

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

**РУКОВОДСТВО
ПО ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ
АВИАЦИИ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

*Введено в действие приказом
главнокомандующего ВВС от 6 декабря 1993 г.,
№ 227*

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1994

Глава I. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

1.1. Воздушная навигация — комплекс действий экипажа, направленных на достижение наибольшей точности, надежности и безопасности вождения летательного аппарата (ЛА) или группы по заданной траектории, а также в целях вывода их по месту и времени на заданные объекты (цели) и аэродромы посадки.

Траектория полета — линия, описываемая центром масс ЛА в процессе его движения в воздушном пространстве.

Линия пути (ЛП) — проекция траектории полета ЛА на земную поверхность. Фактической траектории полета соответствует линия фактического пути (ЛФП), заданной траектории — линия заданного пути (ЛЗП).

Профиль полета — проекция траектории движения ЛА на вертикальную плоскость.

Местоположение самолета (МС) — проекция его центра масс на земную поверхность к определенному моменту времени.

1.2. Навигационные элементы полета — параметры, характеризующие положение и движение ЛА. Они включают координаты места ЛА, высоту полета, воздушную скорость, курс самолета, скорость ветра, направление ветра, угол ветра, курсовой угол ветра, путевую скорость, путевой угол, угол сноса.

Высота полета (H) — расстояние по вертикали от начального уровня ее отсчета до ЛА. По начальному уровню различают истинную, относительную, абсолютную высоты и высоту эшелона (рис. 1.1).

Истинная высота ($H_{ист}$) — высота полета над точкой земной (водной) поверхности, находящейся под ЛА.

Относительная высота ($H_{отн}$) — высота полета над условно выбранным уровнем (уровнем аэродрома, цели и др.).

Абсолютная высота ($H_{абс}$) — высота полета над уровнем моря.

Высота эшелона ($H_{эш}$) — высота, отсчитываемая от уровня, который соответствует атмосферному давлению 760 мм рт.ст., в предположении, что распределение температуры с высотой соответствует стандартным условиям.

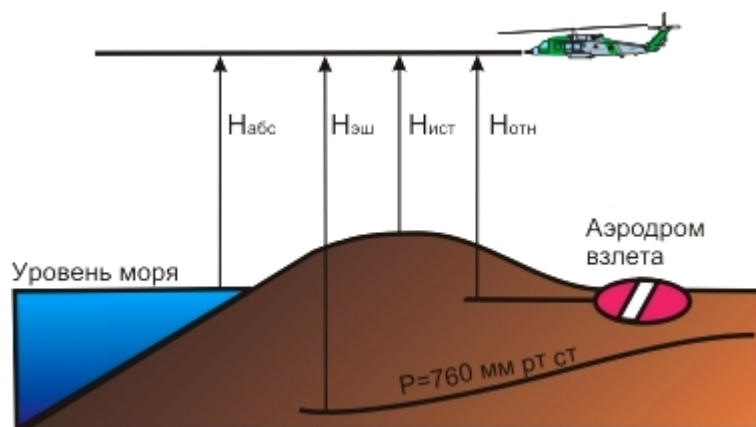


Рис. 1.1. Классификация высот полета по уровню начала отсчета

Воздушная скорость (V) — скорость перемещения ЛА относительно воздушной среды.

Истинная воздушная скорость ($V_{ист}$) — это фактическая скорость,

с которой ЛА движется относительно воздушной среды.

Скорость по прибору ($V_{пр}$) — скорость, которую показывает прибор, измеряющий воздушную скорость.

Курс ЛА (K) — угол в горизонтальной плоскости между выбранным опорным направлением и проекцией на эту плоскость продольной оси ЛА.

Для отсчета курсов используются следующие опорные направления (рис. 1.2):

- истинный (геодезический) меридиан $C_{и}$;
- магнитный меридиан $C_{м}$;
- ортодромический меридиан X в левой ортодромической системе координат или ортодромическая параллель Y в правой ортодромической системе координат;
- условный меридиан C_y — любое произвольное (условное) направление для измерения курса с помощью гироскопических курсовых приборов.

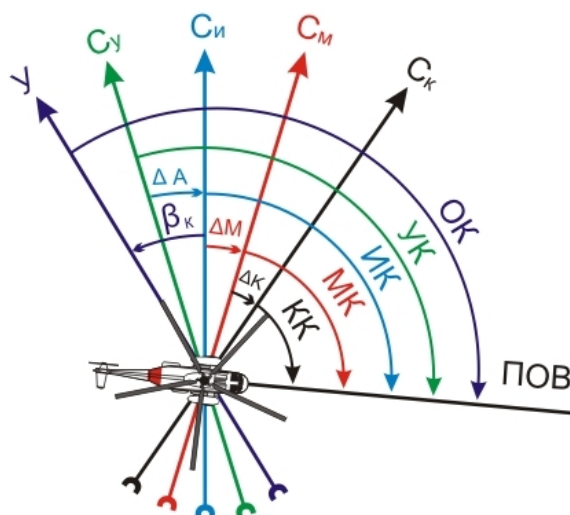


Рис. 1.2. Опорные направления для отсчета курсов

Если опорным направлением является северное направление истинного меридиана, курс ЛА называют **истинным** (ИК).

Если в качестве опорного направления выбран магнитный меридиан, курс ЛА называют **магнитным** (МК).

Если опорное направление определяется с помощью гироскопических курсовых приборов, курс называют **условным** (УК).

Если опорным направлением является ортодромический меридиан или ортодромическая параллель, курс называют **ортодромическим** (ОК).

Для перехода от одной системы отсчета курса к другой используют следующие угловые поправки:

- магнитное склонение (ΔM) — угол, заключенный между истинным и магнитным меридианами;
- азимутальную поправку (ΔA) — угол, заключенный между условным и истинным меридианами;
- условное магнитное склонение (ΔM_y) — угол, заключенный между условным и магнитным меридианами;
- угол сходимости Δ (угол карты β_k) — угол, заключенный между истинным и ортодромическим меридианами левой ортодромической системы координат или ортодромической параллелью правой ортодромической системы координат соответственно.

Угловые поправки ΔM , ΔA , ΔM_y отсчитываются от 0 до 180° по ходу часовой стрелки со знаком «плюс», против хода часовой стрелки — со знаком «минус».

Угол сходимости Δ (угол карты β_k) отсчитывается по ходу часовой стрелки от 0 до 360° .

Скорость ветра (U) — скорость горизонтального перемещения воздушных масс относительно земной поверхности.

Направление ветра (δ) — угол в горизонтальной плоскости, заключенный между тем же опорным направлением, от которого измеряется курс, и вектором ветра.

Угол ветра (UB) — угол, заключенный между вектором путевой скорости и вектором ветра.

Курсовой угол ветра (KUB) — угол, заключенный между вектором воздушной скорости и вектором ветра.

Путевая скорость (W) — скорость перемещения ЛА относительно земной поверхности.

Расчетная путевая скорость (W_p) — скорость ЛА, определенная по известному ветру.

Фактическая путевая скорость (W_ϕ) — это текущее значение путевой скорости.

Путевой угол ($ПУ$) — угол в горизонтальной плоскости между выбранным направлением отсчета курса и вектором путевой скорости.

Угол сноса ($УС$) — угол, заключенный между векторами воздушной и путевой скорости.

Навигационный параметр — это измеряемая в полете или на земле некоторая величина, определенным образом зависящая от координат ЛА.

1.3. Линия положения — геометрическое место точек вероятного местоположения ЛА, характеризующаяся постоянством измеренного навигационного параметра.

Линия равных расстояний ($ЛРР$) — линия положения, в каждой точке которой дальность от ЛА до фиксированной точки на земной поверхности есть величина постоянная.

Линия равных азимутов (пеленгов) ($ЛРА$) — линия положения, характеризующаяся постоянством измеренного азимута (пеленга).

Линия равных разностей расстояний ($ЛРРР$) — линия положения, в каждой точке которой разность расстояний от ЛА до двух фиксированных точек на земной поверхности есть величина постоянная.

1.4. Автоматизированные системы навигации позволяют более полно реализовать боевые возможности ЛА. К таким заказам относятся навигационные системы (комплексы) и прицельно-навигационные системы (комплексы).

Навигационная система (комплекс) — совокупность функционально связанных бортовых средств и систем, обеспечивающих автоматизированный полет ЛА по заданной программе.

Прицельно-навигационная система (комплекс) ($ПНС$) — совокупность функционально связанных бортовых средств и систем, обеспечивающих автоматизированный полет и боевое применение средств поражения ЛА по заданной программе.

1.5. Воздушная навигация осуществляется на всех этапах полета. При этом должны соблюдаться следующие ее основные правила:

- достижение высокой точности, надежности и безопасности вождения ЛА (групп) по заданной траектории;
- обеспечение надежного вывода ЛА (групп) на заданные цели (аэродромы посадки) в различных условиях тактической обстановки;
- строгое выдерживание программы и штурманского плана полета;
- непрерывный и надежный контроль за работоспособностью комплекса (системы), своевременная коррекция координат места ЛА;
- готовность летчика (экипажа) в любой момент времени перейти на неавтоматизированную навигацию;
- постоянная оценка условий выполнения полета и своевременное внесение изменений в

- программу полета;
- умелое сочетание автоматизированного и автономного полета при боевом маневрировании;
 - постоянная готовность к перенацеливанию, целеуказанию и выходу на цели в усложнившейся обстановке;
 - обеспечение качественного решения основных навигационных задач при полете с не полностью подготовленной программой.

1.6. Под обеспечением безопасности воздушной навигации понимается создание условий полета, исключающих:

- столкновение и опасное сближение самолетов в воздухе;
- столкновение ЛА с земной (водной) поверхностью и препятствиями на ней;
- вынужденные посадки ЛА из-за полной выработки топлива;
- непредусмотренный вход в запретную зону (приграничную полосу);
- потерю ориентировки в полете.

1.7. Расчеты по обеспечению безопасности воздушной навигации носят вероятностный характер. Исходными данными для выполнения расчетов являются статистические характеристики точности навигации, а именно математические ожидания и средние квадратические отклонения ошибок выдерживания ЛЗП, времени выхода в заданные точки, выдерживания заданной высоты (эшелона) полета.

Указанные выше характеристики используются для расчета предельных ошибок выдерживания ЛЗП (ширины полосы маршрута), предельных ошибок времени выхода в заданные точки, предельных ошибок выдерживания заданной высоты (эшелона) полета, на основании которых осуществляется выбор взаимного положения траекторий полета и ЛА в воздушном пространстве.

1.8. Под шириной полосы маршрута понимается симметричная относительно ЛЗП полоса, за пределы которой ЛА с заданной гарантийной вероятностью P_0 не выйдет за все время полета на этапе (этапах) маршрута.

Ширина полосы маршрута характеризуется удалением ее границ от ЛЗП на расстояние $\pm C$, км.

Предельные ошибки во времени выхода в заданные точки — это возможное отклонение фактического времени выхода в заданные точки (на рубеж) от расчетного для соответствующей гарантийной вероятности.

1.9. Для исключения случаев столкновений ЛА с земной или водной поверхностью и препятствиями на них полеты должны планироваться и выполняться на высотах не менее безопасных. Полеты на высотах менее безопасных **з а п р е щ а ю т с я**.

Безопасная высота полета — это минимальная высота, гарантирующая ЛА от столкновения его с земной (водной) поверхностью и расположенными на ней препятствиями.

В зависимости от уровня, принятого за начало отсчета, безопасная высота может быть истинной, относительной и абсолютной.

Основными правилами полетов в воздушном пространстве РФ, КБП и инструкциями (руководствами) по летной эксплуатации ЛА определены истинные безопасные высоты для полетов в районе аэродрома, по кругу, по маршруту ниже нижнего эшелона и при расчете минимального безопасного эшелона.

Истинной безопасной высотой полета называется минимальная заданная высота относительно пролетаемой местности и искусственных препятствий, гарантирующая ЛА от столкновений его с земной (водной) поверхностью или препятствиями на ней.

1.10. Исключение случаев попадания в запретные и опасные зоны достигается установлением минимально допустимого удаления маршрута от границ зоны, исключающего с заданной гарантийной вероятностью попадание ЛА в пределы запретных (опасных) зон.

1.11. Ориентировка считается потерянной, если экипаж ЛА не знает своего местонахождения и не может определить его с точностью, необходимой для продолжения дальнейшего полета в целях выполнения поставленной задачи.

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

1.12. Основой навигации является принцип комплексного применения технических средств, который предусматривает:

- непрерывное определение места ЛА счислением пути;
- периодическую коррекцию счисленных координат ЛА с помощью технических средств и визуальной ориентировки;
- оценку показаний различных средств, используемых для счисления и коррекции места ЛА, и выбор для решения этих задач тех средств и способов, которые в данных условиях обеспечивают наибольшую точность и надежность навигации;
- вычисление параметров для полета по заданной траектории на основе обобщенной и оптимально обработанной информации о местоположении ЛА.

Процесс воздушной навигации включает следующие типы операций:

- управление датчиками навигационной информации и навигационными устройствами (включение, настройка, измерение навигационных элементов полета и параметров);
- решение логических задач (оценка и выбор средств и способов счисления и коррекции места ЛА, опознавание ориентиров, расшифровка изображения на экранах различных визиров, оценка и уточнение программы полета и видов маневра);
- решение вычислительных задач (счисление координат, вычисление координат по измеренным параметрам, определение ветра, вычисление параметров для выполнения полета по заданной траектории).

1.13. Навигация осуществляется экипажем (летчиком) путем решения на земле при подготовке к полету и в полете ряда задач. Основными задачами, решаемыми на земле, являются:

- выбор маршрута и профиля полета, расчет полета, прокладка маршрута на полетной карте;
- подготовка полетной карты, включающая построение сетки ортодромической системы координат; отметка превышений местности, наземных станций радионавигационных систем и ориентиров коррекции; нанесение необходимых условных знаков, характеризующих тактическую обстановку; склейка карт для автоматического планшета;
- выбор и подготовка микрофильмов для навигационных индикаторов и индикаторов навигационно-тактической обстановки;
- подготовка и расчет исходных данных для разработки программы полета, составление программы, программирование полета.

В полете экипажем решаются следующие основные навигационные задачи:

- измерение навигационных параметров и элементов полета;
- счисление пути;
- коррекция результатов счисления пути и курса;
- определение условий перехода на очередной этап маршрута полета;
- определение управляющих параметров, обеспечивающих движение ЛА по заданной траектории и выход в заданные точки траектории в назначенное время;
- расчет параметров, определяющих положение ЛА относительно других ЛА в боевом порядке и обеспечивающих сохранение заданного места в боевом порядке (задача межса-

молевой навигации);

- разработка и ввод в полете параметров новой траектории полета (перенацеливание);
- обеспечение предпосадочного маневрирования в соответствии с принятой в ПНС схемой.

Глава II. ВОЗМОЖНОСТИ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

ГЕОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА НАВИГАЦИИ

Средства определения высоты и скорости полета

2.1. Средства определения высоты и скорости полета предназначены для измерения элементов движения ЛА относительно воздушной среды: барометрической высоты, истинной и приборной воздушной скорости, числа М полета. К ним относятся барометрические высотомеры, указатели воздушной скорости и числа М, централи скорости и высоты (ЦСВ), системы воздушных сигналов (СВС).

Принцип действия их основан на измерении с помощью приемников типа ПВД статического Р и полного Р_п давления набегающего потока воздуха, а также температуры Т_т, заторможенного потока.

При решении функциональных зависимостей, связывающих измеренные величины с навигационными элементами, используются параметры стандартной атмосферы СА-81 при различных значениях абсолютной высоты Н_{абс}, значения которых приведены в прил. 2.

2.2. Погрешности измерения высоты барометрическим методом делятся на инструментальные и методические.

Инструментальные погрешности измерения высоты характеризуются величиной средней квадратической ошибки σH , которая определяется по формуле

$$\sigma H = a + bH.$$

Коэффициенты а и b для устройств различных типов приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Коэффициенты а и b для высотомеров различных типов

Вид устройства	a	b
Механический высотомер	7 м	$5 \cdot 10^{-3}$
Электромеханический высотомер	3 м	$2 \cdot 10^{-3}$
СВС с электромеханическим вычислителем	5-7 м	$2 \cdot 10^{-3}$

Для СВС с электронным вычислителем эта погрешность характеризуется величиной $\sigma H = (0,03—0,4)\% H$ в диапазоне высот 0-25000 м и $\sigma H = 1\% H$ на высотах более 25000 м.

К методическим погрешностям систем и приборов определения высоты и скорости относятся аэродинамическая, температурная и барометрическая погрешности.

Аэродинамическая погрешность возникает вследствие искажений статического давления в месте его измерения (на ПВД). Для барометрических высотомеров она учитывается с помощью поправочных таблиц, в СВС и электромеханических высотомерах — автоматически с помощью специальных блоков компенсации.

Температурная погрешность проявляется при определении истинной высоты в связи с отличием фактического распределения температур от стандартного, принятого в расчетных формулах. Приблизительно ее величина равна

$$\frac{DH_T}{H} = 0,4\Delta T_{cp},$$

где ΔT_{cp} — разность между фактической и стандартной средними температурами.

Барометрическая погрешность возникает при определении относительной барометрической или истинной высоты полета за счет неточного учета давления на начальном уровне. Ее величина приближенно равна

$$\Delta H_6 = 11 \Delta P_3,$$

где ΔP_3 — разность между фактическим давлением на заданном уровне и давлением, введенным в высотомер (СВС), в миллиметрах ртутного столба.

2.3. При определении приборной скорости с использованием механических указателей в расчет принимаются значения температуры и давления на нулевой высоте в стандартных условиях ($P = P_{0\text{CA}}, T_H = T_{0\text{CA}}$). Истинная скорость в комбинированных указателях скорости (КУС) рассчитывается по значениям температуры и давления на высоте полета для стандартной атмосферы ($P = P_{H\text{CA}}, T_H = T_{H\text{CA}}$).

Инструментальные погрешности измерения воздушной скорости характеризуются относительной средней квадратической ошибкой $\sigma V = (1—3 \%) V$.

Методическая погрешность измерения воздушной скорости при- суща механическим указателям скорости. Она обусловлена отличием фактической температуры воздуха на высоте полета от стандартной и приближенно равна

$$\frac{\Delta V}{V} \% = 0,2 \Delta T_H.$$

Средства определения и выдерживания направления полета ЛА

2.4. К средствам определения и выдерживания направления полета относятся магнитные компасы, гироскопические приборы и устройства, курсовые системы и курсовертикали, астрономические курсовые приборы.

2.5. Для измерения курса используются три способа: магнитный, гироскопический и астрономический. Магнитный и астрономический способы применяются для начальной выставки курсовых (инерциальных) систем. Гироскопический способ является основным. Он реализован в курсовых системах, курсовертикалях и инерциальных навигационных системах.

2.6. Курсовые системы предназначены для измерения и выдерживания курса ЛА. Они основаны на комплексировании курсовых приборов различных принципов действия.

Основу курсовой системы составляет курсовой гироскоп (гироагрегат), который может дублироваться в целях повышения надежности.

