов или пеленгов, т. е. $T_2 - T_1 > 1$ мин, то возникающая при этом ошибка определения места устраняется путем переноса линии первого пеленга параллельно самой себе на величину пройденного расстояния в направлении полета (рис. 32):

$$S = W(T_2 - T_1).$$

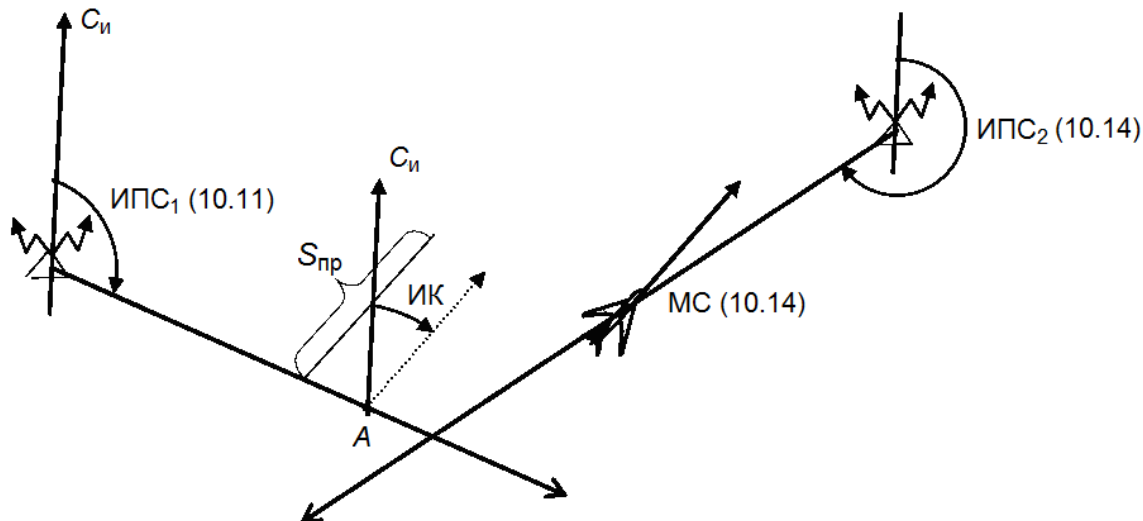


Рис. 32. Определение МС пеленгованием двух радиостанций при наличии временного интервала между пеленгованиями

МС может быть определено по одной боковой радиостанции путем ее двукратного пеленгования. При этом радиостанция должна находиться от ЛЗП на расстоянии 100...150 км. Между моментами пеленгования пеленг должен измениться не менее, чем на 25.30° . После выполнения пеленгования рассчитываются истинные пеленги ВС, которые прокладываются на карте. Из любой

5. ПРИМЕНЕНИЕ БОРТОВЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ

Бортовые радиолокационные станции являются автономными угломерно-дальномерными средствами и обеспечивают:

- получение на экране индикатора условного изображения пролетаемой местности;
- измерение наклонной дальности и курсового угла радиолокационного ориентира;
- обнаружение воздушных объектов (самолетов, грозовых очагов, облаков);
- предотвращение столкновений с наземными препятствиями и встречными самолетами в полете, а также попаданий в зоны опасных метеорологических явлений.

Условное изображение на экране индикатора уступает визуальной ориентировке по наблюдаемости малых объектов и разрешающей способности, но превосходит ее по дальности действия и точности измерений, применимости в сложных метеоусловиях и ночью.

БРЛС находят широкое применение для решения навигационных задач на ВС, не оборудованных пилотажно-навигационным комплексом, а также при выполнении полетов в районах с недостаточным радиотехническим обеспечением.

Они позволяют решать следующие задачи:

- вести общую ориентировку путем наблюдения за радиолокационным изображением местности и сравнения его с картой;
- осуществлять полет на РЛО;
- выводить самолет на линию заданного пути;
- определять навигационные элементы полета (угол сноса, путевую скорость);
- осуществлять контроль пути по направлению, дальности и месту;
- выполнять маневрирование с целью обхода опасных для полетов метеорологических явлений.

Дальность действия БРЛС зависит от технических характеристик станции, высоты полета и отражающих свойств радиолокационного ориентира. Современные БРЛС позволяют обнаруживать крупные промышленные центры на расстоянии до 250...350 км, средние города – до 150...200 км, береговую черту – до 100...200 км, крупные реки – до 100...150 км, грозовую облачность – до 150...200 км.

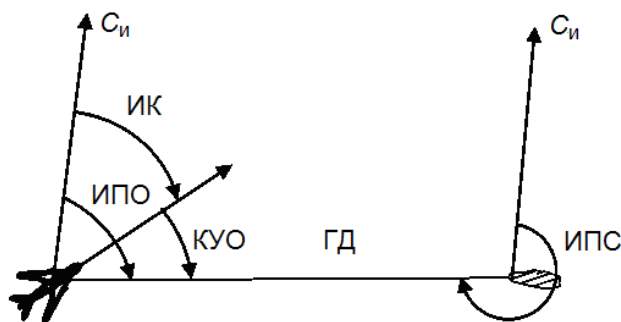


Рис. 34. Основные координаты, определяемые с помощью БРЛС

При определении МС и выполнении навигационных измерений и расчетов основными координатами, определяемыми радиолокатором, являются (рис. 34):

- 1) **курсовой угол ориентира** – угол, заключенный между продольной осью самолета и направлением от самолета на ориентир;
- 2) **истинный пеленг ориентира** – угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана, проходящего через место самолета, и направлением от самолета на ориентир:

$$\text{ИПО} = \text{ИК} + \text{КУО} = \text{МК} + (\pm\Delta\text{М}) + \text{КУО}.$$

Чаще применяется обратное направление, т. е. **истинный пеленг самолета** – угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана, проходящего через ориентир, и направлением от ориентира на самолет

$$\text{ИПС} = \text{ИК} + \text{КУО} \pm 180^\circ = \text{МК} + (\pm\Delta\text{М}) + \text{КУО} \pm 180^\circ.$$

Если расстояние от ориентира до ВС превышает 150...200 км и полет выполняется в высоких широтах, следует учитывать угол схождения меридианов;

- 3) **наклонная дальность** – кратчайшее расстояние от самолета до радиолокационного ориентира;
- 4) **горизонтальная дальность** – расстояние по земной поверхности от МС до радиолокационного ориентира:

$$\text{ГД} = \sqrt{\text{НД}^2 - H^2}.$$

ВАЖНО! Если $\text{НД} > 5H$, то практически можно считать, что $\text{НД} = \text{ГД}$.

Важное значение с точки зрения обеспечения безопасности полета имеет задача обнаружения опасных метеорологических явлений и безопасный их обход. Грозовые очаги обнаруживаются на дальностях 150...250 км в режиме работы станции «Метео». Чтобы выявить зоны наибольшей турбулентности, применяется режим «Контур», в котором система контурной индикации подавляет в приемнике отраженные сигналы определенного уровня. При подавлении

сильных сигналов на их месте на фоне ярких засветок от грозовых очагов появляются темные пятна.

При обнаружении грозовых очагов определяется расстояние от ВС до ближайшего к линии курса очага, его курсовой угол и боковое расстояние от очага относительно курсовой линии (рис. 35). **Безопасное боковое расстояние от границы грозы должно быть не менее 15 км.**

Угол отворота рассчитывается по формуле

$$УО = \alpha_{без} \pm КУГ,$$

где $\alpha_{без}$ – угол, соответствующий безопасному боковому расстоянию от новой линии курса до ближайшей границы грозового очага; КУГ – курсовой угол грозы.

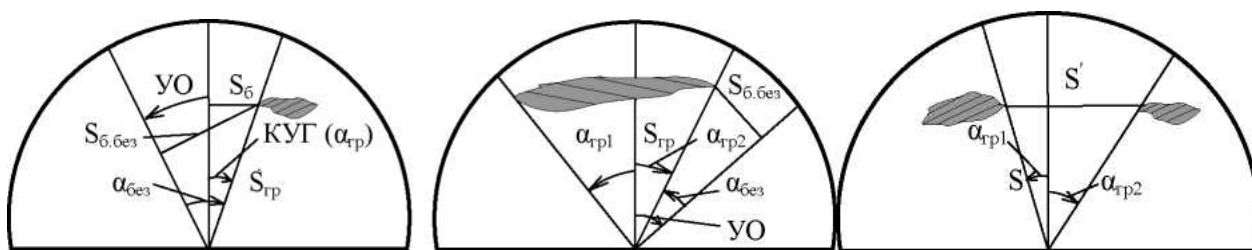


Рис. 35. Обход грозового очага без изменения высоты полета

Знак «+» берется в данной формуле в том случае, если ВС отворачивает в сторону грозового очага, а «-», если в противоположную сторону.

Так как курсовой угол грозы отсчитывается по направлению часовой стрелки от 0 до 360°, то удобнее пользоваться углом грозы $\alpha_{гр}$, который определяется по зависимости:

$$\alpha_{гр} = КУГ - 360^\circ.$$

Безопасный угол грозы $\alpha_{без}$ может быть определен по формуле

$$\alpha_{без} = \arcsin \frac{S_{б.без}}{S}.$$

Этот угол может быть определен по составленной табл. 7.

Таблица 7

Безопасный угол грозы ($S_{б.без} = 15$ км)

S_{j-p} , км	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150
$\alpha_{без}$, град	18	15	13	11	10	9	8	7	7	6	6

После расчета угла отворота определяется безопасный курс обхода:

$$MK_{обх} = MK_{сл} + УО.$$

При обнаружении фронтальной облачности с отдельными грозовыми очагами пересечение ее допускается только там, где расстояние между отдельными очагами составляет не менее 50 км. Данное расстояние определяется с помощью НЛ по расстоянию до грозовых очагов и углу между ними:

$$S' = S \sin(\alpha_{гр1} + \alpha_{гр2}) = S \sin \Delta\psi,$$

где S – расстояние до ближайшего грозового очага.

При встрече с мощными фронтальными грозами большой протяженности, которые невозможно обойти на заданном эшелоне, может быть выполнен обход над очагом гроз с превышением над верхней границей облачности не менее $\Delta H_{без} = 500$ м (рис. 36).