Как средство измерения курса курсовой гироскоп является гирополукомпасом (ГПК).

Гирополукомпас не обладает способностью устанавливаться в заданном направлении и в последующем следить за этим направлением. Вследствие этого он нуждается в начальной выставке в принятой системе измерения курса и периодической коррекции с привлечением внешних источников курсовой информации.

С помощью гирополукомпаса измеряется условный курс, что накладывает ограничения на область его применения для измерения курса в сферических системах координат.

Курсовые системы имеют следующие режимы работы:

- гирополукомпаса (ГПК), который является основным;
- магнитной коррекции (МК);
- заданного курса (ЗК).

В курсовых системах многоместных ЛА дополнительно может быть предусмотрен

режим астрономической коррекции (АК).

2.7. Режим гироскопа используется для измерения ортодромического курса в ограниченном районе или в ограниченной полосе относительно некоторой ортодромии. Ограничения на область применения ГПК обусловлены неполным учетом скорости прецессии его главной оси в азимуте.

Полная угловая скорость вращения главной оси ГПК в азимуте на подвижном ЛА в любой сферической системе координат (при отсутствии собственного ухода)

$$\omega_a = \omega_z \sin j + \frac{W_{\Pi}}{R} \operatorname{tg} \sigma,$$

где φ — сферическая широта;

ω_z — угловая скорость вращения Земли ($\omega_z = 15^\circ/\text{ч}$);

W_{Π} — составляющая путевой скорости по направлению параллели в системе координат, принятой для измерения курса;

σ — широта в этой системе координат;

R — радиус земной сферы.

В гироскопах учитывается только первая составляющая угловой скорости ω_a . Поэтому при больших удалениях от экватора сферической системы координат (ортодромии) в его показаниях возникают погрешности, обусловленные второй составляющей (погрешности из-за неучета перемещения ЛА).

Для уменьшения этих погрешностей при применении ГПК за экватор принимают главную (частную) ортодромию с таким расчетом, чтобы полет выполнялся на небольших удалениях от нее ($\sigma \approx 0$). Ортодромический курс при этом может измеряться как от ортодромического меридиана, так и от ортодромической параллели.

Погрешности измерения курса в режиме гироскопа определяются неучтенной составляющей угловой скорости вращения главной оси в азимуте, дискретным учетом широты и собственным уходом гироскопа.

Величина погрешности ΔK_s из-за неучета перемещения ЛА характеризуется приближенным равенством

$$\Delta K_s \approx \frac{60}{R^2} S X_{\text{ср}},$$

где S — длина ортодромического этапа полета;

$X_{\text{ср}}$ — его среднее удаление от главной ортодромии.

Допустимая длина этапа S_d для установленной ошибки в курсе $\Delta \psi_s \leq 0,5^\circ$ при различных значениях $X_{\text{ср}}$ приведена в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Допустимая длина этапа S_d для установленной ошибки $\Delta K_s = 0,5^\circ$

$X_{\text{ср}}, \text{ км}$	200	600	1000
$S_d, \text{ км}$	2000	650	400

Погрешность за счет дискретного ввода широты приближенно равна

$$\Delta K_\varphi = \omega_z \cos \varphi_0 \Delta \varphi t,$$

где φ_0 — широта, введенная в курсовую систему;

$\Delta \varphi$ — изменение широты;

t — время полета с постоянной установкой широты.

При допустимой ошибке $\Delta K_\phi \leq 0,5^\circ$ установку широты необходимо менять через 30-40 минут полета.

Погрешность за счет собственного ухода гироагрегата характеризуется величиной

$$DK_{w_c} = w_c t,$$

где w_c — угловая скорость собственного ухода гироагрегата.

2.8. Режимы магнитной коррекции курсовой системы используются для начальной выставки гироагрегата и периодической коррекции курса в полете.

В качестве датчиков магнитного курса в курсовых системах служат индукционные датчики, применяемые совместно с коррекционными механизмами.

Для приведения магнитного курса к принятой для гирополукомпаса системе измерения курса учитывается условное магнитное склонение. Его величина в общем виде определяется соотношением

$$\Delta M_y = \Delta A + \Delta M,$$

где ΔA — угол между принятым началом измерения курса в режиме гирополукомпаса и истинным меридианом;

ΔM — магнитное склонение.

Основной погрешностью магнитных датчиков курса является **д е в и а ц и я**, для устранения которой на курсовых системах в установленные сроки проводятся девиационные работы.

Коррекцию курса в полете по магнитному датчику необходимо выполнять в горизонтальном установившемся режиме.

2.9. Режим заданного курса предназначен для начальной выставки курсовой системы в соответствии с принятой системой измерения курса.

Для начальной выставки любым доступным способом определяется стояночный курс ЛА, который вводится в курсовую систему с п у л ь т о в у п р а в л е н и я.

2.10. Курсовертикали в отличие от курсовых систем служат для измерения и выдерживания не только курса ЛА, но и углов крена и тангажа. Курсовертикали могут иметь маятниковую или интегральную коррекцию.

Курсовертикали с маятниковой коррекцией (системы курса и вертикали — СКВ) как курсовые приборы полностью аналогичны курсовым системам.

Инерциальные курсовертикали (ИКВ) с интегральной коррекцией в зависимости от конкретных особенностей навигационного комплекса могут работать в режиме гирополукомпаса или обеспечивать измерение истинного и ортодромического курса.

Инерциальные навигационные системы

2.11. Инерциальные навигационные системы (ИНС) предназначены для автономного непрерывного определения пространственного положения ЛА.

2.12. ИНС имеют следующие основные режимы эксплуатации: «Обогрев», «Выставка», «Работа».

Режим «О б о г р е в» предназначен для создания температурных условий, обеспечивающих нормальную работу всех элементов системы.

2.13. Режим «В ы с т а в к а» служит для подготовки системы к работе и включает

выставку гиropлатформы в плоскость горизонта и в азимуте, определение и учет собственных уходов гироскопа.

Горизонтирование гиropлатформы осуществляется обычно в два этапа. На первом из них гиropлатформа приводится к осям самолета по соответствующим сигналам рассогласования, на втором — в плоскость горизонта по сигналам акселерометров.

Все операции по горизонтированию гиropлатформы автоматизированы, для их выполнения необходимы лишь координаты точки стояния ЛА. В процессе горизонтирования гиropлатформы определяются и компенсируются собственные уходы горизонтирующих гироскопов.

Выставка ИНС в азимуте может быть выполнена установкой по заданному курсу, гироскопированием и двойным гироскопированием.

Для выставки по заданному курсу необходимо любым доступным способом определить стояночный курс ЛА и ввести его с пульта управления.

Выставка по заданному курсу выполняется на стоянках, подготовленных в геодезическом отношении. С этой целью ЛА устанавливается на маркированную точку, из которой предварительно измерен азимут A_{op} на удаленный ориентир. С помощью теодолита или другого пеленгаторного устройства с ЛА измеряется курсовой угол ориентира (КУО). Стояночный курс определяется как разность:

$$K_{ст} = A_{op} - КУО$$

Возможна выставка ИНС и по магнитному датчику курса.

Эти способы выставки наиболее оперативны, но точность их полностью определяется точностью исходной информации о стояночном курсе.

Их рекомендуется применять в случаях экстренного вылета, когда другие способы неприемлемы по располагаемому времени.

Гироскопирование — способ выставки гиropлатформы в азимуте по данным самой инерциальной системы без привлечения внешней информации. Гироскопирование является заключительным этапом горизонтирования и основано на определении различия вычисленных для точки стояния ЛА скоростей прецессии гиropлатформы по осям навигационной системы координат и их фактических значений. Исходной информацией для гироскопирования являются показания акселерометров.

Точность выставки методом гироскопирования зависит от скорости собственного ухода горизонтирующих гироскопов и характеризуется величиной примерно 1° .

Двойное гироскопирование предполагает последовательную установку гиropлатформы в азимуте по двум взаимно перпендикулярным осям, соответствующим двум акселерометрам, служащим для измерения горизонтальных ускорений. Такой метод позволяет определить и скорректировать собственные уходы горизонтирующих гироскопов и повысить тем самым точность выставки до десятков угловых минут.

В качестве исходных данных для выставки инерциальной системы навигации служат координаты точки стояния ЛА (в навигационной системе координат) и геодезическая широта.

2.14. Режим «Работа» ИНС является основным ее режимом, в котором определяются координаты ЛА, курс, углы крена и тангажа.

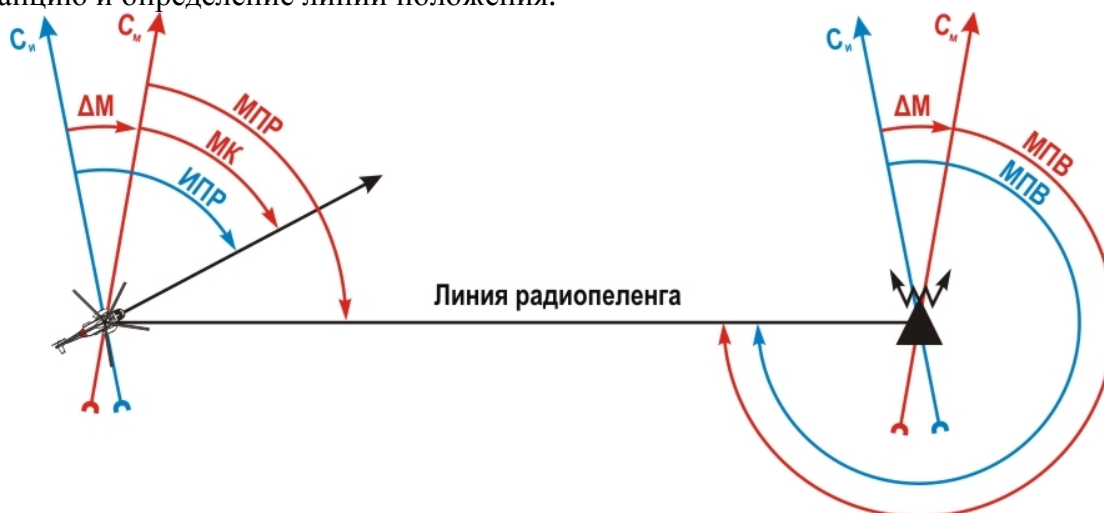
В этом режиме по измеренным с помощью акселерометров ускорениям определяются составляющие вектора путевой скорости по осям гиropлатформы, которые в функциональном вычислителе или БЦВМ преобразуются к навигационной системе координат. Текущие координаты ЛА определяются путем повторного интегрирования ускорений с учетом начальных условий. Начальными условиями для счисления пути служат координаты ЛА в точке включения инерциальной системы навигации в режим «Работа».

РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА НАВИГАЦИИ ЛА

Угломерные радионавигационные системы

2.15. Угломерными называются радионавигационные системы, с помощью которых измеряется угол между некоторым начальным направлением и направлением на передающую станцию. В зависимости от места размещения приемных и передающих устройств они делятся на радиокомпасные и радиопеленгаторные.

Радиокомпасная угломерная система состоит из автоматического радиокомпаса (АРК) и наземной передающей радиостанции. С помощью АРК на борту ЛА измеряется курсовой угол радиостанции (КУР), который обеспечивает привод самолетов на радиостанцию и определение линии положения.



Пеленг радиостанции (ПР) рассчитывается как сумма курсового угла радиостанции и курса летательного аппарата:

$$\text{ПР} = \text{К} + \text{КУР}$$

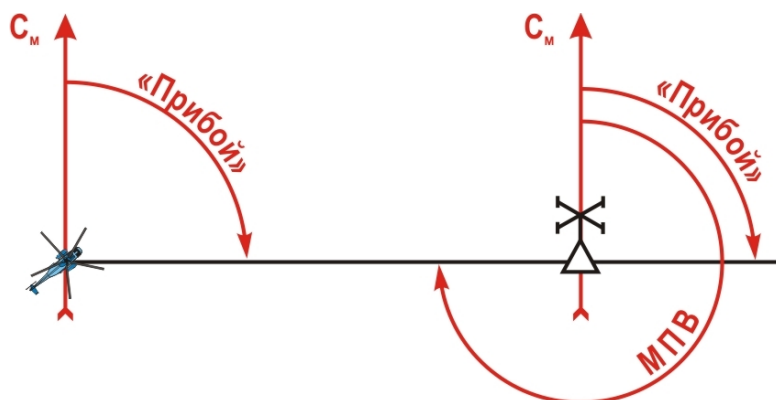
В зависимости от измеряемого курса пеленг может быть истинным, магнитным или условным.

Пеленг ЛА определяется по формуле

$$\text{ПС} = \text{ПР} - \Delta\text{А} \pm 180^\circ,$$

где $\Delta\text{А}$ — азимутальная поправка для точки расположения радиостанции, рассчитанная для принятой системы измерения курса.

Радиопеленгаторная система состоит из наземного радиопеленгатора и бортовой приемопередающей радиостанции. Радиопеленгаторы работают в диапазонах ультракоротких (АРП) или коротких радиоволн.



Радиопеленгаторы типа АРП используются для контроля пути и привода ЛА на аэродромы или в другие пункты. С их помощью измеряются магнитные пеленги ЛА, которые для передачи на борт изменяются на 180° (по кодовому запросу «П р и б о й»):

$$\text{МПР} = \text{МПС} \pm 180^\circ$$

Такая величина соответствует магнитному курсу полета на пеленгатор. При измерении условного курса учитывается условное магнитное склонение:

$$\text{УПР} = \text{МПР} + \Delta M_y$$

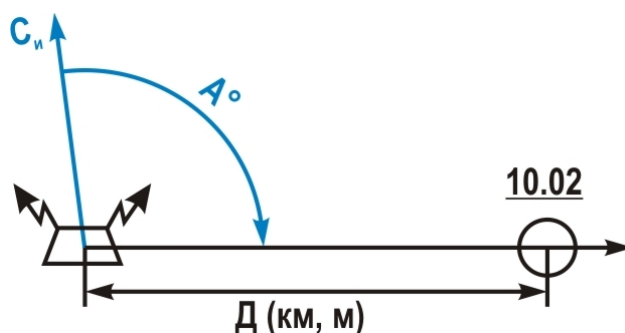
Величина ΔM_y рассчитывается для принятого начала измерения курса.

Коротковолновые пеленгаторы сводятся в радиопеленгаторные базы и по специальному запросу выдают на борт ЛА координаты его местонахождения.

Угломерно-дальномерные радионавигационные системы

2.16. Угломерно-дальномерные радионавигационные системы относятся к числу смешанных, поскольку с их помощью одновременно измеряются азимут ЛА и расстояние от него до наземной станции. К ним относятся радиомаячные системы типа РСБН. В интересах навигации могут также использоваться наземные РЛС.

С помощью системы РСБН на борту ЛА и на наземной станции измеряются истинный азимут и наклонная дальность от ЛА до радиомаяка РСБН.



В составе навигационных комплексов система РСБН применяется для решения следующих задач:

- коррекции численных координат;
- построения предпосадочного маневра и захода на посадку;
- определения взаимного положения ЛА при решении задач межсамолетной навигации.

Д а л ь н о с т ь д е й с т в и я системы РСБН зависит от высоты полета ЛА и рельефа местности в районе применения системы. Для равнинной местности она рассчитывается в километрах по формуле

$$D_{\max} = 3,7(\sqrt{h_{\text{отн}}} + \sqrt{H_{\text{отн}}}),$$

где $H_{\text{отн}}$, $h_{\text{отн}}$ — высоты полета и антенной системы радиомаяка соответственно, отсчитанные от среднего уровня рельефа, м.

При наличии на пути распространения радиоволн экранирующих препятствий дальность действия определяется из соотношения

$$D_{\max} = d_1 + 6,87 \sqrt{0,073d_1 + \frac{Dh}{d_1}} + 0,29DH - 0,073d_1 + \frac{Dh}{d_1}$$

где d_1 — расстояние от радионавигационной станции до экранирующего препятствия, км;
 Δh — превышение препятствия над радиоизлучателем, м;
 ΔH — относительная высота полета самолета, м.
Величины Δh , ΔH рассчитываются по соотношениям:

$$\Delta h = h_{\text{пр}} - (h_a + h_m);$$

$$\Delta H = H_{\text{абс}} - h_{\text{пр}},$$

где $H_{\text{абс}}$ — абсолютная высота полета;
 $h_{\text{пр}}$ — абсолютная высота препятствия;
 h_a — абсолютная высота точки установки антенной системы радиомаяка;
 h_m — высота мачты антенной системы.
Практически задачи по определению дальности действия решаются с помощью номограммы (приложение 3).

Разностно-дальномерные радионавигационные системы

2.17. Разностно-дальномерные радионавигационные системы типа РСДН предназначены для определения координат ЛА по результатам измерения разностей расстояний до наземных станций.

В состав системы РСДН входят наземные радионавигационные станции и бортовое оборудование. Наземные станции объединяются в группы (цепочки), включающие не менее трех станций, которые могут быть как стационарными, так и мобильными.

Для каждой из пар станций, входящих в одну группу, на ЛА измеряется разность времени распространения радиосигналов, излучаемых в определенной последовательности. Измеренная временная разность эквивалентна разности расстояний от наземных станций до ЛА, что обеспечивает определение линии положения в виде линии равных разностей расстояний (гипербол). По двум линиям положения определяются координаты ЛА интерполяцией между нанесенными изолиниями на специальных картах или с помощью бортовых вычислителей.

С помощью современных разностно-дальномерных систем временные разности с учетом поправок на распространение радиоволн измеряются с точностью $\sigma_t = 0,15 - 0,2$ мкс, что обеспечивает определение координат ЛА с ошибкой 0,07-0,15 км.

Для применения разностно-дальномерных систем, имеющих вычислители или входящих в состав навигационных комплексов, определяются следующие исходные данные:

- геодезические координаты наземных станций (основной и запасной цепочек);
- временные кодовые задержки для выбранной цепочки;
- поправки на условия распространения радиоволн.

Измерения и преобразования координат осуществляются автоматически, и их результаты в виде ортодромических или геодезических координат используются для коррекции системы счисления пути.

Бортовые радиолокационные станции

2.18. Бортовые радиолокационные станции (БРЛС) обеспечивают наблюдение на земной (водной) поверхности и в воздушном пространстве объектов, обладающих радиолокационной контрастностью. Это позволяет определить положение ЛА относительно обнаруженного объекта, что служит основой для решения следующих задач:

- ведения ориентировки по условному изображению местности;
- определения координат ЛА по линиям положения;
- предупреждения столкновения с объектами, представляющими опасность для ЛА;
- встречи с другими ЛА и выдерживания места в боевом порядке.

Дальность обнаружения радиолокационных ориентиров зависит от их характера, длины рабочей волны, высоты полета и других факторов и изменяется в пределах от десятков до сотен километров.

Современные БРЛС, как правило, обеспечивают обзор в переднем секторе до 180° на различных масштабах с возможностью задержки начала развертки. Для выделения подвижных объектов они могут иметь режим селекции движущихся целей.