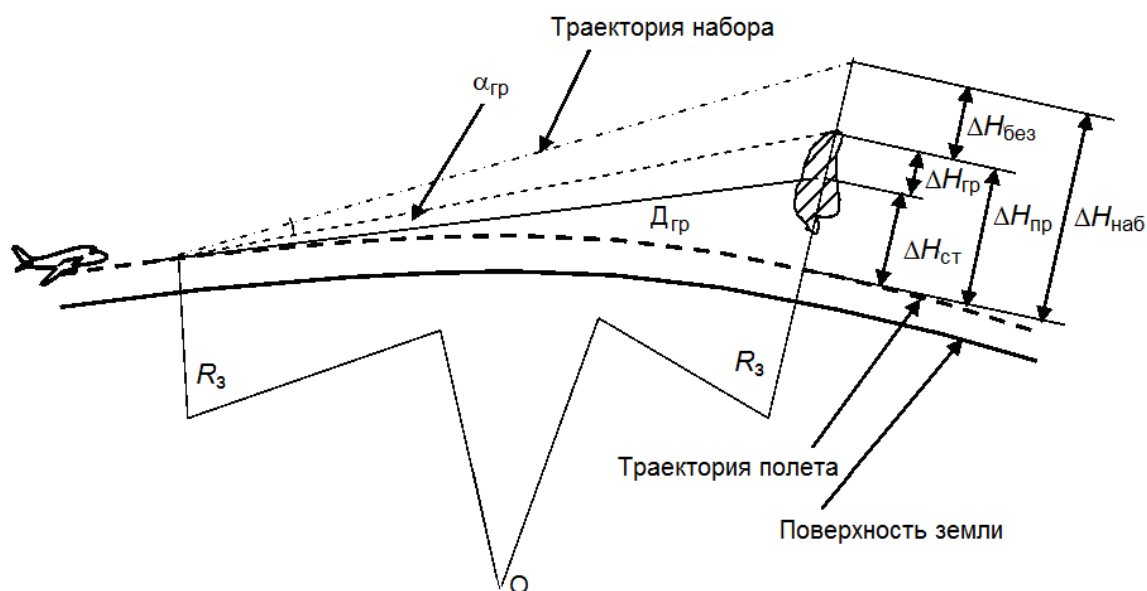


Рис. 36. Обход грозового очага с изменением высоты полета

Такой обход возможен только при наличии на борту ВС РЛС, имеющей стабилизированную антенну с узким лучом в вертикальной плоскости.

Для обхода грозовых очагов сверху необходимо определить превышение верхней границы очагов над эшелонем полета:

$$\Delta H_{пр} = \Delta H_{ст} + \Delta H_{гр},$$

где $\Delta H_{ст}$ – превышение плоскости стабилизации антенны над высотой полета; $\Delta H_{гр}$ – превышение верхней границы грозового очага над плоскостью стабилизации, м.

Для прохода над грозовым очагом на безопасной высоте ВС должно набрать высоту:

$$\Delta H_{\text{наб}} = \Delta H_{\text{гр}} + \Delta H_{\text{без}}.$$

Выражение для расчета величины набора высоты имеет следующий вид:

$$\Delta H_{\text{наб}} = 17,5\alpha'_{\text{гр}}D_{\text{гр}} + 0,06D_{\text{гр}}^2 + 500,$$

где $D_{\text{гр}}$ – расстояние до грозового очага, км; $\alpha'_{\text{гр}}$ – кажущийся угол грозы:

$$\alpha'_{\text{гр}} = \alpha_a - 0,5\theta_b,$$

где α_a – угол подъема антенны до исчезновения с экрана индикатора отметки грозы; θ_b – ширина диаграммы направленности антенны в вертикальной плоскости, $\theta_b \approx 3^\circ$.

После расчета величины набора высоты определяются время полета до грозового очага с учетом безопасного расстояния и потребная вертикальная скорость:

$$t_{\text{пол}} = \frac{D_{\text{гр}} - D_{\text{без}}}{V_{\text{и}}}; \quad V_{\text{в. гр}} = \frac{\Delta H_{\text{наб}}}{t_{\text{пол}}}.$$

Если полученная в результате расчета высота набора не превышает практического потолка ВС, а располагаемая вертикальная скорость больше потребной вертикальной, то можно начинать маневр обхода грозового очага сверху.

Пример 30. Воздушное судно следует с МК = 046°. На расстоянии 120 км по индикатору БРЛС обнаружен грозовой очаг, границы которого характеризуются курсовыми углами КУГ₁ = 4° и КУГ₂ = 35°. Определить курс следования ВС при условии обеспечения безопасного бокового расстояния.

Решение. 1. Рассчитываем боковое расстояние грозового очага относительно линии курса: $S_{\text{бок}} = 8,4$ км.

2. Находим безопасный угол грозы: $\alpha_{\text{без}} = 7^\circ$.

3. Угол отворота составляет:

$$\text{УО} = \alpha_{\text{гр}} - \alpha_{\text{без}} = 4 - 7 = -3^\circ.$$

4. Рассчитываем курс следования:

$$\text{МК}_{\text{обх}} = 046 - 3 = 043^\circ.$$

Пример 31. Воздушное судно выполняет полет по участку маршрута, выдерживая МК = 185°. На расстоянии 100 км по индикатору БРЛС обнаружен грозовой очаг, ближайшая граница которого относительно курсовой линии характеризуется курсовым углом КУГ₁ = 346°, а на удалении 120 км находится

второй грозовой очаг с КУГ₂ = 22°. Определить курс следования ВС при условии обеспечения безопасного бокового расстояния.

Решение. 1. Находим угол между очагами: $\Delta\psi = 14 + 22 = 36^\circ$.

2. Рассчитываем расстояние между очагами:

$$S' = 100\sin 36^\circ = 57 \text{ км.}$$

3. Найдем боковое расстояние ближайшего очага от линии курса: $S_{\text{бок}} = 24 \text{ км.}$

В данном случае нет необходимости в изменении курса ВС.

Пример 32. Воздушное судно выполняет полет по участку маршрута, выдерживая МК = 278°. На расстоянии 80 км по индикатору БРЛС обнаружен грозовой очаг, который характеризуется курсовыми углами КУГ₁ = 352° и КУГ₂ = 332°, а на удалении 90 км находится второй грозовой очаг с КУГ₃ = 25° и КУГ₄ = 54°. Определить курс следования ВС при условии обеспечения безопасного бокового расстояния.

Решение. 1. Находим угол между очагами: $\Delta\psi = 8 + 25 = 33^\circ$.

2. Рассчитываем расстояние между очагами:

$$S' = 80\sin 33^\circ = 44 \text{ км.}$$

Прохождение между очагами невозможно, т. к. $S' < 50 \text{ км.}$ Поэтому рассчитываем угол отворота, чтобы выполнить безопасный обход.

3. Определяем $\alpha_{\text{гр}}$ для внешних границ очагов:

$$\alpha_{\text{гр}1} = 332 - 360 = -28^\circ; \quad \alpha_{\text{гр}2} = 54^\circ.$$

4. Находим безопасный угол грозы для первого очага по табл. 7: $\alpha_{\text{без}} = 11^\circ$.

5. Рассчитываем угол отворота:

$$\text{УО} = 28 + 11 = 39^\circ.$$

6. Рассчитываем безопасный курс следования:

$$\text{МК}_{\text{обх}} = 278 - 39 = 239^\circ.$$

Задачи

5.1. Определить ИПС в 10.08, если МК = 128°, КУО = 28°, $S_{\text{РЛО}} = 80 \text{ км,}$ $\Delta\text{М} = +11^\circ$, $\lambda_{\text{РЛО}} = 85^\circ$, $\lambda_{\text{МС}} = 84^\circ$, $\varphi_{\text{ср}} = 65^\circ$.

5.2. Определить ИПС в 14.15, если МК = 210°, КУО = 332°, $S_{\text{РЛО}} = 130 \text{ км,}$ $\Delta\text{М} = +6^\circ$, $\lambda_{\text{р}} = 153^\circ$, $\lambda_{\text{МС}} = 151^\circ$, $\varphi_{\text{ср}} = 58^\circ$.

5.3. Определить ИПС в 01.12, если $MK = 168^\circ$, $KYO = 325^\circ$, $\Delta M = +8^\circ$, $S_{PJO} = 60$ км, $\lambda_{PJO} = 77^\circ$, $\lambda_{MC} = 76^\circ$, $\varphi_{cp} = 72^\circ$.

5.4. Определить ИПС в 12.24, если $MK = 045^\circ$, $\Delta M = -5^\circ$, $KYO = 45^\circ$, $S_{PJO} = 150$ км, $\lambda_{PJO} = 34^\circ$, $\lambda_{MC} = 36^\circ$, $\varphi_{cp} = 60^\circ$.

5.5. Определить ИПС в 18.17, если $MK = 360^\circ$, $KYO = 300^\circ$, $S_{PJO} = 100$ км, $\Delta M = -7^\circ$, $\lambda_{PJO} = 84^\circ$, $\lambda_{MC} = 83^\circ$, $\varphi_{cp} = 52^\circ$.

5.6. Определить ИПС в 09.32, если $MK = 182^\circ$, $KYP = 334^\circ$, $S_{PJO} = 60$ км, $\Delta M = +9^\circ$, $\lambda_{PJO} = 54^\circ$, $\lambda_{MC} = 53^\circ$, $\varphi = 78^\circ$.

5.7. Воздушное судно следует с $MK = 045^\circ$. На удалении 90 км обнаружен грозовой очаг с $KYГ_1 = 6^\circ$ и $KYГ_2 = 345^\circ$. Определить MK для обхода грозового очага.

5.8. Воздушное судно следует с $MK = 005^\circ$. На удалении 110 км обнаружен грозовой очаг с $KYГ_1 = 348^\circ$ и $KYГ_2 = 15^\circ$. Определить MK для обхода грозового очага.

5.9. Воздушное судно следует с $MK = 345^\circ$. На удалении 100 км обнаружен грозовой очаг с $KYГ_1 = 356^\circ$ и $KYГ_2 = 315^\circ$. Второй очаг находится на удалении 140 км: $KYГ_3 = 6^\circ$ и $KYГ_4 = 28^\circ$. Определить MK для обхода грозовых очагов.

5.10. Воздушное судно следует с $MK = 242^\circ$. На удалении 110 км обнаружен грозовой очаг с $KYГ_1 = 334^\circ$ и $KYГ_2 = 345^\circ$. Второй очаг находится на удалении 120 км: $KYГ_3 = 356^\circ$ и $KYГ_4 = 28^\circ$. Определить MK для обхода грозовых очагов.