Для обеспечения полета на малых высотах с огибанием рельефа местности могут применяться специальные или многорежимные бортовые радиолокационные станции. В таком режиме работы их функцией является определение высоты полета над рельефом, расположенным впереди ЛА в определенном секторе. По результатам измерения формируются сигналы для автоматического (директорного) управления полетом ЛА или горизонтальное либо вертикальное сечение рельефа впередилежащей местности с отображением его на индикаторе.

Доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса (ДИСС)

2.19. Принцип действия ДИСС основан на измерении частного сдвига, возникающего в отраженном от земной поверхности сигнале при облучении ее с движущегося ЛА. Геометрическая форма многолучевой диаграммы направленности ДИСС обеспечивает измерение трех составляющих скорости ЛА в системе координат, связанной с антенной. Для пересчета составляющих путевой скорости из антенной системы координат в горизонтальную применяются специальные вычислители или вычислительные устройства навигационных комплексов, в которых учитываются фактические углы крена и тангажа ЛА. Путевая скорость W и угол сноса $УС$ рассчитываются по значениям продольной $W_{Пх}$ и поперечной $W_{Пz}$ горизонтальных составляющих вектора скорости ЛА:

$$W = \sqrt{W_{Пх}^2 + W_{Пz}^2};$$
$$УС = \arctg \frac{W_{Пz}}{W_{Пх}}.$$

Для счисления пути обычно используются непосредственно величины $W_{Пх}$ и $W_{Пz}$, преобразованные с учетом курса ЛА к принятой в навигационном комплексе системе координат.

Одновременно с измерением скорости ДИСС могут использоваться и для определения высоты полета (ДИСС РВ), что позволяет применять их для измерения высоты рельефа в корреляционно-экстремальных системах навигации.

АСТРОНОМИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

2.20. Астрономические курсовые приборы — астрокомпасы предназначены для измерения курса путем пеленгации небесных светил. В настоящее время широко используются два типа астрокомпасов: дистанционный астрономический компас типа ДАК-ДБ и совмещенный астрокомпас типа АК-59П.

В ДАК-ДБ осуществляется автоматическая пеленгация Солнца с помощью фотоэлектрической следящей системы. На ЛА, где ДАК-ДБ применяется совместно с перископическим секстантом СП-1М, возможно измерение курса в ночном полете пеленгацией Луны, планет и звезд.

Совмещенный астрокомпас типа АК-59П позволяет измерять курс самолета путем визуальной пеленгации Солнца, Луны, планет и звезд. При этом за счет наличия поляризационной системы в АК-59 возможно измерение курса в следующих условиях:

- при высоте Солнца не менее 7° ;

- при закрытии Солнца облаками, когда в плоскости круга склонения Солнца имеются разрывы облачности;
- при установке АК-59П в тех местах ЛА, где по условиям обзора непосредственная пеленгация Солнца не может проводиться, но имеется возможность наблюдать участки неба в плоскости круга склонения Солнца.

2.21. Астрономические компасы позволяют измерять истинный ортодромический и условный курсы ЛА.

Для измерения истинного курса в астрокомпас вводятся гринвичский часовой угол $t_{гр}$ и склонение светила, рассчитанные на текущий момент времени. Значение $t_{гр}$ для Солнца, Луны и планет выбирается из авиационных астрономических ежегодников (ААЕ), а для звезд рассчитывается по формуле

$$t_{гр} = S_{гр} - a,$$

где $S_{гр}$ — звездное время на меридиане Гринвича;
 a — прямое восхождение звезды, выбираемое из ААЕ.

В дальнейшем $t_{гр}$ отрабатывается с помощью часового механизма.

В момент измерения курса в астрокомпас вводятся координаты места самолета — широта и долгота, погрешность установки которых не должна превышать 30'. В тот же момент стрелка пройденного расстояния путевого корректора ДАК-ДБ должна быть установлена на нуль.

Для измерения курса во всех случаях следует выбирать светило с меньшей высотой.

Истинный курс ЛА определяется как разность азимута A светила, рассчитанного в астрокомпасе по его экваториальным координатам на текущий момент времени, и курсового угла светила $KУ$, измеренного в процессе пеленгации.

$$ИК = A - KУ$$

С увеличением широты места ЛА погрешности в измерениях истинного курса возрастают, поэтому в высоких широтах следует использовать или ортодромический, или условный курс.

При определении ортодромического курса (рис. 2.1) в измеренный истинный курс самолета вводится азимутальная поправка ΔA , равная текущему путевому углу ортодромии β , взятому со знаком минус:

$$ОК = ИК + \Delta A,$$

$$\Delta A = - \beta$$

Этот способ применим для астрокомпасов всех типов. Для измерения ортодромического курса с погрешностью не более 2° ошибка в вычислении азимутальной поправки должна быть, не более 30'.

При расчете условного курса в истинный курс самолета вводится азимутальная поправка, равная углу схождения меридианов δ места самолета и той точки, относительно меридиана которой измеряется курс с обратным знаком:

$$УК = ИК + \Delta A;$$

$$\Delta A = - \delta.$$

2.22. Особенность применения астрокомпаса АК-59П в ночном полете заключается в

том, что пеленгация светил производится с помощью визирной системы, в которой вращение Земли автоматически не компенсируется. Поэтому при каждом измерении курса необходимо устанавливать значение гринвичского часового угла пеленгуемого светила. Его значение можно получить с помощью ААЕ или определить по шкале часовых углов нижней визирной системы астрокомпаса при предварительной установке значения $t_{гр}$ на некоторый момент времени.

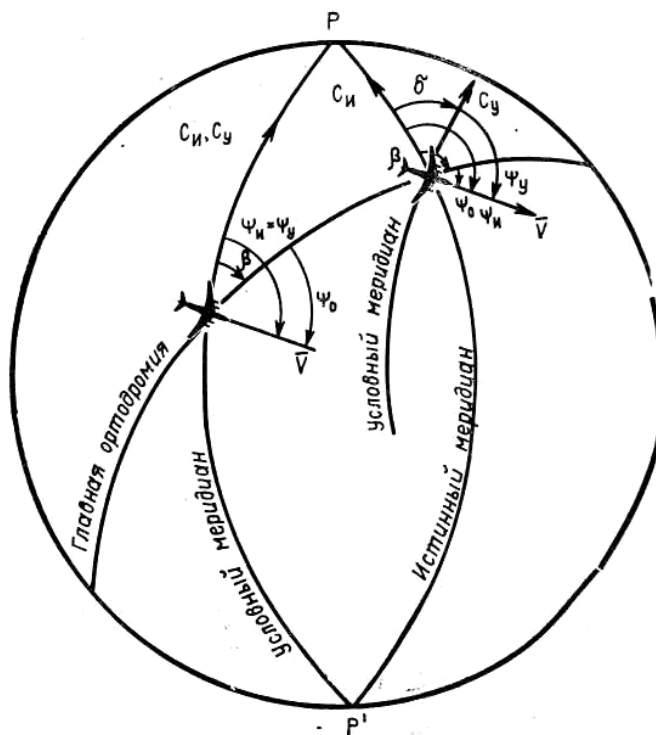


Рис. 2.1. К принципу определения ортодромического курса

2.23. Выдерживание курса с помощью астрокомпасов возможно после установки гринвичского часового угла и склонения светила.

С помощью ДАК-ДБ обеспечивается полет по ортодромии. При этом этапы маршрута не должны превышать по длине 1100 км, а их путевые углы должны определяться с точностью не хуже $0,5^\circ$. В начале каждого этапа в астрокомпас вводятся координаты пролетаемого ППМ, уточняется значение путевой скорости, а стрелка пройденного пути устанавливается на нуль. После пролета ППМ берется курс, равный путевому углу этапа с учетом угла сноса. В полете периодически уточняются значения пройденного пути и путевой скорости путевого корректора.

Астрокомпасы, не имеющие автоматической компенсации перемещения самолета, также могут применяться для выдерживания курса. При этом используется методика, позволяющая определить курс относительно среднего меридиана этапа маршрута. В астрокомпас вводятся значения гринвичского часового угла и склонения светила на момент пролета ППМ, а также широта и долгота средней точки очередного этапа. После пролета ППМ берется курс, равный путевому углу этапа маршрута в средней точке с учетом угла сноса. Если угол сноса не изменяется, полет на всем протяжении этапа выполняется с постоянным курсом.

При выполнении полета таким способом с помощью ДАК-ДБ обе стрелки путевого корректора устанавливаются на нуль.

Полет с использованием средних меридианов выполняется по так называемой «астрономической локсодромии», полюсом которой является географическое место светила. При длине этапа 500—700 км отклонение астрономической локсодромии от линии заданного пути не превышает 5 км.

2.24. Применение звездно-солнечного астроориентатора позволяет в условиях ночного полета определять координаты и курс ЛА, а в дневном полете истинный или ортодромический

ческий курс. Для использования астроориентатора в полете необходимо задать положение главной ортодромии, которое определяется координатами ее полюса — широтой σ и длиной L . В ЗСО используется правая ортодромическая система координат. Поэтому полюсом главной ортодромии будет точка, отстоящая от всех точек ортодромии на 90° , из которой положительное направление главной ортодромии наблюдается совпадающим с направлением движения часовой стрелки. Расчет координат полюса главной ортодромии может быть выполнен аналитически, с помощью номограмм, с помощью вычислителя ЗСО. Требуемая точность вычисления σ и L составляет $5'$.

Ортодромический курс в ЗСО определяется как разность между истинным курсом и текущим путевым углом ортодромической параллели:

$$OK = A - КУ - \beta_0 = ИК - \beta_0,$$

где A — азимут светила;

$КУ$ — курсовой угол светила;

β_0 — путевой угол ортодромической параллели.

В ЗСО измерение высот и курсовых углов светил осуществляется с помощью автоматических секстантов, стабилизированных в плоскости горизонта с помощью центральной гировертикали.

В целях их начального наведения на светила в вычислителе ЗСО по введенным экваториальным координатам светил, координатам места ЛА и курсу вычисляются значения курсовых углов и высот светил. После захвата светил секстантами работа ЗСО может осуществляться в двух режимах: слежения за двумя или слежения за одним светил.

Слежение за двумя светилами возможно при высоте Солнца $h_0 \geq -7^\circ$ и высоте звезд $10^\circ \leq h \leq 70^\circ$, разность азимутов светил в этом случае должна быть $30^\circ \leq \Delta A \leq 150^\circ$. Точность определения места самолета характеризуется средним квадратическим радиальным отклонением 40—50 км, точность определения курса — средним квадратическим отклонением $0,3^\circ$.

При слежении за одним светил в ЗСО определяется только курс, точность его определения характеризуется СКО $0,5^\circ$.

Для обеспечения работы ЗСО в режиме слежения в его вычислитель необходимо ввести звездное гринвичское время, экваториальные координаты светил, координаты места и курс ЛА. Допустимые отклонения при вводе этих величин составляют ± 10 с по $S_{гр} \pm 1^\circ$ по координатам места ЛА, $\pm 1,5^\circ$ по курсу. При этом ошибки ввода координат и курса могут быть компенсированы в режиме поиска звезд путем ручного разворота секстанта, а в дальнейшем исключены по данным пеленгации светил.

Ошибки ввода $S_{гр}$ и экваториальных координат светил приводят к невозможности пеленгации, неправильному определению координат места ЛА, его курса и по результатам пеленгации компенсироваться не могут.

2.25. Применение астроинерциальных систем, входящих в состав ПНС ЛА, позволяет определять геодезические и ортодромические координаты места ЛА, проекции на оси применяемой системы координат векторов путевой скорости и абсолютного ускорения, углы ориентации гироскопической платформы, включая и курс ЛА, а также вычислять поправки в координаты и курс ЛА и обеспечивать навигационной информацией другие системы и агрегаты ЛА.

В состав любой астроинерциальной системы в качестве основных ее элементов входят астрокорректор, гироскопическая платформа и цифровая вычислительная машина.

Астрокорректор предназначен для пеленгации светил, слежения за ними в полете и выдачи информации об отклонениях фактического положения светила на небесной сфере от расчетного, вычисленного в ЦВМ.

В современных АИС отклонения в положении светил определяются в горизонтальной системе небесных координат (Δh^* и ΔA). По этим данным в ЦВМ рассчитываются поправки в численные с помощью инерциальной части системы координаты и курс ЛА. Для вычислений в систему необходимо предварительно ввести дату полета, московское декрет-

ное время, положение главной ортодромии, координаты точки старта.

Стабилизация астрокорректора в пространстве осуществляется с помощью гиropлатформы. Корректор может быть установлен непосредственно на платформе или связан с ней с помощью следящих систем.

Кроме стабилизации астрокорректора гиropлатформа обеспечивает построение приборной системы координат, определение углов ориентации самолета и служит датчиком первичной навигационной информации для решения задачи счисления координат. Управление гиropлатформой осуществляется с помощью ЦВМ.

Цифровая вычислительная машина обеспечивает: вычисление координат полюса главной ортодромии и начальных ортодромических координат ЛА, управление датчиками моментов гиropлатформы, вычисление геодезических и ортодромических координат ЛА с астропоправками, вычисление курса и астропоправок к нему, вычисление составляющих путевой скорости по осям координат и поправок к ним, определение постоянных составляющих дрейфов гироскопов гиropлатформы, выбор экваториальных координат пар светил, находящихся в рабочей области астрокорректора, управление телеблоком астрокорректора.

В современных астроинерциальных системах большинство указанных задач решается автоматически. Использование в качестве навигационных звезд, видимых в инфракрасном диапазоне волн, позволяет применять эти системы днем так же, как и ночью. В качестве одного из светил днем может быть использовано Солнце. Область применения систем на земном шаре практически не ограничена. Рабочая область пеленгации астрокорректором ограничена по условиям исключения влияния рефракции в земной атмосфере и возможности определения курсового угла светила. В одной из систем эта область ограничена в пределах высот светил от 33 до 80°. При выборе пар светил для пеленгации учитывается взаимное расположение светил и Солнца. Углы между направлениями на звезды не должны быть менее 27°, а между направлениями на звезду и Солнце — менее 52°. Первое ограничение накладывается по условиям достижения необходимой точности определения координат ЛА, второе — для исключения помех фотоприемнику астрокорректора от Солнца.

Точность определения координат с астроинерциальной системой может быть оценена по формуле

$$\sigma_{r_k} = R \frac{\sqrt{2} \sigma_{\Delta h^*}}{|\sin \Delta A|},$$

где $\sigma_{\Delta h^*}$ — СКО суммарной ошибки определения высоты звезд;

R — радиус Земли;

ΔA — разность азимутов пеленгуемых звезд.

Величина $\sigma_{\Delta h^*}$ в основном зависит от точности определения вертикали, рефракции астролока и атмосферы, инструментальной ошибки пеленгации. Поэтому для современных АИС на высотах полета от 200 до 10000 м в различных режимах работы среднее квадратическое радиальное отклонение ошибки определения координат может составить от 6 до 13 км.

Ошибки в определении курса зависят от точности определения координат, широты места, инструментальных ошибок пеленгации, высоты звезд. При высоте звезд в пределах 33-80° ошибки в определении курса в различных режимах работы АИС могут составлять 4-33'.

В зависимости от режима счисления, точности начальной выставки гиropлатформы АИС и точности последней коррекции координат места ЛА современные АИС позволяют выполнять полет с обеспечением выполнения последующей астрокоррекции с вероятностью не менее 0,95 в течение 1,5-2 ч.

Наибольшая продолжительность полета без коррекции возможна при выставке гиropлатформы в азимуте с помощью оптического пеленгатора ($\sigma_{\psi} = 3-5'$) и полете в инерциально-доплеровском режиме счисления.

Глава III. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

СПОСОБЫ И ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ЛА

3.1. Определение координат местоположения ЛА с требуемой точностью осуществляется для управления его движением по заданной траектории полета. Местоположение ЛА может быть определено следующими способами:

- моделирующим;
- обзорно-сравнительным;
- параметрическим.

3.2. В моделирующих способах определение координат места ЛА осуществляется путем счисления пути. Сущность счисления пути — это решение в реальном масштабе времени уравнений движения центра масс ЛА и вычисление его текущих координат в выбранной системе отсчета. Способ требует знания начального положения ЛА, скорости и направления движения. В ортодромической системе, где координаты выражаются в линейной мере, кинематические уравнения движения могут быть представлены в виде

$$x = x_0 + \int_0^t W \cos \beta dt;$$
$$y = y_0 + \int_0^t \frac{W \sin \beta}{\cos \frac{x}{R}} dt,$$

где x_0, y_0 — ортодромические координаты начальной точки счисления пути;
 W (V) — путевая (воздушная) скорость полета;
 β — ортодромический путевой угол;
 R — радиус сферы, заменяющей эллипсоид вращения.

В зависимости от способа получения путевой скорости счисление пути может быть:

- инерциальным;
- доплеровским;
- воздушным;
- комбинированным (воздушно-доплеровским, инерциально-доплеровским).

При инерциальном счислении используются составляющие путевой скорости, получаемые в ИНС, при доплеровском счислении — составляющие путевой скорости, получаемые с помощью ДИСС. При воздушном счислении пути определение координат ЛА осуществляется по путевой скорости, получаемой по вектору воздушной скорости и вектору ветра, измеряемому каким-либо способом, или только по вектору воздушной скорости. Получение путевой скорости комбинированным способом осуществляется совместной обработкой сигналов, поступающих от ИНС и ДИСС (инерциально-доплеровское счисление).

Моделирующие способы определения координат места ЛА являются автономными способами и обладают полной помехозащищенностью. Основной их недостаток заключается в возрастании со временем ошибок определения координат местоположения ЛА.

3.3. Точность определения координат места ЛА моделирующими способами характеризуется средним квадратическим радиальным отклонением, величина которого определяется по формуле

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_{r_0}^2 + K_{сч}^2 S^2},$$

где σ_{r_0} — средняя квадратическая радиальная ошибка знания начальных координат места ЛА;
 S — пройденное расстояние;
 $K_{сч}$ — коэффициент точности счисления.

Коэффициент точности счисления характеризует возможности способа счисления по точности определения текущих координат места ЛА. Величина его зависит от точности определения ряда навигационных параметров и для инерциально-доплеровского, доплеровского счисления определяется соотношением

$$K_{сч} = \sqrt{\sigma_\psi^2 + \sigma_\alpha^2 + \left(\frac{\sigma_W}{W}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{\omega_c} t}{2}\right)^2 + \sigma_{ин}^2},$$

где σ_ψ — средняя квадратическая ошибка измерения курса;
 σ_α — средняя квадратическая ошибка измерения угла сноса;
 σ_W/W — средняя квадратическая относительная ошибка измерения путевой скорости;
 σ_{ω_c} — среднее квадратическое значение угловой скорости собственного ухода курсового гироскопа;
 t — время счисления пути;
 $\sigma_{ин}$ — средняя квадратическая инструментальная ошибка счисления.

Значения средних квадратических ошибок, характеризующих точность измерения навигационных параметров и возможности навигационных устройств, приводятся в соответствующих технических описаниях ПНС.