5.11. Воздушное судно следует с $MK = 020^\circ$. На удалении 120 км обнаружен грозовой очаг с $KYГ_1 = 314^\circ$ и $KYГ_2 = 346^\circ$. Второй очаг находится на удалении 150 км: $KYГ_3 = 18^\circ$ и $KYГ_4 = 42^\circ$. Определить MK для обхода грозовых очагов.

5.12. Воздушное судно следует с $MK = 355^\circ$. На удалении 120 км обнаружен грозовой очаг с $KYГ_1 = 318^\circ$ и $KYГ_2 = 342^\circ$. Второй очаг находится на удалении 110 км: $KYГ_3 = 16^\circ$ и $KYГ_4 = 36^\circ$. Определить MK для обхода грозовых очагов.

6. КОМПЛЕКСНЫЕ ЗАДАЧИ

Пример 33. Воздушное судно осуществляет полет на эшелоне 9100 м со скоростью 580 км/ч при температуре наружного воздуха $t_H = -52^\circ\text{C}$, выдерживая МК = 124° . Суммарная поправка указателя скорости $\sum\Delta V = +12$ км/ч. ЗМПУ участка маршрута 117° . За 8 мин ВС переместилось на 115 км. При этом отсчет КУР составил 356° . Общая протяженность участка маршрута составляет 254 км. Магнитное склонение в данном районе равно $+12^\circ$. Определить параметры ветра (метеорологическое направление и скорость).

Решение. 1. Находим величину поправки на сжимаемость воздуха и рассчитываем значение приборной исправленной скорости:

$$\Delta V_{\text{сж}} = -33 \text{ км/ч};$$

$$V_{\text{пр. испр}} = V_{\text{пр}} + (\pm\sum\Delta V) + (-\Delta V_{\text{сж}}) = 580 + 12 - 33 = 559 \text{ км/ч.}$$

2. Используя НЛ (см. рис. 11), получаем значение истинной воздушной скорости: $V_{\text{и}} = 890$ км/ч.

3. Рассчитываем фактическую путевую скорость по алгоритму, обратному указанному на рис. 26: $W = 860$ км/ч.

4. Величина продольной составляющей ветра:

$$U_{\text{экв}} = W - V_{\text{и}} = 860 - 890 = -30 \text{ км/ч.}$$

5. Расчетный угол сноса равен:

$$\text{УС}_p = \text{ЗМПУ} - \text{МК} = 117 - 124 = -7^\circ.$$

6. Определяем магнитный пеленг радиостанции:

$$\text{МПР} = \text{МК} + \text{КУР} = 124 + 356 - 360 = 120^\circ.$$

7. Находим величину дополнительной поправки:

$$\text{ДП} = \text{ЗМПУ} - \text{МПР} = 117 - 120 = -3^\circ.$$

8. Оставшееся расстояние будет равно:

$$S_{\text{ост}} = S_{\text{общ}} - S_{\text{пр}} = 254 - 115 = 139 \text{ км.}$$

9. Рассчитываем боковое уклонение с помощью НЛ согласно алгоритму (см. рис. 26): $\text{БУ} = -4^\circ$.

10. Фактический угол сноса:

$$\text{УС}_f = \text{УС}_p + \text{БУ} = (-7) + (-4) = -11^\circ.$$

11. Условный угол ветра определяем с помощью НЛ (см. рис. 18): $УВ_y = -80^\circ$.
12. Скорость ветра определяем с помощью НЛ (см. рис. 19): $U = 163$ км/ч.
13. Направление ветра находим, применяя зависимость для встречного ветра:

$$\delta = МК + УС_\phi - УВ_y + \Delta M = 124 + (-11) - (-80) + (+12) = 205^\circ.$$

Пример 34. В 10.24 ВС прошло ППМ с МК = 168° , ЗМПУ = 172° . Через 12 мин полета показания КУР = 12° , а пройденное расстояние от ППМ составило 92 км. Расчетное время прибытия в ППМ 10.52. Определить параметры ветра (скорость и метеорологическое направление), если $V_{и} = 440$ км/ч, а $\Delta M = +6^\circ$.

Решение. 1. Рассчитываем значение путевой скорости по НЛ: $W = 460$ км/ч.

2. Величина продольной составляющей ветра:

$$U_{э\text{кв}} = 460 - 440 = 20 \text{ км/ч.}$$

3. Находим МПР: МПР = $168 + 12 = 180^\circ$.

4. Определяем дополнительную поправку:

$$ДП = 172 - 180 = -8^\circ.$$

5. Находим оставшееся время полета для расчета бокового уклонения:

$$t_{\text{ост}} = 10.52 - 10.24 - 0.12 = 0.16.$$

6. Определяем величину бокового уклонения:

$$БУ = \frac{-8 \cdot 16}{12} = -11^\circ.$$

7. Расчетное значение угла сноса равно:

$$УС_p = 172 - 168 = 4^\circ.$$

8. Находим фактический угол сноса:

$$УС_\phi = 4 + (-11) = -7^\circ.$$

9. По алгоритму на НЛ получаем условный угол ветра: $УВ_y = -70^\circ$.