Для воздушного счисления пути $K_{сч}$ рассчитывается по формуле

$$K_{сч} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_V}{V}\right)^2 + \sigma_\psi^2 + \left(\frac{\sigma_u}{V}\right)^2 + \left(\frac{U\sigma_{\delta_0}}{V}\right)^2 + \sigma_{ин}^2},$$

где σ_V/V — средняя квадратическая относительная ошибка измерения воздушной скорости;
 σ_u — средняя квадратическая ошибка измерения скорости ветра;
 σ_{δ_0} — средняя квадратическая ошибка измерения направления ветра.

Коэффициент точности счисления для:

- инерциального, инерциально-доплеровского счисления составляет 0,002-0,005;
- доплеровского — 0,02-0,03;
- воздушного — 0,07-0,08.

3.4. Обзорно-сравнительный способ определения координат ЛА основан на сравнении характеристик местности, хранящихся в запоминающих устройствах, с соответствующими фактическими характеристиками местности, над которой пролетает ЛА. К обзорно-сравнительным способам относятся визуальная ориентировка, ориентировка по изображению местности на экранах РЛС и других визиров. Обзорно-сравнительный способ реализуется в корреляционно-экстремальных навигационных системах (КЭНС), использующих информацию от геофизических полей (магнитного, гравитационного, рельефа местности, полей ориентиров и т. д.).

Обзорно-сравнительные способы определения координат места ЛА автономны, обладают высокой помехозащищенностью, надежностью, а в КЭНС — и высокой точностью.

3.5. К обзорно-сравнительным способам относятся следующие способы определения местоположения ЛА:

- визуальная ориентировка;
- с помощью бортовой РЛС;
- с помощью оптических, оптико-электронных визиров;

– с применением КЭНС.

3.6. Визуальной ориентировкой называется процесс определения места ЛА по опознанным ориентирам. Носителями информации о поле ориентиров в этом способе являются аэронавигационные карты. Надежную визуальную ориентировку и необходимую точность определения места ЛА обеспечивают карты масштабов 1:200000, 1:500000 и 1:1000000.

Точность определения места ЛА визуальным способом при пролете ориентира на средних и больших высотах характеризуется средней квадратической радиальной ошибкой $\sigma_r = 0,6$ Н, а на малых высотах $\sigma_r = 0,1-0,3$ км.

3.7. Бортовые РЛС позволяют определять координаты места ЛА следующими способами:

- глазомерно, сопоставлением взаимного расположения ориентиров на экране и карте;
- пролетом радиолокационного ориентира (РЛО);
- по измеренным значениям пеленга РЛО и дальности до него;
- по измеренным значениям пеленгов до двух-трех РЛО;
- по измеренным дальностям до двух-трех РЛО.

При определении координат места ЛА по пеленгу РЛО и дальности до него средняя квадратическая радиальная ошибка может быть рассчитана с помощью соотношения

$$s_r = \sqrt{s_D^2 + (0,0175D_{\text{РЛО}}s_{\text{П}})^2 + s_{\text{г.рло}}^2 + s_{\text{г.нал}}^2}$$

где σ_D — средняя квадратическая ошибка измерения дальности до РЛО;

$D_{\text{рло}}$ — дальность до РЛО;

$\sigma_{\text{п}}$ — средняя квадратическая ошибка измерения пеленга РЛО;

$\sigma_{\text{г.рло}}$ — средняя квадратическая радиальная ошибка в знании координат РЛО (величина ее составляет 0,8-1 мм в масштабе карты);

$\sigma_{\text{г.нал}}$ — средняя квадратическая радиальная ошибка в наложении перекрестия на РЛО (составляет 0,1-0,2 от линейных размеров РЛО).

Точность определения места ЛА этим способом зависит от дальности до РЛО и характеризуется средней квадратической радиальной ошибкой, равной 2-7 км (рис. 3.1).

Пример. Оценить точность определения местоположения ЛА с помощью БРЛС по пеленгу и дальности до РЛО, если известна дальность до РЛО ($D_{\text{рло}}$), составляющая 100 км, средняя квадратическая ошибка ее измерения (σ_D) — 0,1 км, средняя квадратическая ошибка измерения пеленга ($\sigma_{\text{п}}$) — 2°, линейный размер РЛО — 5 км, масштаб карты, по которой определялись координаты РЛО при составлении программы полета, — 1:500000.

Решение. Задача может быть решена аналитически и с помощью графика (рис. 3.1).

Задача решается по формуле

$$s_r = \sqrt{s_D^2 + (0,0175D_{\text{РЛО}}s_{\text{П}})^2 + s_{\text{г.рло}}^2 + s_{\text{г.нал}}^2}$$

Значение $\sigma_{\text{г.рло}}$ определяется точностью графической работы на карте и примерно равно 500 м, а значение $\sigma_{\text{г.нал}}$ составит 0,1—0,2 линейного размера РЛО, или 500—1000 м.

Подставив значение ошибок в формулу, вычисляют среднюю квадратическую радиальную ошибку определения места ЛА:

$$s_r = \sqrt{0,1^2 + (0,0175 \cdot 100 \cdot 2)^2 + 0,5^2 + 0,5^2} = 3,75 \text{ км}$$

Задачу с помощью графика (рис. 3.1) решают следующим образом. По входным величинам $D_{\text{рло}}$, $\sigma_{\text{п}}$ и σ_D определяется s_r , которая равна 3,4 км. Для выполнения оперативных расчетов такая точность определения σ_r достаточна. При необходимости более точного расчета σ_r пользуются формулой

$$s_r' = \sqrt{s_r^2 + s_{\text{г.рло}}^2 + s_{\text{г.нал}}^2}$$

С помощью графика (рис. 3.1) можно для заданной точности определения места ЛА выбрать необходимую дальность, на которой следует выбирать РЛО, то есть решить обратную задачу.

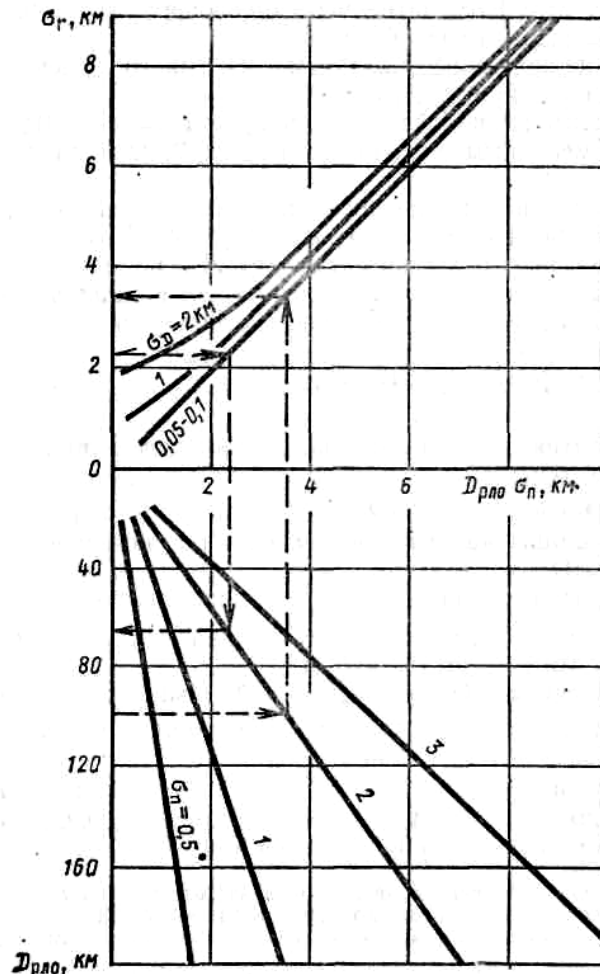


Рис. 3.1. График для оценки точности определения места ЛА с помощью БРЛС по пеленгу и дальности

При определении координат места ЛА по двум пеленгам РЛО средняя квадратическая ошибка рассчитывается по формуле

$$s_r = \frac{\sqrt{2(0,0175D_{\text{РЛО}}s_{\text{П}})^2 + s_{\text{г.рло}}^2 + s_{\text{г.нал}}^2}}{\sin \Delta\Pi},$$

где $\Delta\Pi$ — разность пеленгов (курсовых углов РЛО). Допускается выбор РЛО, для которых разность пеленгов находится в пределах $30^\circ < \Delta\Pi < 150^\circ$.

Величину этой ошибки можно оценить с помощью графика (рис. 3.2).

Наибольшей точностью отличается способ определения координат места ЛА по дальностям до двух ориентиров. Повышение точности этого способа происходит за счет того, что дальность до РЛО не оказывает влияния на величину средней квадратической радиальной ошибки определения координат ЛА, которая определяется по формуле

$$s_r = \frac{\sqrt{2s_D^2 + s_{\text{г.рло}}^2 + s_{\text{г.нал}}^2}}{\sin \Delta\Pi}.$$

Точность определения координат ЛА характеризуется средней квадратической радиальной ошибкой 2-4 км (рис. 3.3).

3.8. Оптические, оптико-телевизионные и электронно-оптические визиреры являются надежными и автономными средствами определения координат местоположения ЛА, обладающими высокой точностью. С их помощью определяются два навигационных параметра — курсовой угол ориентира и его вертикальный угол

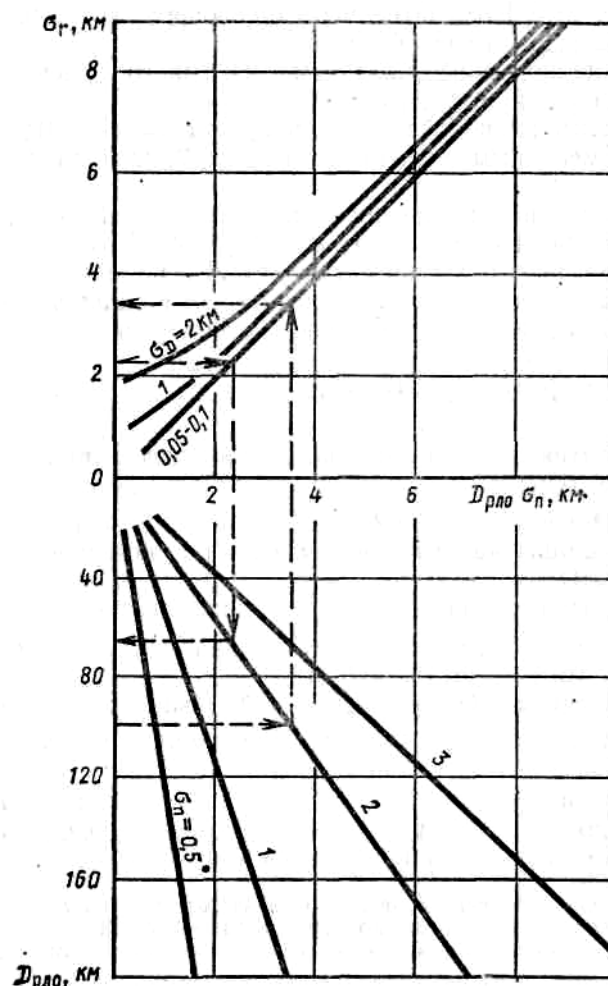


Рис. 3.2. График для оценки точности определения места ЛА с помощью БРЛС по двум пеленгам.

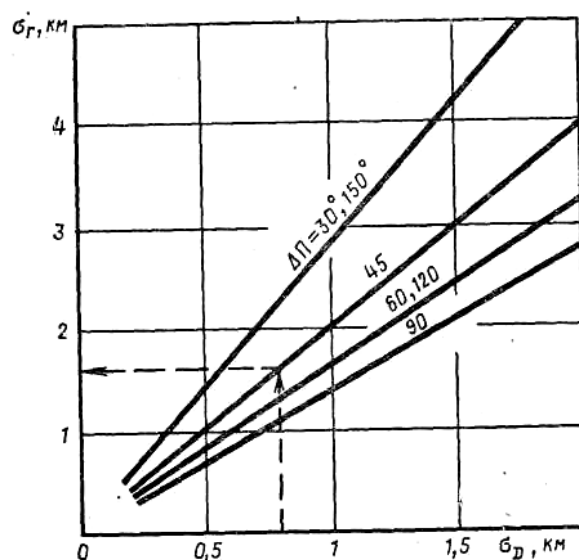


Рис. 3.3. График для оценки точности определения места ЛА с помощью БРЛС по двум дальностям

Точность определения координат места ЛА с помощью визиров характеризуется средней квадратической радиальной ошибкой, вычисляемой по формуле:

$$s_r = \sqrt{D_{\text{оп}}^2 \left[\left(\frac{s_n}{H} \right)^2 + \left(\frac{2s_e}{\sin 2e} \right)^2 + s_Y^2 + s_q^2 \right] + s_{r.k}^2}$$

где σ_n — средняя квадратическая ошибка измерения высоты полета ЛА;

σ_ϵ — средняя квадратическая ошибка измерения вертикального угла ориентира;
 σ_ψ — средняя квадратическая ошибка измерения курса;
 σ_q — средняя квадратическая ошибка измерения курсового угла ориентира;
 σ_{rk} — средняя квадратическая радиальная ошибка знания координат ориентира;
 D_{op} — дальность до ориентира.

Более высокая точность определения координат ЛА обеспечивается при использовании ориентиров, расположенных на меньших удалениях от ЛА. Средняя квадратическая радиальная ошибка при этом составляет 100-300 м (рис. 3.4).

3.9 В корреляционно-экстремальных навигационных системах для составления эталонных карт местности (ЭКМ) требуется запись массивов информации о характеристиках геофизических полей для различных районов земной поверхности. Для этого районы земной поверхности делятся на равные по площади участки, каждому из которых соответствует усредненное в пределах этого участка значение показателя геофизического поля (абсолютная высота рельефа местности, напряженность магнитного поля и т. д.). Расстояние между линиями, делящими район земной поверхности на элементарные участки, называется шагом квантования поля.

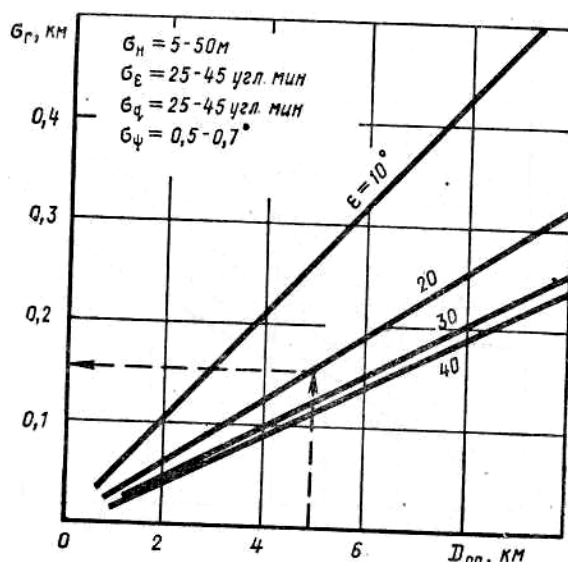


Рис. 3.4. График для оценки точности определения места ЛА с помощью оптических, оптико-телевизионных и электронно-оптических визиров

Точность определения координат места ЛА при применении КЭНС, характеризуемая средней квадратической ошибкой, равна половине шага квантования поля.

Если по осям x и y она одинакова, то средняя квадратическая радиальная ошибка определения координат места ЛА определяется по формуле

$$\sigma_r = \frac{l}{\sqrt{2}},$$

где l — шаг квантования поля.

Точность определения координат местоположения ЛА при применении КЭНС зависит от размеров районов земной поверхности, для которых составляется ЭКМ, и объема памяти бортовой ЭВМ для ее хранения в цифровом виде.

В отдельных образцах отечественных и зарубежных КЭНС средняя квадратическая радиальная ошибка определения координат места ЛА составляет 20-200 м.

3.10. Параметрический способ определения координат места ЛА основан на измерении в полете навигационных параметров, определяющих линию положения ЛА на земной поверхности. Место ЛА определяется в точке пересечения двух линий положения, полученных на один момент времени или приведенных к единому моменту времени.

В параметрическом способе измеренными параметрами являются расстояние от фиксированной точки на земной поверхности до ЛА, разность расстояний от двух фиксирован-

ных точек на земной поверхности до ЛА, угловые величины (азимут ЛА, курсовой угол наземной радиостанции, высота светила и т.д.), разность частот принимаемых электромагнитных колебаний, доплеровский сдвиг частоты и т.п.

Параметрический способ не является автономным и предполагает в основном использование радиотехнических средств и систем, поэтому возможно создание радиоэлектронных помех их работе.

В зависимости от вида радиотехнических средств и систем существуют способы определения координат места ЛА с использованием: АРК (АРП); РСБН; РСДН; спутниковой навигационной системы (СНС); астрономических средств навигации.

3.11. Определение координат места ЛА с применением АРК (АРП) осуществляется угломерным способом.

Линиями положения ЛА являются линии равных азимутов (ЛРА) и линии равных радиопеленгов (ЛРР), а измеряемым навигационным параметром — пеленг ЛА, точность которого характеризуется средней квадратической ошибкой, равной $2^{\circ}30'$.

Средняя квадратическая радиальная ошибка определения координат места ЛА с применением АРК (АРП) может быть рассчитана по формуле

$$s_r = \frac{\sqrt{(0,0175D_1s_{\Pi})^2 + (0,0175D_2s_{\Pi})^2}}{\sin \Delta\Pi}$$

где s_{Π} — средняя квадратическая ошибка измерения пеленга ЛА;

D_1, D_2 — расстояния от точек местоположения ПАР (ШВРС), АРП до ЛА;

$\Delta\Pi$ — угол между линиями положения.

Выбор положения ПАР (АРП) должен производиться таким образом, чтобы угол $\Delta\Pi$ находился в пределах $30^{\circ} \leq \Delta\Pi \leq 150^{\circ}$.

Точность определения координат места ЛА с применением АРК (АРП) зависит от расстояния между радиостанциями и ЛА, а также от угла между линиями положения. При этом расстоянии, равном 150-300 км, средняя квадратическая радиальная ошибка определения координат местоположения ЛА в зависимости от $\Delta\Pi$ составляет 10-40 км (рис. 3.5).

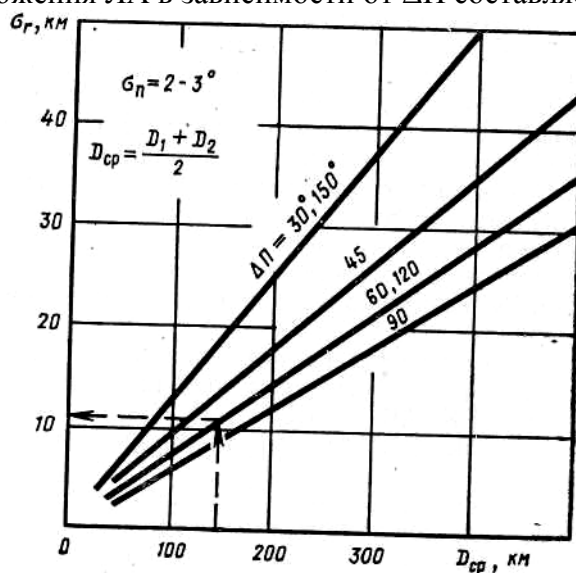


Рис. 3.5. График для оценки точности определения места ЛА с помощью АРК по двум пеленгам

3.12. Для определения координат места ЛА с применением РСБН используются угломерно-дальномерный и дальномерный способы.

Линиями положения в первом способе являются ЛРА и линия равных расстояний, которые пересекаются между собой под углом 90° , во втором — линии равных расстояний. Измеряемыми навигационными параметрами являются азимут ЛА и дальность до него.

При определении координат места ЛА угломерно-дальномерным способом точность характеризуется средней квадратической радиальной ошибкой, определяемой по формуле

$$\sigma_r = \sqrt{(0,0175 D_{\text{рм}} \sigma_{\text{п}})^2 + \sigma_D^2},$$

где $D_{\text{рм}}$ — расстояние между наземным маяком РСБН и ЛА;

$\sigma_{\text{п}}$ — средняя квадратическая ошибка измерения азимута ЛА;

σ_D — средняя квадратическая ошибка измерения дальности до ЛА.

В зависимости от дальности до ЛА средняя квадратическая радиальная ошибка определения координат места ЛА составляет 0,2-0,8 км (рис. 3.6).

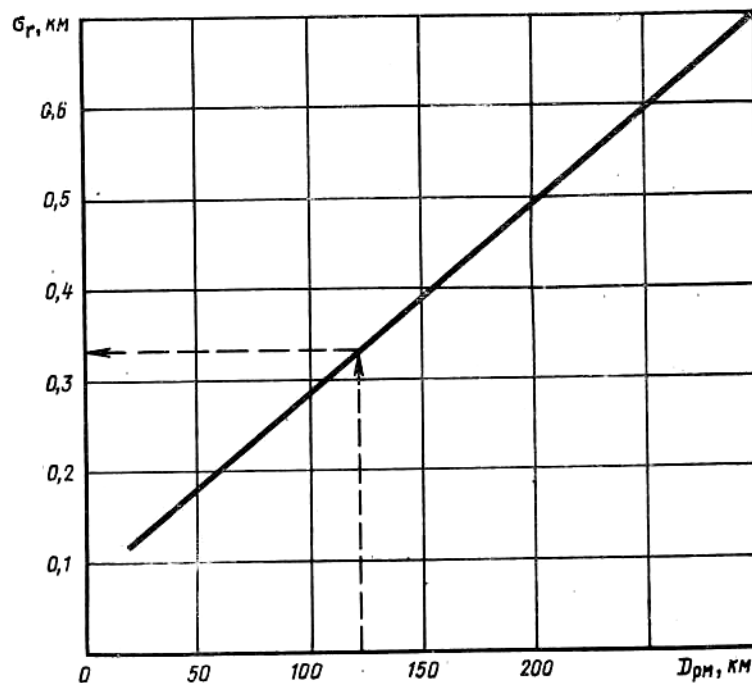


Рис. 3.6. График для оценки точности определения места ЛА с помощью РСБН по азимуту и дальности до радиомаяка

Более точным способом определения координат места ЛА с применением РСБН является дальномерный способ.

Средняя квадратическая радиальная ошибка рассчитывается по формуле

$$\sigma_r = \frac{1,41 \sigma_D}{\sin \Delta A},$$

где ΔA — разность азимутов (курсовых углов) наземных маяков РСБН.

Точность определения координат места ЛА существенно зависит от выбора местоположения наземных маяков РСБН. Средняя квадратическая радиальная ошибка при рациональном выборе маяков РСБН ($30^\circ \leq \Delta A \leq 150^\circ$) равна 200-500 м (рис. 3.7).

3.13. Определение координат места ЛА с применением РСДН осуществляется разно-стно-дальномерным способом. Сущность его заключается в измерении разности расстояний от ЛА до двух фиксированных точек местоположения наземных станций РСДН. С помощью пары станций получается одна линия положения, называемая гиперболой, для которой разность расстояний — величина постоянная. С использованием другой пары станций получается вторая линия положения. Измеряемым навигационным параметром является временная разность между моментами прихода радиосигналов от наземных станций Δt .

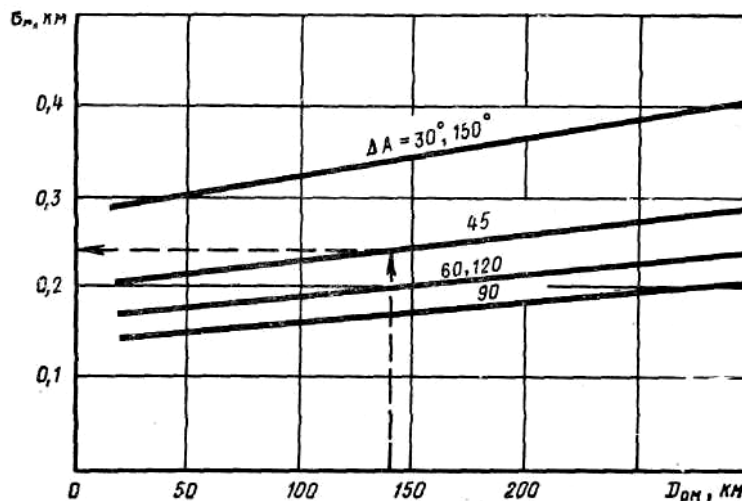


Рис. 3.7. График для оценки точности определения места ЛА с помощью РСБН по двум дальностям

Точность определения координат места ЛА с применением РСДН характеризуется средней квадратической радиальной ошибкой, рассчитываемой по формуле

$$\sigma_r = C \sigma_{\Delta\tau} K_r$$

где C — скорость распространения радиоволн;

$\sigma_{\Delta\tau}$ — средняя квадратическая ошибка измерения временной разности;

K_r — геометрический коэффициент точности.

Геометрический коэффициент точности K_r характеризует положение ЛА в рабочей области системы РСДН-10 относительно используемых наземных станций, зависит от углов, под которыми наблюдаются базовые расстояния из точки местоположения ЛА, ψ_1 и ψ_2 , непосредственно измеряемых на карте или схеме (рис. 3.8), и определяется по формуле

$$K_r = \frac{\sqrt{\sin^2 \frac{\psi_1}{2} + \sin^2 \frac{\psi_2}{2}}}{2 \sin \frac{\psi_1}{2} \sin \frac{\psi_2}{2} \sin \frac{\psi_1 \pm \psi_2}{2}}.$$

В целях упрощения расчетов по определению K_r пользуются графиком (рис. 3.9).

В современных системах РСДН точность измерения временной разности характеризуется средней квадратической ошибкой, равной 0,15-0,3 мкс.

Точность определения координат места ЛА с применением стационарных РСДН-3 зависит от удаления до станций. Средняя квадратическая радиальная ошибка при удалении 1500 км составляет 0,4-1,5 км, при удалении 1500-2500 км — 2-3 км, при удалении 2500-4500 км — 5-10 км.

Точность определения координат места ЛА

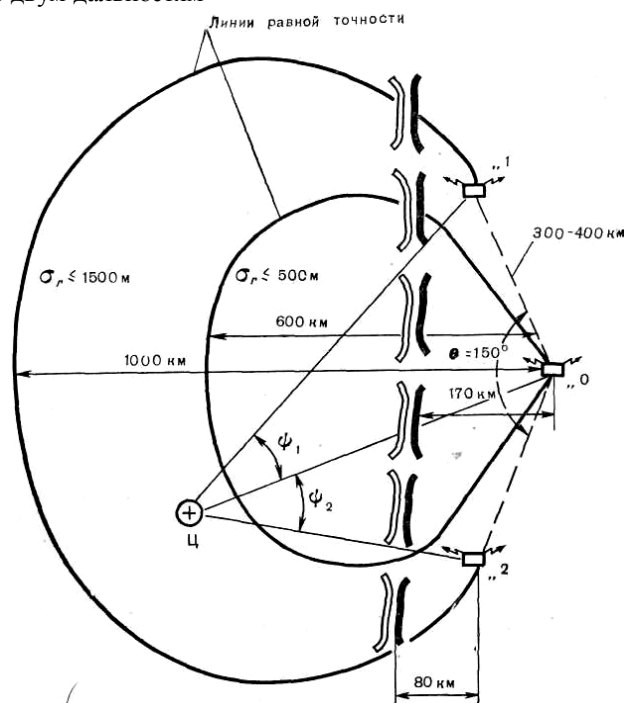


Рис. 3.8. Рабочая область системы РСДН-10

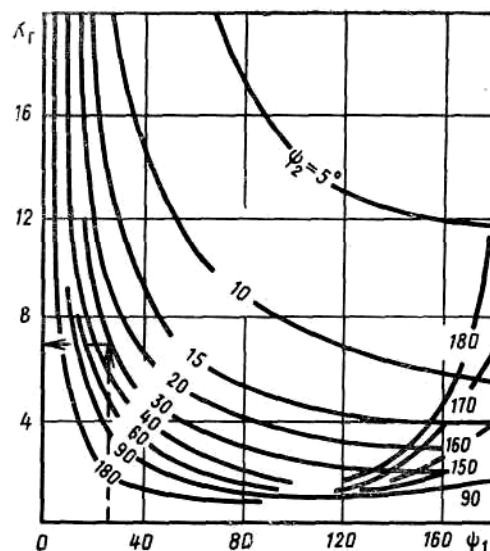


Рис. 3.9. График для определения геометрического коэффициента точности (K_r)

с помощью мобильных РСДН-10 характеризуется величинами средних квадратических радиальных ошибок 0,3-0,9 км (рис. 3.10).

Способы учета и компенсации систематических ошибок измерения навигационного параметра Δt позволяют повысить точность определения координат места ЛА в 1,5-3 раза. При этом значение средней квадратической радиальной ошибки заключено в пределах 65-260 м.

Пример. Произвести оценку точности определения места ЛА в заданной точке (районе) рабочей области мобильной РСДН-10, если средняя квадратическая ошибка измерения временной разности ($\sigma_{\Delta t}$) равна 0,15 мкс.

Решение. Задача решается с помощью графиков (рис. 3.9, 3.10) в такой последовательности. На карте с нанесенными наземными станциями РСДН измеряются углы (ψ_1 и ψ_2), под которыми наблюдаются базовые расстояния, как это показано на рис. 3.8. По значениям углов $\psi_1=25^\circ$ и $\psi_2=30^\circ$ с помощью графика (рис. 3.9) определяется геометрический коэффициент (K_r), который равен 7. Затем по входной величине K_r и $\sigma_{\Delta t}$ определяется значение σ_r , равное 3,4 км (рис. 3.10).

3.14. Определение координат места ЛА с применением спутниковых навигационных систем осуществляется дальномерным способом. Измеряемыми навигационными параметрами являются дальности от навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ) до ЛА и доплеровский сдвиг частоты радиосигналов, принимаемых от НИСЗ, для определения скорости ЛА.

Точность навигационных определений с помощью СНС определяется точностью измерения навигационных параметров, положением НИСЗ относительно ЛА, знанием и учетом параметров земного эллипсоида.

Средняя квадратическая радиальная ошибка определения координат места ЛА с применением СНС составляет 0,06-0,1 км.

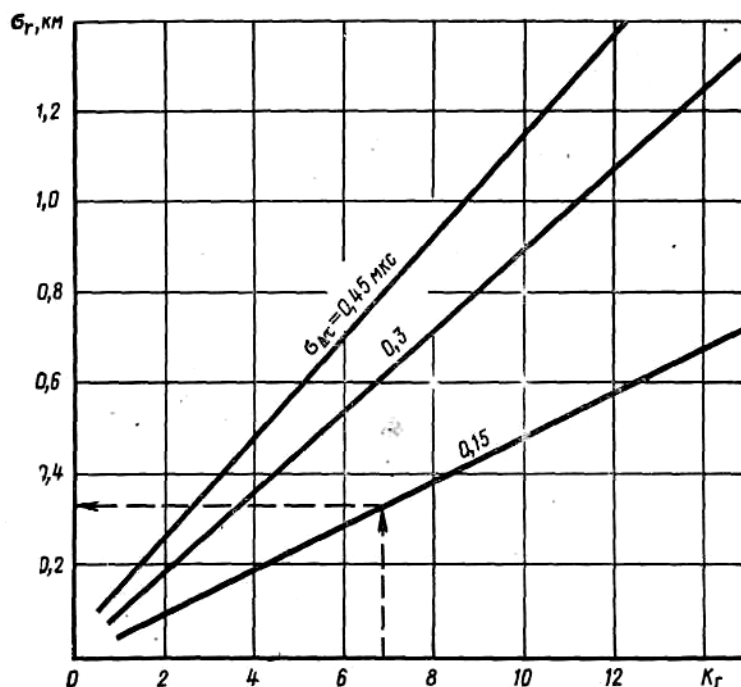


Рис. 3.10. График для оценки точности определения места ЛА с помощью системы РСДН-10

3.15. Астрономический способ определения координат места ЛА отличается высокой помехозащищенностью, автономностью, не требует навигационного оборудования района полетов, применим в любых районах земной поверхности в любое время суток.

Сущность астрономического способа заключается в определении местоположения ЛА относительно светил, координаты которых на небесной сфере известны с высокой точностью. Измеряемым навигационным параметром является высота светила, астрономической линией положения — линия равных высот светила. Пеленгация (измерение высот) пары светил обеспечивает получение двух астрономических линий положения. Точность измерения высоты светила характеризуется средней квадратической ошибкой $\sigma_{\text{дд}}$, которая существенно зависит от стабилизации пеленгаторного устройства ИНС в плоскости горизонта.

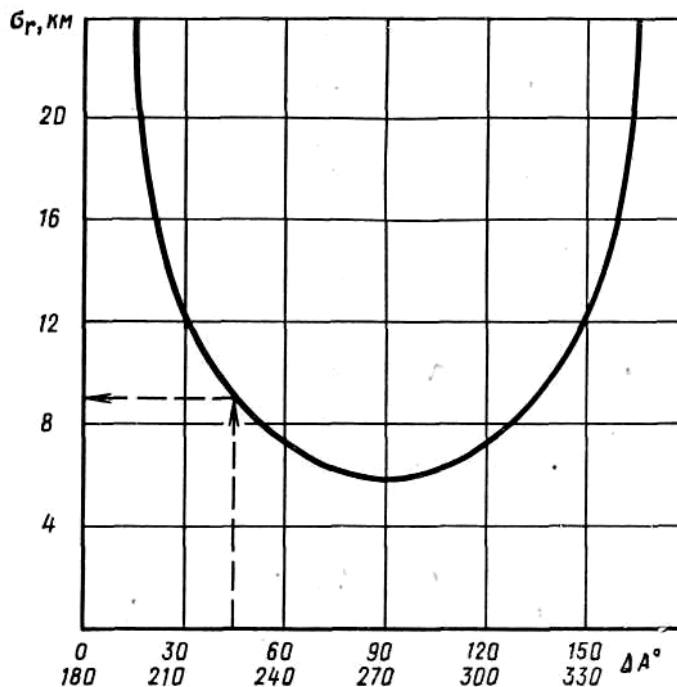


Рис. 3.11. График для оценки точности определения места ЛА с помощью астроинерциальной системы по разности азимутов светил

Точность определения координат места ЛА определяется средней квадратической радиальной ошибкой, рассчитываемой по формуле

$$\sigma_r = R \frac{1,41 \sigma_{\Delta h}}{|\sin \Delta A_c|},$$

где ΔA_c — допустимая разность азимутов светил.

Применение астрономических средств, для определения координат места ЛА дает невысокую точность. Средняя квадратическая радиальная ошибка в зависимости от разности азимутов светил при применении астроинерциальной системы составляет 6-12 км (рис. 3.11).

СПОСОБЫ И МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

3.16. Для оценки точности воздушной навигации определяются следующие параметры:

- линейное боковое отклонение (ЛБУ) ЛА (l) от линии заданного пути (ЛЗП);
- линейную (ΔS) или временную (Δt) дистанцию, характеризующую отклонение ЛА от расчетной точки по времени;
- линейную (Δd) или временную (Δt) дистанцию, характеризующую отклонение ЛА от заданной дистанции в боевом порядке.

3.17. Отклонение ЛА l , ΔS (Δt) и Δd (Δt) подвержены влиянию большого количества факторов и носят случайный характер. Эти величины являются случайными величинами, подчиненными нормальному закону распределения. В соответствии с этим точность воздушной навигации при выполнении полета ЛА по заданному маршруту в любой момент времени характеризуется тремя показателями:

- средним квадратическим отклонением ЛА от ЛЗП σ_l ;
- средним квадратическим отклонением ЛА от заданного времени выхода на контрольные точки маршрута и цель σ_r ,
- средним квадратическим отклонением ЛА от заданной дистанции в боевом порядке $\sigma_{\Delta d}$ ($\sigma_{\Delta t}$).

3.18. Точность навигации зависит от уровня штурманской подготовки экипажей (летчиков) и расчетов командных пунктов, точности выдерживания режима полета, тактико-технических возможностей ПНС, а также от условий полета.

Методика оценки точности навигации и нормативы оценок устанавливаются приказами главнокомандующего ВВС и приводятся в Курсах боевой подготовки.

Точность воздушной навигации оценивается с применением следующих основных способов:

- способа, основанного на анализе частных погрешностей, вызывающих отклонение ЛА от ЛЗП;
- способа обработки результатов выполненных маршрутных полетов;
- способа, основанного на обработке максимальных линейных боковых уклонений ЛА на этапах маршрута.

3.19. Сущность способа, основанного на анализе частных погрешностей ЛБУ, состоит в использовании аналитических зависимостей между погрешностями датчиков навигационной информации и соответствующими им ошибками выдерживания ЛЗП. Этот способ применяется для получения характеристик точности навигации при курсовом, путевом и маршрутном способах вывода ЛА в заданные точки.

Основными частными погрешностями, вызывающими отклонение ЛА от ЛЗП и учитываемыми при оценке точности навигации указанным способом, являются:

- погрешности начального выхода ЛА на ЛЗП (курсовой и путевой способы);
- боковые погрешности в координатах заданной точки;
- боковые погрешности коррекции численных координат;
- боковые инструментальные погрешности численных координат;
- погрешности в определении угла доворота (курсовой, путевой способы);
- погрешности в определении курса ЛА;
- погрешности в определении угла сноса (путевой, маршрутный способы);
- боковые погрешности, обусловленные неточным вычислением и выдерживанием управляющего параметра (маршрутный способ);
- неучет боковой составляющей ветра (курсовой способ).

3.20. Частные погрешности, влияющие на величину общего показателя точности навигации, имеют свои аналитические выражения, носят случайный характер и независимы или мало зависимы между собой. Для повышения оперативности и точности выполнения расчетов аналитические выражения частных погрешностей, связанные определенным алгоритмом, представляют в виде программы, которую реализуют на программируемых микрокалькуляторах или ЭВМ.

По результатам расчетов на ЭВМ построены графики (прил. 5), по которым может быть оценена точность полета по маршруту с применением базовых ПНС ЛА.

С помощью этих графиков определяется величина среднего квадратического отклонения ЛА от ЛЗП в зависимости от условий применения ПНС в полете:

- длины этапа маршрута;
- количества выполняемых коррекций численных координат;
- точности датчика-корректора;
- способа счисления пути.

Задаваясь точностью полета по ЛЗП, можно решить обратную задачу, то есть определить рациональные условия применения ПНС в полете по маршруту.