10. Значение скорости ветра определяется с помощью НЛ: $U = 57$ км/ч.

11. Направление ветра равно:

$$\delta = 168 + (-7) + 180 + (-70) + 6 = 277^\circ.$$

Пример 35. Воздушное судно прошло ППМ в 08.25. $V_{и} = 440$ км/ч. Контрольный ориентир пройден в 08.45. $S_{пр} = 156$ км. Время прибытия в КПМ $T_{\text{приб}} = 08.58$. $S_{\text{ост}} = 110$ км. Определить потребную истинную воздушную скорость для выхода на КПМ в заданное время.

Решение. 1. Определяем время полета от ППМ до контрольного ориентира:

$$t_{\text{пр}} = 08.45 - 08.25 = 0.20.$$

2. Находим фактическую путевую скорость ВС: $W_{\text{ф}} = 468$ км/ч.

3. Определяем оставшееся время полета до КПМ:

$$t_{\text{ост}} = 08.58 - 08.45 = 0.13.$$

4. Потребная путевая скорость будет равна $W_{\text{потр}} = 508$ км/ч.

5. Рассчитываем разницу между потребной и фактической путевыми скоростями:

$$U_{\text{экв}} = 508 - 468 = 40 \text{ км/ч.}$$

6. Находим величину потребной истинной воздушной скорости полета:

$$V_{\text{и}} = 440 + 40 = 480 \text{ км/ч.}$$

Пример 36. Воздушное судно выполняет полет на высоте $H_{\text{эш}} = 4800$ м. Показания указателя скорости составляют $V_{\text{пр}} = 410$ км/ч. Поправки к указателю скорости $\Delta V_{\text{и}} = -8$ км/ч, $\Delta V_{\text{а}} = 12$ км/ч. Температура воздуха на эшелоне полета $t_{\text{H}} = -18$ °С. Через 12 мин полета от ППМ удаление от него составило 82 км. Общая протяженность участка маршрута – 218 км, а расчетное время полета до КПМ – 00.33. Определить потребную приборную скорость полета, чтобы ВС прибыло в КПМ в указанное время.

Решение. 1. По графику (см. рис. 15) определяем поправку на сжимаемость воздуха: $\Delta V_{\text{сж}} = -4$ км/ч.

2. Рассчитываем приборную исправленную скорость:

$$V_{\text{пр. испр}} = 410 + 12 - 8 - 4 = 410 \text{ км/ч.}$$

3. По НЛ-10М для $H = 4800$ м и $t_{\text{H}} = -18$ °С находим значение истинной воздушной скорости: $V_{\text{и}} = 520$ км/ч.

4. Рассчитываем фактическую путевую скорость по НЛ: $W_{\text{ф}} = 410$ км/ч.

5. Оставшееся расстояние до КПМ равно:

$$S_{\text{ост}} = 218 - 82 = 136 \text{ км.}$$

6. Оставшееся время полета до прибытия в КПМ:

$$t_{\text{ост}} = 0.33 - 0.12 = 0.21.$$

7. Находим потребное значение путевой скорости: $W_{\text{потр}} = 390$ км/ч.

8. Рассчитываем разницу между потребной и фактической путевыми скоростями:

$$U_{\text{экв}} = 390 - 410 = -20 \text{ км/ч.}$$

9. Находим величину потребной истинной воздушной скорости полета:

$$V_{\text{и}} = 520 - 20 = 500 \text{ км/ч.}$$

10. Приборная исправленная скорость для данной истинной будет равна:

$$V_{\text{пр. испр}} = 395 \text{ км/ч.}$$

11. Определяем потребную приборную скорость полета:

$$V_{\text{пр. потр}} = 395 - (-4) - (-8) - 12 = 395 \text{ км/ч.}$$

Задачи

6.1. Воздушное судно выполняет полет на эшелоне 300 (9150 м) с приборной скоростью 500 км/ч при температуре наружного воздуха $t_H = -50$ °С, выдерживая МК = 252°. Суммарная поправка указателя скорости $\sum \Delta V = -20$ км/ч. ЗМПУ участка маршрута 260°. За 12 мин ВС переместилось на 160 км. При этом отсчет КУР составил 186°. Магнитное склонение в данном районе равно +8°. Определить параметры ветра (метеорологическое направление и скорость).

6.2. Воздушное судно выполняет полет с МК = 350°, ЗМПУ = 355°. В 08.07 оно прошло ППМ. Через 15 мин полета боковое уклонение от ЛЗП составило 6 км, а пройденное расстояние от ППМ 105 км. Определить параметры ветра (скорость и метеорологическое направление), если $V_{\text{и}} = 480$ км/ч, а $\Delta M = +10$ °.

6.3. Воздушное судно выполняет полет на эшелоне 350 (10 650 м) с приборной скоростью 500 км/ч при температуре наружного воздуха $t_H = -55$ °С, выдерживая МК = 200°. Суммарная поправка указателя скорости $\sum \Delta V = +15$ км/ч. ЗМПУ участка маршрута 195°. За 6 мин ВС переместилось на 102 км, а общая протяженность участка маршрута составляет 300 км. При этом отсчет КУР составил 352°. Магнитное склонение равно +10°. Определить параметры ветра (метеорологическое направление и скорость).