3.21. Сущность способа, основанного на обработке выполненных маршрутных полетов, состоит в определении статистических характеристик процесса навигации в предположении, что ЛБУ ЛА подчинены нормальному закону распределения.

Для реализации способа применен аппарат теории случайных функций. Исходной

информацией является достаточно большое количество реализаций процесса навигации, представляемых в виде схем радиолокационной проводки ЛА по маршруту.

Этот способ применяется для определения уровня навигационной подготовки и получения исходных данных при разработке нормативных оценок. Обработка результатов полетов ведется с помощью ЭВТ.

3.22. Сущность способа, основанного на обработке максимальных ЛБУ ЛА на этапах маршрута, состоит в определении статистических характеристик максимальных ЛБУ, подчиненных двойному экспоненциальному закону распределения.

Аналитические выражения для определения параметров двойного экспоненциального закона распределения $q_{|l|}$ и $\hat{s}_{|l|}$:

$$q_{|l|} = m_{|l|} - 0,4501 \sigma_{|l|}; \quad \hat{s}_{|l|} = \sigma_{|l|} / 1,2826.$$

Значение математического ожидания максимальных ЛБУ $m_{|l|}$ и их среднего квадратического отклонения $\sigma_{|l|}$, входящие в выражение $q_{|l|}$ и $\hat{s}_{|l|}$, определяются по формулам;

$$m_{|l|} = \frac{\sum_{i=1}^n l_i}{n};$$

$$\sigma_{|l|} = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n (l_i - m_{|l|})^2}}{n-1},$$

где l_i — значение частных максимальных ЛБУ;

n — количество зафиксированных частных максимальных ЛБУ на маршруте;

i — порядковый номер частного максимального ЛБУ.

Рассчитав значения параметров распределения $q_{|l|}$ и $\hat{s}_{|l|}$, можно определить показатель двойного экспоненциального закона распределения:

$$Y = \frac{l - q_{|l|}}{\hat{s}_{|l|}},$$

где l — ширина полосы полета по маршруту, характеризующая точность навигации.

По значению показателя Y с использованием таблиц (прил. 4) определяется вероятность выполнения полета в полосе шириной l (в этом случае l задается). Можно решать и обратную задачу, то есть для заданной вероятности определить ширину полосы l . С этой целью для заданной вероятности из таблицы выбирается значение параметра Y и с использованием ранее приведенной формулы рассчитывается ширина полосы l .

Пример. Один из этапов маршрута проходит на удалении (l) от запретной зоны, равном 8 км. Оценить точность выдерживания ЛЗП экипажем ЛА и определить вероятность нарушения им режима полетов для своевременного предупреждения предпосылки к навигационному происшествию.

Максимальные ЛБУ на этапах маршрута в предыдущих полетах этого экипажа составили:

$$-5, 8, 3, -4, -2, 10, 3, -6,5 \text{ км.}$$

Решение. 1. Определить значения математического ожидания максимальных ЛБУ $m_{|l|}$ и их среднего квадратического отклонения $\sigma_{|l|}$ по формулам:

$$m_{|l|} = \frac{\sum_{i=1}^n l_i}{n} = \frac{52}{10} = 5,2 \text{ км;}$$

$$\sigma_{|l|} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (l_i - m_{|l|})^2}{n-1}} = \sqrt{\frac{56,1}{9}} = \sqrt{6,23} = 2,5 \text{ км.}$$

2. Рассчитать значения параметров $q_{|l|}$ и $\hat{\sigma}_{|l|}$ двойного экспоненциального закона распределения, используя выражения:

$$q_{|l|} = m_{|l|} - 0,4501 \sigma_{|l|} = 5,7 - 0,4501 \cdot 2,5 = 4,57 \text{ км};$$

$$\hat{\sigma}_{|l|} = \frac{\sigma_{|l|}}{1,2826} = \frac{2,5}{1,2826} = 1,95 \text{ км}.$$

3. Определить показатель двойного экспоненциального закона распределения по формуле

$$Y = \frac{l - q_{|l|}}{\hat{\sigma}_{|l|}} = \frac{8 - 4,57}{1,95} = 1,76.$$

4. Из таблицы (прил. 4) выбрать значение вероятности невыхода ЛА за пределы полосы шириной ± 8 км, соответствующее величине Y (1,76). Значение указанной вероятности равно 0,83.

Следовательно, уровень навигационной подготовки экипажа не гарантирует исключения случаев нарушения режима полета.

Решение обратной задачи. Для предупреждения навигационного происшествия и предпосылок к нему с гарантийной вероятностью 0,997 необходимо увеличить удаление оси маршрута (l) от запретной зоны либо повысить точность навигации изменением условий применения ПНС и навигационным оборудованием соответствующего участка района полетов.

1. Определить значение показателя Y с помощью таблицы (прил. 4) Входной величиной является значение вероятности, равное 0,997. Значение Y равно 5,8.

2. Рассчитать величину удаления маршрута (l) от запретной зоны по формуле

$$l = q_{|l|} + Y \hat{\sigma}_{|l|} = 4,57 + 5,8 \cdot 1,95 = 15,88 \approx 16 \text{ км}.$$

Следовательно, точность выполнения полета экипажем по маршруту, характеризующая средним квадратическим отклонением ЛА от ЛЗП, равным 2,5 км, исключает с вероятностью 0,997 нарушение режима полета при удалении оси маршрута от запретной зоны, составляющем 16 км.

3.23. Для получения значений частных максимумов ЛБУ, а также контроля и оценки точности навигации в зависимости от условий навигационной обстановки, рода авиации и наличия средств объективного контроля (СОК) производятся:

- прокладка линии фактического пути (ЛФП) на карте, схеме (кальке) по данным наземных РЛС и маяков РСБН;
- фотографирование заданных ориентиров на маршруте полета (КО, ППМ, цели и др.) или их изображений на экранах бортовых РЛС, а также фотографирование отметок ЛА на экранах наземных РЛС и маяков РСБН;
- фотографирование счетчиков цифровых индикаторов ПНС с помощью фотоконтрольных устройств;
- регистрация параметров полета с помощью бортовых систем объективного контроля;
- проверка экипажа контролерами, находящимися на борту ЛА либо на другом ЛА в составе группы, а также в районе цели (на полигоне, площадке приземления).

Во фронтовой авиации основным средством объективного контроля являются наземные РЛС и маяки РСБН, с помощью которых определяются ЛФП ЛА и время выхода на цель (на рубеж, в заданную точку).

В ДА и ВТА основным способом объективного контроля является фотографирование изображений ориентиров с помощью бортовых РЛС.

Интервал времени, через который производится прокладка ЛФП (фотографирование экранов на контрольных участках), составляет 1-2 мин. Такой интервал исключает возможность незафиксированного отклонения ЛА от ЛЗП.

При выполнении полетов над нейтральными водами или в 150-километровой приграничной зоне над сушей, а также полетов на проверку средств ПВО (от рубежа включения до рубежа включения системы опознавания), на малой и предельно малой высоте, на за-

данных контрольных участках необходимо выполнять автоматическое фотографирование экранов бортовых (наземных) РЛС через 20 оборотов (качаний) антенны. На остальных участках маршрута производится одиночное фотографирование ППМ и других заданных ориентиров (один - два снимка) на дальностях, устанавливаемых старшим штурманом части, соединения.

3.24. Взаимное расположение ЛА и групп в разомкнутом и рассредоточенном боевых порядках контролируется фотографированием экранов наземных и бортовых РЛС после сбора боевого порядка, через 10-30 мин полета и перед его роспуском.

3.25. Качество выполнения полета по маршруту самостоятельно или ведущим в составе группы определяется по точности выдерживания ЛЗП и точности выхода на цель (рубеж) по времени.

При выполнении маршрутных полетов в составе группы, когда заданная временная дистанция между ЛА (парами, звеньями) в боевом порядке составляет менее 2 мин, оценивается точность выдерживания ведомыми экипажами заданных дистанций.

Если заданная временная дистанция в боевом порядке составляет 2 мин и более, все ведомые экипажи (ведущие пар, звеньев) оцениваются как выполняющие полет самостоятельно.

3.26. Выдерживание заданного маршрута полета оценивается по максимальным линейным боковым отклонениям на его этапах путем сравнения фактических линейных боковых отклонений с нормативными для соответствующих условий полета. Общая оценка выставляется по среднему баллу из оценок по этапам маршрута.

3.27. Точность выхода на цель (площадку десантирования, объект разведки, заданный рубеж, аэродром посадки) по времени оценивается путем сравнения отклонения фактического времени выхода с нормативным для соответствующих условий полета.

При продолжительности полета до цели (рубежа) более 3 часов и выполнении дозаправки топливом в воздухе заданное время выхода может быть уточнено, но не позднее 1 ч до боевого применения.

3.28. Точность выдерживания заданной дистанции в боевом порядке ведомыми экипажами оценивается по отклонениям фактической дистанции от заданной, отмеченным на контрольных рубежах. При этом общая оценка экипажу за точность выдерживания заданной дистанции в боевом порядке определяется по среднему баллу из оценок, полученных у каждого контрольного рубежа.

3.29. Общая оценка за точность воздушной навигации экипажу определяется исходя из оценок за точность выдерживания ЛЗП и выход на цель (рубеж) в заданное время (ведомыми — за выдерживание заданных дистанций в боевом порядке) по среднему баллу:

- «отлично» — при среднем балле не менее 4,5;
- «хорошо» — при среднем балле не менее 3,5;
- «удовлетворительно» — при среднем балле не менее 3;
- «неудовлетворительно» — при среднем балле менее 3, а также в случаях потери ориентировки, нарушений режима полета, невыхода на заданную цель и при неудовлетворительной оценке по одному из оцениваемых элементов.

3.30. При выполнении маршрутных полетов с контролером на борту дополнительно оцениваются ведение визуальной и радиолокационной ориентировки, точность определения координат местонахождения ЛА и навигационных элементов с помощью технических средств, а также работа с навигационным оборудованием по нормативам, приведенным в Курсах боевой подготовки. В этом случае общая оценка по воздушной навигации определяется исходя из среднего балла оценок, полученных по всем элементам.

3.31. Оценка экипажу по навигации за период определяется по среднему баллу оценок, полученных при выполнении зачетных упражнений. Если выполнялись только вывозные и тренировочные полеты, оценка экипажу определяется по среднему баллу оценок, полученных в этих полетах.

3.32. Оценка по воздушной навигации подразделению (группе) и части за вылет, проверку, период выставляется по среднему баллу из оценок всех экипажей.

ОРГАНИЗАЦИЯ КОНТРОЛЯ ТОЧНОСТИ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

3.33. Объективный контроль точности воздушной навигации организуется в авиационной части (отдельном подразделении) в соответствии с Положением об организации объективного контроля в авиации Вооруженных Сил РФ.

Задачами объективного контроля точности и надежности навигации являются:

- повышение безопасности полетов путем предотвращения вылета самолета с неисправностями и экипажей, недостаточно подготовленных к полетам в штурманском отношении или допустивших нарушение условий безопасности и правил эксплуатации авиационной техники в предыдущем полете;
- повышение ответственности летного состава за точность навигации по маршруту и выхода на цель по месту и времени;
- оценка точности полета по заданному маршруту и выхода на цель в назначенное время;
- вскрытие недостатков в подготовке летного состава, расчетов командных пунктов по навигации, оценка уровня освоения летным составом боевых возможностей ЛА и навигационного комплекса;
- установление истинных причин летных происшествий и предпосылок к ним, связанных с невыполнением требований к точности навигации.

3.34. При организации и проведении объективного контроля точности навигации старший штурман части:

- организует применение средств объективного контроля для оценки выполнения полетных заданий по навигации;
- осуществляет контроль за анализом материалов объективного контроля летным составом и за правильностью оценки выполнения полетных заданий по навигации;
- оценивает по материалам объективного контроля качество выполнения полетных заданий штурманами подразделений;
- готовит к разбору полетов материалы по оценке точности навигации;
- разрабатывает предложения по устранению недостатков в штурманской подготовке летного состава, по совершенствованию методики обучения и предупреждению предпосылок к летным происшествиям;
- ведет учет навигационных происшествий и предпосылок к ним.

3.35. Штурман подразделения оценивает качество выполнения летчиками и штурманами полетного задания по навигации, анализирует и готовит материалы к разбору полетов.

Штурман экипажа (летчик) совместно со специалистами ИАС производит дешифрирование фотоснимков и записей средств объективного контроля.

3.36. Командир части ставит задачу по организации объективного контроля навигации старшему штурману части. При этом в зависимости от характера выполняемых полетных заданий он определяет средства и способы объективного контроля на разных этапах полета и указывает, какой показатель, характеризующий точность навигации, является главным: выдерживание заданного маршрута или выход на цель в назначенное время. В зависи-

мости от этого могут указываться контрольные этапы для оценки этих элементов, на которых возможно использование СОК.

Повышенные требования к точности навигации предъявляются вблизи государственной границы, запретных зон, воздушных трасс, аэродромов, полигонов, над нейтральными водами (независимо от удаления до береговой черты) и в 150-километровой приграничной зоне над сушей, на малой и предельно малой высотах.

3.37. При подготовке к полету экипаж должен изучить нормативные отклонения по навигации и возможности СОК по их определению. Если на некоторых участках точность СОК оказывается недостаточной (среднее квадратическое отклонение больше половины нормативного уклонения от ЛЗП на оценку «отлично»), необходимо предусмотреть использование других средств объективного контроля (например, фотографирование наземных ориентиров) или применять их в комплексе (например, РСБН с наземными РЛС), увеличить частоту фиксаций боковых уклонений ЛА.

3.38. Для оценки точности навигации группа руководства полетами представляет старшему штурману части материалы по выполнению экипажами схем набора высоты и снижения, построения и роспуска боевого порядка, выхода на ИПМ, аэродром посадки и построения предпосадочного маневра, а также кальки радиолокационной проводки ЛА при выполнении полетов по маршрутам.

3.39. Штурман звена (отряда) на основании анализа данных СОК и бортовой документации определяет полноту выполнения экипажами штурманского плана полета, точность полета по заданному маршруту, правильность ведения бортовой документации и полетной карты.

Штурман эскадрильи оценивает точность навигации штурманами звеньев (отрядов), а также периодически анализирует полеты штурманов экипажей. Решением старшего штурмана части один из штурманов эскадрильи (полка) может производить послеполетный опрос экипажей и просмотр бортовой документации для оперативного выявления случаев невыполнения нормативов по воздушной навигации.

3.40. Штурман части несет ответственность за обработку и анализ представленных материалов СОК, дает указание штурманам эскадрилий о порядке проведения разбора с экипажами, допустившими большие уклонения или нарушения режима полета, обобщает материалы анализа и оценки точности навигации по эскадрильям и докладывает их результаты старшему штурману части.

Ставший штурман части представляет к разбору полетов результаты оценки точности навигации эскадрильями и экипажами.

3.41. Штурманы соединений и частей не реже одного раза в три месяца должны проводить проверку правильности использования СОК в полетах для оценки точности навигации. Проверка осуществляется путем просмотра протоколов магнитофонных записей на различных этапах полета, схем проводок и других материалов группы руководства полетами. В ходе проверки правильности использования СОК оцениваются:

- методика обучения и подготовки молодых штурманов и штурманов-инструкторов;
- своевременность, полнота и правильность ведения учетной документации, порядок сбора, обработки и подготовки всех материалов объективного контроля для разбора полетов;
- наличие и исправность требуемого оборудования для оценки точности навигации в классе объективного контроля;
- порядок хранения и качественное состояние материалов объективного контроля.

Глава IV. ШТУРМАНСКАЯ ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

ОБЪЕМ И СОДЕРЖАНИЕ ПОДГОТОВКИ К ПОЛЕТУ

4.1. Штурманская подготовка к полету является составной частью штурманской подготовки летного состава. Она организуется старшим штурманом части (соединения) на основании решения командира и указаний вышестоящего штурмана. Штурманская подготовка проводится в соответствии с требованиями Наставления по производству полетов авиации Вооруженных Сил РФ, Наставления по штурманской службе авиации Вооруженных Сил РФ, Курса боевой подготовки рода авиации, Руководства по летной эксплуатации ЛА, методических пособий и настоящего Руководства.

4.2. Штурманская подготовка к полету проводится в целях создания экипажу условий для полной реализации боевых возможностей ЛА и максимального облегчения его работы в полете. Она включает штурманскую подготовку экипажа (летчика), подготовку данных для программирования ПНС и подразделяется на предварительную и предполетную.

Основной формой предварительной подготовки экипажей (летчиков) является их самостоятельная подготовка с последующим контролем готовности к полету соответствующими должностными лицами.

4.3. Самостоятельная штурманская подготовка к полету включает:

- подготовку карт;
- прокладку маршрута и расчет полета;
- изучение маршрута и средств РТО;
- изучение и оценку обстановки по маршруту и в районе цели;
- разработку (проверку наличия) справочных данных по навигации и боевому применению, построению и роспуску боевого порядка, посадке на основной и запасные аэродромы;
- изучение метеорологических условий;
- разработку штурманского плана и инженерно-штурманского расчета полета;
- заполнение бортового журнала;
- проверку исправности ПНС.

4.4. Предварительная штурманская подготовка к полету ПНС проводится, как правило, штурманами-программистами или лицами, определяемыми старшим штурманом авиационной части. Она проводится совместно со специалистами инженерно-авиационной службы и включает:

- подготовку карт;
- выбор и построение ортодромической системы координат;
- определение навигационных координат опорных точек маршрута (ИПМ, ТИМ (ППМ), целей, КПМ);
- определение навигационных координат ориентиров коррекции, вспомогательных точек прицеливания, наземных станций радионавигационных систем (РСБН, РСДН) и параметров их работы;
- определение угловых поправок;
- данные аэродромов, обеспечивающие построение предпосадочного маневра;
- расчет данных, необходимых для проверки правильности решения навигационных задач;
- программирование маршрута полета;
- ввод программы полета в ПНС.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ШТУРМАНСКАЯ ПОДГОТОВКА ЭКИПАЖА

Подготовка карт

4.5. В процессе предварительной штурманской подготовки к полету готовятся:

- полетная (маршрутно-полетная) карта (микрофильмы);
- бортовая аэронавигационная карта;
- карта района целей (разведки, десантирования);
- специальные карты.

Основные масштабы карт, используемые в авиации, даны в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Экипажи	Основные масштабы карт			
	Карты			
	бортовые	полетные (маршрутно-полетные)	района цели	специальные
ДА	1:2000000 1:4000000	1:1000000 1:2000000	1:100000 1:200000	1:500000 и мельче
ВТА	1:2000000 1:4000000	1:1000000 1:2000000	1:50000 1:100000 1:200000	1:500000 и мельче
ФА	1:2000000	1:500000 1:1000000	1:50000 1:100000 1:200000	1:200000 и мельче
АСВ	1:200000 1:500000	1:200000 1:500000	1:50000 1:100000 1:200000	1:100000 и мельче

4.6. Общая подготовка полетных карт включает:

- нанесение линии фронта (выделение государственной границы), средств ПВО противника, рубежей обнаружения и рабочих областей средств РТО полетов;
- поднятие характерных радиолокационных и визуальных ориентиров, отметку основных высот местности и искусственных препятствий;
- местоположение основного и запасных аэродромов, радиоданные их средств РТО и схемы захода на посадку на основном аэродроме;
- участки воздушных трасс РФ и МВЛ с режимами их пересечения;
- границы запретных зон и зон с особым режимом полетов, отсечные пеленги (азимуты) и дальности до них;
- маршруты полетов на малых и предельно малых высотах, на отработку техники пилотирования, в стратосфере и на сверхзвуковой скорости.

При необходимости на карту решением старшего штурмана части могут наноситься другие данные.

4.7. Бортовая аэронавигационная карта хранится на борту ЛА и должна охватывать район радиусом не менее максимальной практической дальности полета ЛА. Общая подготовка бортовой карты включает:

- нанесение линии фронта (выделение государственной границы);
- выделение сетки геодезической системы координат и нанесение данных для применения ПНС;
- нанесение внеаэродромных средств РТО полетов.

4.8. На карту цели наносятся:

- границы района цели (полигона);
- положение элементов целей в границах рабочей площади полигона;
- разрешенные секторы атак (разведки) целей;

- точки прицеливания и вспомогательные точки прицеливания (ВТП);
- отметка и поднятие начала боевого пути (НБП);
- линия заданного боевого пути, разметка расстояния и времени полета, путевой угол от НБП до цели;
- отметка заданного времени выхода на цель;
- отметка превышения цели относительно уровня моря (аэродрома вылета) — радиолокационные и визуальные ориентиры, обеспечивающие поиск цели и выход на нее;
- геодезические координаты точки прицеливания, ВТП, НБП и опорные ориентиры (ориентиры коррекции).

4.9. Специальные карты предназначены для использования средств РТО полетов. Они готовятся при наличии соответствующего оборудования на ЛА. Их подготовка заключается в нанесении линий положения ЛА и других данных, необходимых для использования бортовых средств.

4.10. Для обеспечения точной и надежной навигации на полетные карты при подготовке к полету наносятся:

- маршрут полета;
- значения угловых поправок (азимутальные поправки, магнитные склонения и условные магнитные склонения);
- система координат, если ПНС выдает информацию экипажу о текущих координатах самолета в этой системе.

Порядок подготовки карт к полету излагается в инструкциях (руководствах) по эксплуатации данного типа ЛА.

Выбор и прокладка маршрута. Расчет полета

4.11. Маршрут, профиль и режим полета выбираются с учетом характера задания на полет, навигационной обстановки и конструктивных особенностей данной ПНС.

Маршрут, профиль и режим полета должны обеспечивать:

- досягаемость объектов действий по топливу;
- успешное преодоление ПВО противника;
- наименьшую продолжительность полета и наименьший расход топлива;
- высокую точность навигации, надежность выхода на цель и наивыгоднейшее направление захода;
- безопасность от столкновения с земной (водной) поверхностью и препятствиями;
- исключение попадания в запретные (опасные) зоны;
- предотвращение опасного сближения ЛА;
- соответствие количества изломов и величин углов доворота между соседними участками конструктивным ограничениям данной ПНС.

4.12. Маршрут полета определяется основными опорными (навигационными) точками, к которым относятся:

- исходный пункт маршрута (ИПМ);
- поворотные пункты маршрута (ППМ) или точки излома маршрута (ТИМ);
- пункт боевого расхождения (ПБР) или точка разворота на цель (ТРЦ);
- цель или точка пуска ракет;
- исходный пункт обратного маршрута (ИПОМ);
- конечный пункт маршрута (КПМ).

Кроме того, на маршруте могут намечаться контрольные ориентиры (КО), ориентиры визуальной или радиолокационной коррекции, точки (рубежи) изменения режима полета (набора высоты или снижения, увеличения или уменьшения скорости), промежуточные точки маршрута (ПТМ) и др.

4.13. При выборе опорных точек маршрута необходимо руководствоваться **правилами**:

1. В качестве ИПМ выбирается характерный ориентир (радионавигационная точка), удаленный от аэродрома взлета на расстояние, обеспечивающее построение боевого порядка группы. В отдельных случаях по конструктивным особенностям данной ПНС в качестве ИПМ выбирается центр ВПП или РНТ в районе аэродрома взлета.

В условиях боевой обстановки ИПМ может быть вынесен от аэродрома взлета на большее удаление, вплоть до линии фронта.

2. Поворотным пунктом маршрута (рис. 4.1) называется точка, над которой начинается разворот на следующий участок, а точкой излома (рис. 4.2) — точка пересечения продолжений двух смежных участков. Выбор точек, определяющих маршрут, зависит от конструктивных особенностей программной части данной ПНС.

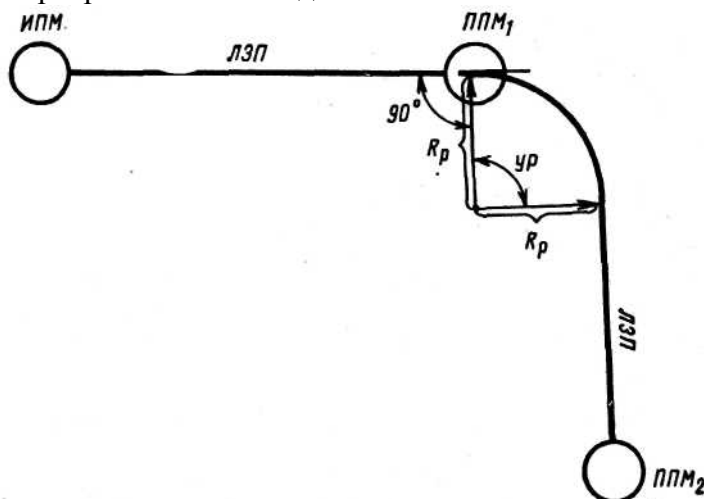


Рис. 4.1. Прокладка линии заданного пути между ППМ

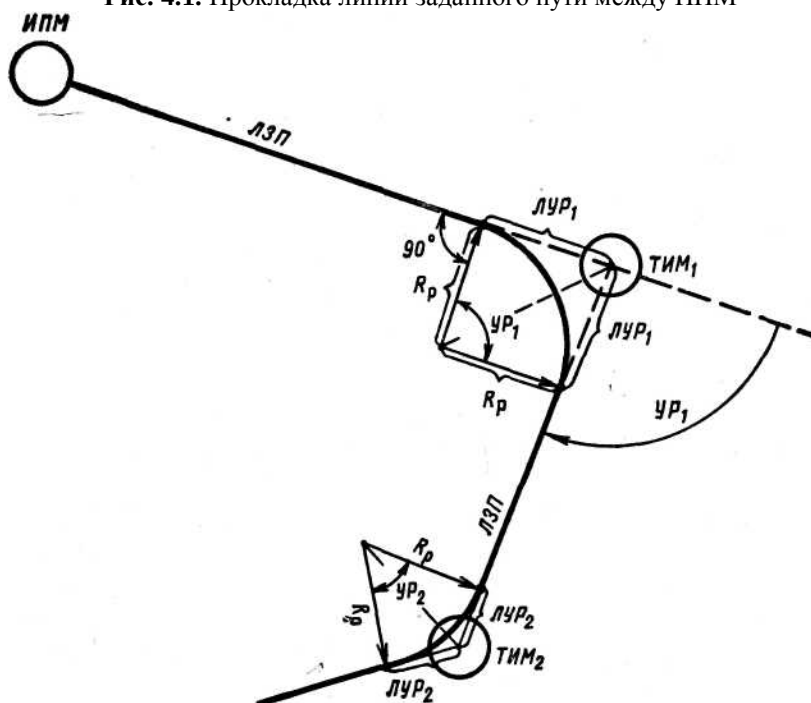


Рис. 4.2. Прокладка линии заданного пути между ТИМ

В качестве ППМ, как правило, выбирается характерный ориентир или РНТ. Если в данной ПНС не предусмотрена возможность выполнения коррекции по ППМ, на территории противника в качестве такой точки целесообразно выбирать ближайшую точку пересечения нанесенных на карту геодезических меридианов и параллелей. Таким же образом следует поступать при полетах над безориентирной местностью и над морем.

В качестве точек излома маршрута могут выбираться как характерные ориентиры, так и произвольные точки, положение которых может быть легко определено на данной полетной карте.

При задании точек маршрута следует четко указывать, какие точки являются ППМ, а какие ТИМ.

Если угол разворота между смежными участками маршрута или ЛУР превышает конструктивные ограничения данной ПНС, вместо одной ТИМ следует выбирать две, образованные пересечением касательной к дуге разворота с продолжениями ЛЗП смежных участков (рис. 4.3).

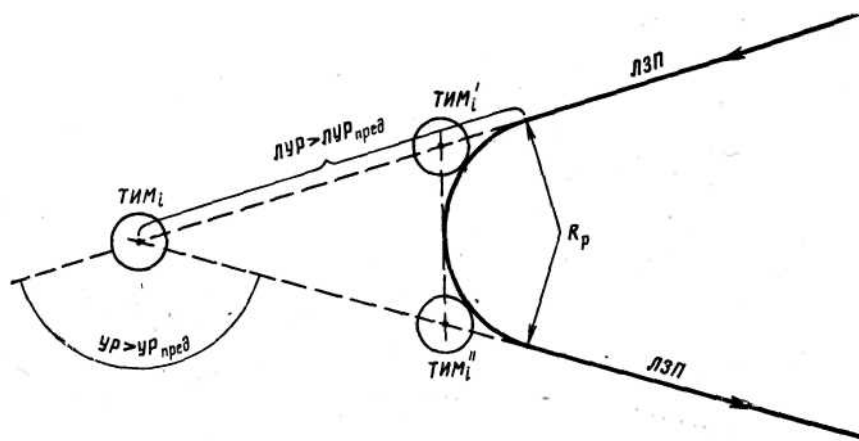


Рис. 4.3. К выбору точек излома маршрута

3. В качестве ПБР (ТРИЦ) выбирается точка, обеспечивающая перестроение групп в заданный боевой порядок или наиболее выгодное направление захода на цель с учетом выполнения боевого маневрирования и прицеливания.

Если данная ПНС характеризуется высокой точностью вывода самолета в заданную точку, в качестве ПБР (ТРИЦ) выбирается произвольная точка с известными координатами, а в остальных случаях — характерный ориентир.

4. В качестве ИПОМ выбирается характерный ориентир на удалении от цели, обеспечивающем построение групп в заданный боевой порядок после атаки цели. При атаке цели с ходу в качестве ИПОМ используется сама цель.

5. В качестве КПМ выбирается РНТ или характерный ориентир в районе аэродрома. Расположение КПМ должно обеспечивать роспуск групп и заход на посадку в минимальное время.

В некоторых случаях по конструктивным особенностям ПНС в качестве КПМ может выбираться центр ВПП или РНТ аэродрома посадки.

6. В качестве КО выбираются хорошо видимые с высоты полета характерные ориентиры на линии заданного пути или вблизи нее. В зависимости от рода авиации, навигационной обстановки и точностных характеристик ПНС расстояние между КО может быть от 50 до 500 км.

7. В качестве точек коррекции выбираются характерные точечные (малоразмерные) визуальные или радиолокационные ориентиры с известными координатами, расположенные на ЛЗП или на удалении от нее, не превышающем ограничений для данной ПНС.

8. Промежуточные точки маршрута выбираются только при подготовке к полету с ПНС, использующими курсовой или путевой способ вывода самолета в заданную точку. ПТМ выбирается на ЛЗП. Ею может служить либо характерный ориентир, либо произвольная точка с известными координатами. Расстояние между ПТМ и ближайшим ППМ (ТИМ) определяется потребной точностью выдерживания ЛЗП и характеристиками данной ПНС.

4.14. Прокладка маршрута на полетной карте включает отметку опорных точек маршрута, прокладку линии заданного пути, разметку расстояний, времени полета и путевых углов, разметку отрезков пути по времени или по расстоянию, отметку расчетного времени прибытия на цель, отметку рельефа и магнитных склонений, а также нанесение необходи-

мых данных для использования различных технических средств навигации.

При прокладке маршрута необходимо избегать излишнего загромождения карты и наносить только такую информацию, которая может быть использована летчиком или штурманом в полете.

Опорные точки маршрута отмечаются окружностями черного цвета диаметром 10-15 мм. Линия заданного пути проводится в виде отрезков ортодромий, сопряженных дугами с радиусами, равными радиусам разворотов в масштабе карты.

Если полетная карта склеена в единой блок, то с достаточной для практики точностью отрезки ортодромии могут заменяться прямыми линиями.

При задании маршрута поворотными пунктами (рис. 4.1) ИПМ и ППМ₁ соединяются прямой линией (ортодромией), к этой линии в ППМ₁ проводится касательная окружность с радиусом разворота в масштабе карты, ППМ₂ соединяется с этой окружностью касательной прямой, являющейся линией заданного пути на втором участке маршрута. Аналогично строятся ЛЗП для третьего и последующих участков.

Если маршрут полета задан точками излома (рис. 4.2), очередные ТИМ (включая ИПМ и КПМ) соединяются прямыми линиями (ортодромиями), у каждой ТИМ измеряется угол между смежными участками ($УР_i$) и вычисляется линейное упреждение разворота (ЛУР_i):

$$ЛУР_i = R \operatorname{tg} \frac{УР_i}{2}$$

Значение ЛУР откладывается по ЛЗП в каждую сторону от ТИМ, полученные точки соединяются дугой с радиусом разворота в масштабе карты.

Для того чтобы не исказить конфигурацию ориентиров, выбранных в качестве ППМ (ТИМ), внутри обозначающих их кружков ЛЗП не проводится.

Отметки характерных высот местности, имеющих значение для безопасности полета и ориентировки, находящиеся вблизи маршрута, обводятся черным прямоугольником размером 7-10 x 15-20 мм. В таком же прямоугольнике отмечается превышение цели и аэродрома посадки относительно аэродрома взлета.

Величина магнитного склонения наносится на карту вблизи ЛЗП через 20-25 см или при изменении его на 2° и более цифрами красного цвета с обязательным указанием знака. Цифры обводятся красным кружком диаметром 10-15 мм. 4.15. Одновременно с нанесением линии заданного пути производятся ее разметка и расчет полета. В начале каждого участка маршрута справа от ЛЗП (а при замкнутом маршруте с правыми разворотами — слева от ЛЗП) в виде дроби записывается длина участка (числителем) и время полета на участке (знаменателем). За длину участка принимается расстояние между двумя последовательными точками начала разворота. Прямолинейная (ортодромическая) часть ЛЗП непосредственно измеряется по карте, длина дуги разворота вычисляется по формуле

$$S = 0,0175 УР^\circ R$$

или измеряется с помощью курвиметра в километрах.

При выполнении предварительного расчета время полета на участках вычисляется по истинной воздушной скорости, а при окончательном — по путевой в соответствии с данными о ветре. На полетной карте записываются результаты предварительного расчета. При полетах продолжительностью свыше 3 часов окончательный расчет может не производиться, а при наличии данных о ветре лишь уточняется расчетное время взлета.

Справа от дроби «расстояние/время» записывается путевой угол прямолинейного (ортодромического) участка, измеренный от того меридиана (условного, ортодромического, истинного или магнитного), от которого в полете будет измеряться курс основным датчиком:

- при использовании в качестве основного датчика курса курсовых систем типа КС, ТКС, КСИ, СКВ, ИКВ всех модификаций или ГПК-52 записывается условный путевой угол;

- при использовании в качестве основного датчика курса инерциальной системы типа МИС всех модификаций записывается ортодромический путевой угол;
- при использовании в качестве основного датчика курса инерциальных систем совместно с БЦВМ записывается истинный путевой угол;
- при использовании в качестве основного датчика курса дистанционного компаса типа ГИК (ДГМК) всех модификаций записывается магнитный путевой угол.

Если данный путевой угол (истинный или магнитный) не постоянен на прямолинейном участке, записывается его среднее значение.

Правее основного путевого угла в скобках записывается среднее значение магнитного путевого угла (за исключением тех случаев, когда основным датчик курса измеряет в полете магнитный или гироманитный курс).

Магнитные путевые углы подписываются красным цветом, истинные путевые углы — синим цветом, ортодромические путевые углы — черным цветом.

При наличии на ЛА нескольких датчиков курса, использующих различные опорные направления, могут записываться и другие путевые углы. Место и форма их записи определяются старшим штурманом части или соединения.

Для удобства счисления производится разметка линии заданного пути от ИПМ до цели и от ИПОМ до КПМ. Такая разметка может выполняться по расстояниям, кратным 50-100 км или времени полета 2-5 мин. Методика выполнения разметки ЛЗП, точек начала и направления отсчета (пройденное или оставшееся расстояние) определяется старшим штурманом части в зависимости от типа ЛА и характера предстоящих полетов.

Если по конструктивным особенностям данной ПНС в качестве ИПМ и КПМ должны быть выбраны центры ВПП аэродромов взлета и посадки, то в военное время линия заданного пути от ИПМ до первого ППМ (ТИМ) и от последнего ППМ (ТИМ) до КПМ на полетной карте не проводится и никакие расчетные данные для этих этапов не записываются.

Образцы подготовки полетных карт для различных типов ЛА и вертолетов даны в приложении 6 к данному Руководству.

4.16. Общая продолжительность полета определяется как сумма продолжительности построения боевого порядка, полета до ИПМ, от ИПМ до цели, пребывания над целью (ведения воздушного боя в истребительной авиации), полета от цели до КПМ, от КПМ до аэродрома посадки, роспуска боевого порядка и посадки.

Момент взлета, обеспечивающий прибытие на цель в заданное время, определяется как разность между заданным временем прибытия на цель и продолжительностью полета до цели с учетом резерва. Величина этого резерва устанавливается старшим штурманом части в зависимости от условий предстоящего полета, наличия или отсутствия данных о ветре и маневренных возможностей ЛА.

При продолжительности полета до цели более 1 часа, как правило, устанавливается определенное время взлета и рассчитывается время выхода на цель. В этом случае время полета до цели берется как результат окончательного или предварительного (при отсутствии данных о ветре) расчета полета без учета резерва. Расчетное время выхода на цель уточняется в полете не позднее чем за 1 ч.

Время посадки рассчитывается как сумма времени взлета и общей продолжительности полета.

Изучение маршрута полета и средств РТО

4.17. Изучение маршрута полета производится одновременно с прокладкой его на полетной карте.

В результате изучения маршрута летчик и штурман **должны знать:**

- систему характерных визуальных и радиолокационных ориентиров в полосе, ширина которой определяется старшим штурманом части в зависимости от типа ЛА, но не менее ± 50 км относительно линии заданного пути, возможности их использования для ориен-

тировки и коррекции ПНС;

- средства РТО полетов, планируемые к использованию, характеристики их рабочих зон;
- местонахождение аэродромов и посадочных площадок;
- рельеф местности и искусственные препятствия, безопасные высоты полета по участкам маршрута;
- начертание государственной границы, приграничной полосы;
- меры по обеспечению безопасности полета и порядок восстановления ориентировки по участкам маршрута;
- участки и порядок пересечения воздушных трасс и местных воздушных линий.