6.4. Воздушное судно прошло ППМ в 11.12. $V_{\text{и}} = 840$ км/ч. Контрольный ориентир пройден в 11.20. $S_{\text{пр}} = 112$ км. Время прибытия в КПМ $T_{\text{приб}} = 11.34$. $S_{\text{ост}} = 187$ км. Определить потребную истинную воздушную скорость для выхода на КПМ в заданное время.

ОТВЕТЫ

1.1. МК = 022°. **1.2.** МК = 134°; ИК = 124°; Δ = -6°. **1.3.** МК = 001°; ИК = 005°; ΔМ = +4°. **1.4.** КК = 008°; ИК = 015°; Δ = +7°. **1.5.** ИК = 196°. **1.6.** КК = 356°; ИК = 341°. **1.7.** КК = 083°. **1.8.** КК = 322°; ИК = 343°; Δ = +21°. **1.9.** МК = 050°; ИК = 038°; ΔМ = -12°. **1.10.** МК = 273°. **1.11.** КК = 101°; МК = 095°; Δ = +4°. **1.12.** КК = 102°; МК = 106°; Δ = +19°. **1.13.** КК = 197°; МК = 202°; ΔМ = -5°. **1.14.** КК = 312°; МК = 319°; Δ = -13°. **1.15.** КК = 356°; ИК = 004°; Δ = +8°. **1.16.** ФИПУ = 287°. **1.17.** УС_ф = -23°. **1.18.** ФМПУ = 090°; БУ = +16°. **1.19.** УС_ф = +3°; ФМПУ = 051°. **1.20.** МК_{ППМ} = 106°. **1.21.** БУ = -2°. **1.22.** УС_ф = -6°. **1.23.** УС_ф = +3°. **1.24.** УС_ф = +9°.

2.1. H_{ист} = 1348 м. **2.2.** H_{ист} = 1212 м. **2.3.** H_{абс} = 968 м. **2.4.** H_{ист} = 7904 м. **2.5.** H_{пр} = 7230 м. **2.6.** H_{ист} = 10 400 м. **2.7.** 493 м. **2.8.** 620 м. **2.9.** 350 м. **2.10.** 200 м. **2.11.** 450 м. **2.12.** 300 м. **2.13.** 350 м. **2.14.** 650 м. **2.15.** 450 м. **2.16.** 500 м. **2.17.** 600 м. **2.18.** 400 м. **2.19.** 750 м. **2.20.** 750 м. **2.21.** 1550 м. **2.22.** 890 м. **2.23.** 1910 м. **2.24.** FL = 140. **2.25.** FL = 050. **2.26.** T_{наб} = 10.5; S_{наб} = 129 км. **2.27.** T_{наб} = 21.54; S_{наб} = 49 км. **2.28.** T_{наб} = 07.39; S_{наб} = 113 км. **2.29.** T_{наб} = 12.51; S_{наб} = 153 км. **2.30.** T_{наб} = 15.05; S_{наб} = 124 км. **2.31.** T_{нач. сн} = 16.16; S_{сн} = 69 км. **2.32.** T_{нач. сн} = 17.56; S_{сн} = 62 км. **2.33.** T_{нач. сн} = 19.33; S_{сн} = 89 км. **2.34.** T_{нач. сн} = 16.33; S_{сн} = 122 км. **2.35.** T_{нач. сн} = 17.56; S_{сн} = 62 км. **2.36.** T_{нач. сн} = 16.11; S_{сн} = 138 км. **2.37.** T_{нач. сн} = 11.34; S_{сн} = 129 км. **2.38.** T_{нач. сн} = 11.07; S_{сн} = 145 км. **2.39.** T_{нач. сн} = 18.43; S_{сн} = 151 км. **2.40.** T_{нач. сн} = 18.14; S_{сн} = 116 км. **2.41.** T_{нач. сн} = 18.51; S_{сн} = 126 км; V_в = 18 м/с. **2.42.** T_{нач. сн} = 21.10; S_{сн} = 137 км; V_в = 19 м/с. **2.43.** T_{нач. сн} = 11.22; S_{сн} = 124 км; V_в = 20 м/с. **2.44.** T_{нач. сн} = 09.53; S_{сн} = 104 км; V_в = 18,3 м/с. **2.45.** T_{нач. сн} = 15.19; S_{сн} = 130 км; V_в = 20 м/с. **2.46.** T_{нач. сн} = 08.26; S_{сн} = 104 км; V_в = 13,5 м/с. **2.47.** T_{нач. сн} = 18.45; S_{сн} = 109 км; V_в = 15,7 м/с. **2.48.** V_и = 750 км/ч. **2.49.** V_и = 181 км/ч. **2.50.** V_и = 855 км/ч. **2.51.** V_и = 451 км/ч. **2.52.** V_и = 900 км/ч. **2.53.** V_и = 182 км/ч. **2.54.** V_и = 700 км/ч. **2.55.** V_и = 652 км/ч. **2.56.** V_и = 520 км/ч. **2.57.** V_и = 600 км/ч. **2.58.** V_{пр} = 183 км/ч. **2.59.** V_и = 580 км/ч. **2.60.** V_и = 770 км/ч. **2.61.** V_и = 449 км/ч. **2.62.** V_и = 700 км/ч.

3.1.

№ п/п	1	2	3	4	5	6
УС, град	+6	+11	-5	+12	0	+10
W, км/ч	144	274	256	518	550	251
t, мин	00.61	00.12	00.30	00.21	00.12	00.18
МК, град	243	019	075	108	200	290

3.2.

№ п/п	1	2	3	4	5	6
δ, град	185	149	5	22	327	242
U, км/ч	113	48	24	104	220	95

4.1. $МК_{\text{ВЫХ}} = 100^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 220^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 130^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 190^\circ$. **4.2.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 310^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 20^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 322^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 188^\circ$. **4.3.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 311^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 140^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 276^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 175^\circ$. **4.4.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 056^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 230^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 021^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 165^\circ$. **4.5.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 122^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 220^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 157^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 185^\circ$. **4.6.** $МК_{\text{ППИМ}} = 284^\circ$. **4.7.** $МК_{\text{ППИМ}} = 028^\circ$. **4.8.** $МК_{\text{ППИМ}} = 037^\circ$. **4.9.** $МК_{\text{ППИМ}} = 278^\circ$. **4.10.** $МК_{\text{ППИМ}} = 069^\circ$. **4.11.** $БУ = -2^\circ$; $МК_{\text{ППИМ}} = 187^\circ$. **4.12.** $БУ = -2^\circ$; $МК_{\text{ППИМ}} = 128^\circ$. **4.13.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 240^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 220^\circ$. **4.14.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 162^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 240^\circ$. **4.15.** $КУР_{\text{ВЫХ}} = 156^\circ$. **4.16.** $КУР_{\text{ВЫХ}} = 30^\circ$. **4.17.** $КУР_{\text{ВЫХ}} = 210^\circ$. **4.18.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 338^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 300^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 283^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 355^\circ$. **4.19.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 022^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 30^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 048^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 4^\circ$. **4.20.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 160^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 290^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 099^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 351^\circ$. **4.21.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 310^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 30^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 332^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 8^\circ$. **4.22.** $МК_{\text{ВЫХ}} = 087^\circ$; $КУР_{\text{ВЫХ}} = 310^\circ$; $МК_{\text{СЛ}} = 036^\circ$; $КУР_{\text{СЛ}} = 1^\circ$. **4.23.** $МК_{\text{ППИМ}} = 036^\circ$. **4.24.** $МК_{\text{ППИМ}} = 224^\circ$. **4.25.** $МК_{\text{ППИМ}} = 106^\circ$. **4.26.** $МК_{\text{ППИМ}} = 081^\circ$. **4.27.** $МК_{\text{ППИМ}} = 170^\circ$. **5.1.** ИПС = 348° . **5.2.** ИПС = 010° . **5.3.** ИПС = 322° . **5.4.** ИПС = 265° . **5.5.** ИПС = 114° . **5.6.** ИПС = 344° . **5.7.** МК = 041° . **5.8.** МК = 345° . **5.9.** МК = 020° . **5.10.** МК = 198° . **5.11.** МК = 020° . **5.12.** МК = 355° .

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Воздушная навигация : учебное пособие / составители : А. М. Винокур, А. П. Шелопутов, Д. А. Винокур ; под общей редакцией А. П. Шелопутова. – Ульяновск : УИ ГА, 2016. – 159 с.
2. Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации : утверждены постановлением Правительства Российской Федерации от 11.03.2010 года № 138 (с изменениями на 02.12.2020 года).
3. Алешков, И. И. Решение задач по основам аэронавигации : учебное пособие / И. И. Алешков ; Университет ГА. – Санкт-Петербург, 2009.
4. Воздушная навигация : справочник / А. М. Белкин, Н. Ф. Миронов, Ю. И. Рублев, Ю.Н. Сарайский. – Москва : Транспорт, 1988.
5. Воздушная навигация и аэронавигационное обеспечение полетов / под редакцией Н. Ф. Миронова. – Москва : Транспорт, 1992.
6. Лейзерах, А. А. Сборник задач по самолетовождению / А. А. Лейзерах. – Москва : Транспорт, 1973.
7. Методика выполнения навигационных расчетов в полете. – Кировоград : КВЛУ ГА, 1991.
8. Хиврич, И. Г. Автоматизированное вождение воздушных судов / И. Г. Хиврич, А. М. Белкин. – Москва : Транспорт, 1985.
9. Хиврич, И. Г. Воздушная навигация / И. Г. Хиврич, Н. Ф. Миронов, А. М. Белкин. – Москва : Транспорт, 1984.
10. Черный, М. А. Воздушная навигация / М. А. Черный, В. И. Кораблин. – Москва : Транспорт, 1991.

Учебно-методическое пособие

ВОЗДУШНАЯ НАВИГАЦИЯ
И АЭРОНАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ

СБОРНИК ЗАДАЧ

Составители:

ПОПОВ
ВИТАЛИЙ ВАСИЛЬЕВИЧ
ЗАХАРОВ
КОНСТАНТИН РОБЕРТОВИЧ

*Редактор Т. В. Горшкова
Компьютерная верстка И. А. Ерёмкина*

Подписано в печать 24.07.2023. Формат 60×90/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Усл. печ. л. 5,69.
Тираж 100 экз. Заказ № 328.

РИО и типография УИ ГА. 432071, г. Ульяновск, ул. Можайского, 8/8