Наиболее тщательно изучаются основные ориентиры и точки коррекции в районе цели или аэродрома посадки (при перелете), для чего используются схемы захода на посадку, карты цели, макеты и фотосхемы.

4.18. В результате изучения цели экипаж должен знать:

- точное расположение цели или способы ее поиска, если расположение цели известно ориентировочно;
- характер, размеры цели и точки прицеливания, систему ориентиров, обеспечивающих надежное отыскание цели и коррекцию ПНС;
- основные элементы цели, их взаимное расположение и уязвимость;
- абсолютную высоту цели и превышение ее над уровнем аэродрома взлета (над последней точкой коррекции высоты);
- наличие ложных объектов, имитирующих цель;
- способы выделения точек прицеливания в условиях РЭБ;
- способы и порядок нанесения удара и контроля его результатов;
- меры по обеспечению безопасности при применении авиационных средств поражения (десантирования) для каждого ЛА группы;
- порядок ухода от цели.

4.19. Данные о работе средств РТО, обеспечивающих полет по маршруту, выбираются из сборников навигационных данных.

Экипаж должен знать:

- точное место расположения, характер и данные работы, дальность действий РНС;
- порядок использования средств РТО на различных этапах маршрута, а также границы рабочих областей и точность навигационных определений с помощью средств РТО;
- возможность использования радионавигационных систем и средств при наличии радиопомех.

Изучение метеорологических условий

4.20. Изучение метеорологических условий по маршруту производится по последней синоптической и кольцевой картам, картам барической топографии и другим метеорологическим документам с обязательной консультацией специалистов метеорологической службы.

В результате изучения метеорологических условий экипаж должен знать:

- фактическую погоду по маршруту, в районе цели и на запасных аэродромах;
- видимость и характер облачности, условия полета в облаках и возможность ведения визуальной ориентировки, а также наблюдения облачности на экране бортовой радиолокационной станции;
- возможное изменение погоды за время полета;
- возможность появления опасных для полета метеорологических явлений;
- возможность визуального наблюдения небесных светил на различных этапах полета;
- данные о струйных течениях, фактические и прогностические данные о ветре по маршруту на различных высотах полета;

- состояние моря и возможность использования бортовых радиолокационных станций, доплеровских измерителей;
- данные о температуре воздуха на высоте практического потолка полета своего ЛА;
- видимость и атмосферное давление на уровне ВПП аэродрома посадки.

Успех выполнения полетов в сложных метеорологических условиях на малых и больших высотах в значительной степени зависит от знания экипажем фактической и ожидаемой погоды, основных метеорологических элементов по маршруту и в районе аэродрома посадки.

При встрече с тем или иным явлением погоды экипажи в воздухе должны ясно понимать природу и характер наблюдаемого явления, чтобы избежать его или использовать для успешного выполнения поставленной задачи.

Инженерно-штурманский расчет полета

4.21. В случаях, предусмотренных Наставлением по штурманской службе, выполняется инженерно-штурманский расчет полета.

Инженерно-штурманский расчет полета имеет целью установить:

- необходимую заправку топливом, обеспечивающую досягаемость цели при заданной боевой зарядке;
- боевую зарядку и заправку топливом, обеспечивающую досягаемость цели на предельных радиусах действия;
- расход топлива по участкам маршрута и его остаток у контрольных ориентиров (рубежей), режим работы двигателей;
- потолок ЛА по участкам маршрута (на форсажном и бесфорсажном режимах), а на многомоторных ЛА — и при отказе одного и более двигателей;
- остаток топлива и резерв летного времени при выходе в точку начала маневра, при снижении для захода на посадку и после посадки;
- необходимое для выполнения задания количество топлива (при неполной заправке);
- рубежи начала и окончания дозаправки, ее продолжительность и количество принимаемого (отдаваемого) топлива.

4.22. Инженерно-штурманский расчет полета выполняется согласно инструкции (руководству) по расчету дальности и продолжительности полета данного типа ЛА. При этом кроме гарантийного запаса топлива на разброс технических характеристик двигателей, предусмотренного инструкцией (руководством), необходимо учитывать:

- навигационный запас топлива (на возможное изменение ветра, навигационной обстановки);
- запас топлива на маневрирование для выдерживания своего места в боевом порядке;
- запас топлива для обеспечения полета на запасный аэродром.

Конкретная величина этих запасов определяется командиром части в зависимости от условий предстоящих полетов, но она не может быть меньше установленной Наставлением по штурманской службе.

Результаты инженерно-штурманского расчета записываются в специальный бланк, форма которого может изменяться применительно к конкретному типу ЛА. На бланке любой формы отображаются:

- профиль полета от взлета до посадки;
- исходные условия расчета (взлетная масса, количество топлива, боевая зарядка, показатель лобового сопротивления и др.);
- истинная и приборная воздушная скорость по участкам маршрута, при необходимости — число М полета и режимы работы двигателей, углы стреловидности крыла;
- расстояния и время полета по участкам маршрута;
- километровые расходы топлива по участкам маршрута;
- суммарный расход топлива по участкам маршрута;

- остатки топлива (в килограммах или в литрах) к концу каждого участка;
- полетная масса к концу каждого участка.

При заполнении строки расхода топлива на участке маршрута расчетный расход, определяемый согласно инструкции по расчету дальности и продолжительности полета, необходимо увеличивать на предусмотренные для данного участка запасы. Остаток топлива к концу участка вычисляется как разность между остатком топлива к началу данного участка и суммарным расходом на этом участке.

При изменении километрового расхода топлива на смежных участках горизонтального полета более чем на 5% его необходимо определять по средней полетной массе.

Если инженерно-штурманский расчет выполняется для полета на предельную дальность, средняя полетная масса на участке горизонтального полета вычисляется методом последовательных приближений как полусумма полетных масс в начале и в конце участка.

Пример. Пусть в начале участка длиной 500 км полетная масса составляла 64 000 кг, а километровый расход топлива 10 кг/км. Тогда первый ориентировочный расход топлива составит 5 000 кг, полетная масса в конце участка — 59 000 кг, а первая средняя масса — $(64\,000 + 59\,000) : 2 = 61\,500$ кг. Для этой полетной массы километровый расход будет 9,06 кг/км, уточненный расход — $9,06 \times 500 = 4530$ кг, уточненная средняя полетная масса — 61735 кг.

Для новой полетной массы километровый расход топлива составляет 9,16 кг/км, суммарный расход — 4575 кг, а уточненная средняя масса — 61 710 кг, приблизительно 61 735 кг.

Разработка штурманского плана полета

4.23. При подготовке к маршрутному полету разрабатывается в произвольной форме штурманский план полета, отражающий содержание и последовательность работы экипажа в полете.

Содержание штурманского плана полета определяется характером задания, оборудованием ЛА и средствами РТО полетов, обстановкой на маршруте и в районе цели и возможными их изменениями.

В штурманском плане полета должны быть отражены:

- время и порядок взлета, боевой порядок части, способы его построения, выдерживания и роспуска на посадку на основном и запасных аэродромах;
- порядок выхода на ИПМ и от КПМ на аэродром посадки (в точку начала роспуска боевого порядка);
- маршруты и режим полета экипажей, групп (подразделений), части, безопасные высоты полета по этапам маршрута, расчет полета, уравнительные рубежи, рубежи встреч (с истребителями, заправщиками и т. д.), начала и окончания дозаправки, окончания сопровождения и время их прохода;
- порядок встречи с заправщиками и истребителями сопровождения;
- порядок и способы использования ПНС (навигационного оборудования) и средств РТО полетов на каждом участке маршрута;
- порядок выхода на цель в заданное время;
- распределение целей, порядок выхода на них и маневра на боевом пути, способы и условия боевого применения авиационных средств поражения, уход от цели;
- обеспечение безопасности при применении авиационных средств поражения;
- рубежи ввода в бой истребителей;
- зоны дежурства в воздухе и районы самостоятельного поиска, их обозначение, эшелонирование и маневр в них при поиске и обнаружении цели, порядок выхода истребителей в зоны и районы поиска;
- организация наведения на низколетящие цели;
- порядок действий при перенацеливании (ПУ и экипажей) ;
- работа расчетов ПУ при наведении и контроле за выполнением полетов;
- меры по обеспечению безопасности полета в штурманском отношении;
- порядок восстановления потерянной ориентировки;
- использование средств объективного контроля навигации и боевого применения;

- инженерно-штурманский расчет полета, порядок контроля за расходом топлива.

В зависимости от задания, условий его выполнения и уровня штурманской подготовки летного состава в штурманский план решением старшего штурмана части дополнительно включаются мероприятия, направленные на успешное выполнение поставленной задачи.

4.24. Штурманский план полета разрабатывается на отдельном листе в виде схемы маршрута с указанием порядка выполнения полетного задания на различных участках маршрута или на полетной карте и в наколенном планшете.

При полетах в составе группы штурманский план полета ведомых экипажей должен полностью соответствовать штурманскому плану полета ведущего.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ШТУРМАНСКАЯ ПОДГОТОВКА ПНС

Подготовка карт

4.25. Для сокращения времени на программирование маршрута полета штурманы-программисты в соответствии с указаниями старшего штурмана части ведут рабочие карты.

В зависимости от типа ЛА и модификации ПНС на рабочие карты наносятся:

- ортодромическая система координат;
- геодезические координаты средств РТО полетов, целей, опорных ориентиров, своего и запасных аэродромов, программируемых точек маршрута;
- линия фронта (выделяется государственная граница).

Выбор и построение ортодромической системы координат

4.26. Ортодромическая система координат может быть построена на карте аналитическим, графоаналитическим или графическим способами.

Аналитический способ предполагает вычисление геодезических координат (B_i , L_i) точек пересечения, наносимых на карту ортодромических меридианов и параллелей, нанесение этих точек на карту и соединение точек, принадлежащих одному ортодромическому меридиану или одной ортодромической параллели, плавными кривыми. Этот способ пригоден для карт любых масштабов и проекций, обеспечивает высокую точность, но требует большой затраты времени и может быть использован при централизованной подготовке карт с применением вычислительной техники.

Графоаналитический способ предполагает вычисление геодезических координат отдельных точек пересечения ортодромических меридианов и параллелей, между которыми допускается замена этих линий прямыми. Положение остальных точек определяется путем пропорционального деления отрезков ортодромических меридианов и параллелей. Графоаналитический способ обеспечивает практически такую же точность, как и аналитический, при существенно меньшей затрате времени.

Графический способ предполагает замену ортодромической системы координат прямоугольной. Он может применяться только на таких картах, на которых в пределах области применимости ортодромической системы координат допускается замена ортодромических меридианов и параллелей прямыми линиями, а искажения углов и направлений не превышают $0,5^\circ$.

4.27. Правая ортодромическая система координат в дуговых мерах (градусы, минуты) строится, как правило, графоаналитическим способом. Для ее построения необходимо:

- определить максимально допустимую длину ортодромической параллели (ΔS_0), при которой допускается ее замена прямой линией на карте данной проекции и данного масштаба;
- перевести линейную меру этой линии в градусную ($\Delta \mu^\circ$) с округлением в меньшую сто-

рону до целого числа градусов (при этом допустимо считать, что длина 1° дуги равна 111,2 км);

- определить с округлением до целого числа градусов минимальное значение ортодромической долготы $\sigma_{1п}$ как широту южной границы возможного района полетов;
- вычислить нормальные сферические координаты точек пересечения ортодромических меридианов и параллелей по формулам:

$$\varphi_i = \arcsin(\sin \mu_i \cos \sigma_i);$$

$$\lambda_i = \lambda_0 + \operatorname{arccotg}(\cos \mu_i \operatorname{ctg} \sigma_i).$$

При расчетах использовать значения ортодромических широт и долгот:

$$\sigma_i = i \Delta \sigma^\circ;$$

$$\mu_i = \mu_{\min} + i \Delta \mu^\circ,$$

где i — целые числа, включая 0;
 $\Delta \sigma^\circ = \Delta \mu^\circ$;

- вычислить геодезические координаты точек пересечения ортодромических меридианов и параллелей по формулам:

$$B_i = B_0 + 8'39'' \sin 2 \varphi_i;$$

$$L_i = \lambda_i;$$

$$B_i = B_0 + 11'31'' \sin 2 \varphi_i;$$

$$L_i = \lambda_i;$$

- нанести полученные точки на карту и последовательно соединить те из них, которые принадлежат одной и той же ортодромической параллели и одному и тому же меридиану, отрезками прямых;
- нанести промежуточные ортодромические меридианы и параллели путем линейной интерполяции между построенными;
- оцифровать нанесенные ортодромические меридианы и параллели через 15—20 см.

Если в данной ПНС используется равноугольная проекция поверхности эллипсоида на сферу, геодезические координаты точек пересечения ортодромических меридианов и параллелей с долготами и широтами, кратными 4° , можно выбрать из таблицы, приведенной в приложении 7.

При использовании отдельных листов карт $M=1:2000\ 000$ видоизмененной поликонической проекции для повышения точности нанесения ортодромических параллелей целесообразно отмечать точки их пересечения с граничными геодезическими параллелями листов карт. Геодезические долготы этих точек можно рассчитать по формулам:

$$\left. \begin{aligned} L_i &= L_0 + \arcsin \frac{\sin \sigma_i}{\cos \varphi_{гр}}; \\ \varphi_{гр} &= B_{гр} - 8'39'' \sin 2 B_{гр}; \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{для равнопромежуточной сферы} \\ \text{или} \end{array}$$

$$\varphi_{гр} = B_{гр} - 11'31'' \sin 2 B_{гр} \quad \text{для равноугольной сферы,}$$

или выбрать из таблицы, приведенной в прил. 8.

Правая ортодромическая система координат в линейных мерах для района полетов выбирается и строится только в тех случаях, когда возможные маршруты полетов не выходят за пределы склейки из 16 (4X4) листов карты масштаба 1 : 1 000 000.

Как правило, в качестве начала такой системы координат выбирается точка, расположенная примерно в центре района полетов, геодезическая широта и долгота которой выражаются целыми градусами, а главная ортодромия совмещается с геодезическим меридианом.

Основным способом построения правой ортодромической системы координат в линейных мерах является графический. Для его реализации необходимо (рис. 4.4):

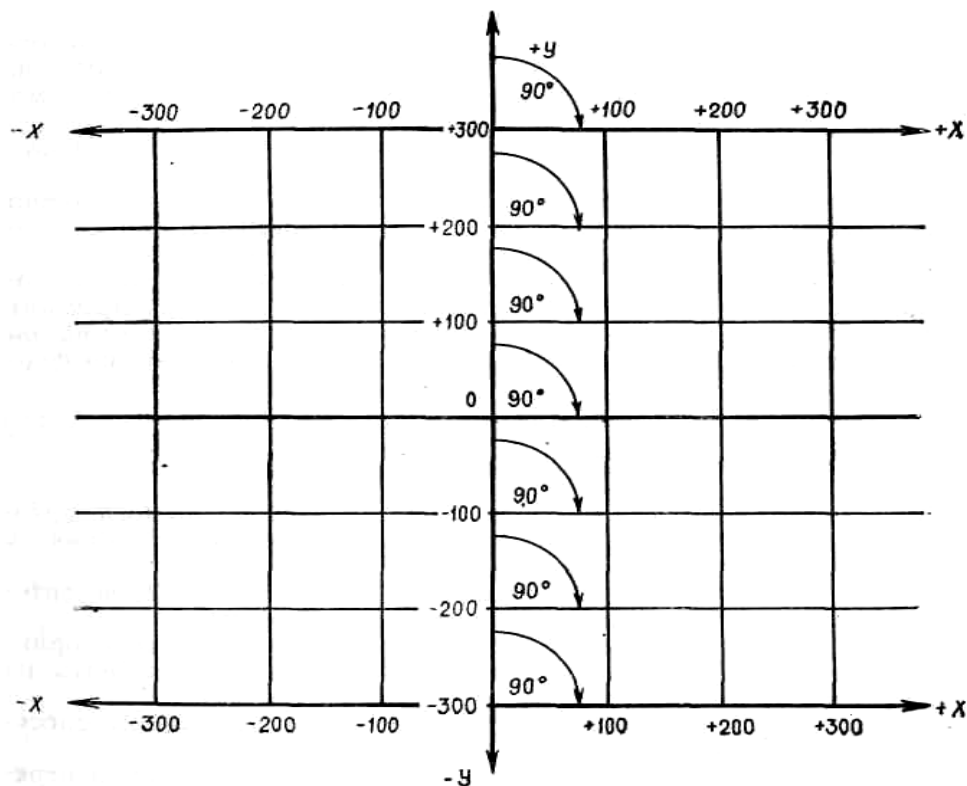


Рис. 4.4. Построение правой ортодромической системы координат графическим способом

- провести прямую линию, совпадающую с геодезическим меридианом точки начала координат, приняв ее за главную ортодромию (ось Y);
- отметить на главной ортодромии к северу и к югу от точки начала координат отрезки через 10 см и оцифровать их в масштабе карты;
- через каждую из отмеченных точек провести прямые, перпендикулярные главной ортодромии, и принять их за ортодромические меридианы (оси X);
- на крайних ортодромических меридианах отложить отрезки по 10 см к востоку и к западу от главной ортодромии, соединить соответствующие концы отрезков прямыми линиями и принять их за ортодромические параллели;
- оцифровать ортодромические меридианы и параллели с обязательным указанием знака через 15—20 см.

Точность построения ортодромических меридианов можно повысить, определив две точки, принадлежащие данному меридиану, примерно на граничной ортодромической параллели. Для этого необходимо вычислить смещение ортодромии от геодезической параллели точки вертекса (на главной ортодромии) на долготе, отличающейся от долготы главной ортодромии на величину ΔL . Такие вычисления могут быть выполнены по формулам:

$$\Delta B^{\circ} = B_0 - \arctg(\tg B_0 \cos \Delta L); \quad (4.1)$$

$$\Delta B = 1,853[B_0' - \arctg(\tg B_0 \cos \Delta L)],$$

где B_0 — геодезическая широта точки вертекса данного ортодромического меридиана (точки его пересечения с главной ортодромией);

ΔL — абсолютная величина разности долгот главной ортодромии и границы склейки листов карты.

При построении правой ортодромической системы координат в средних широтах величину ΔB , км, можно выбрать из табл. 4.2.

Для построения ортодромического меридиана таким способом необходимо (рис. 4.5):

- определить (с округлением до 1°) широту B_0 точки пересечения ортодромического меридиана с главной ортодромией и разность долгот ΔL между главной ортодромией и граничным меридианом склейки карты;
- рассчитать по формулам (4.1) или выбрать из табл. 4.2 значение ΔB , км, и перевести его в миллиметры с учетом главного масштаба карты с округлением до 0,5 мм (для $M =$

=1:500 000 ΔB , мм = 2 ΔB , км; для M=1: 1000 000 ΔB , мм = ΔB , км; для M= 1:2000000 ΔB , мм = 0,5 ΔB , км);

- измерить расстояние ΔB_0 , мм, с округлением до 0,5 мм от данного ортодромического меридиана до ближайшей нанесенной на карту геодезической параллели;
- вычислить смещение ортодромического меридиана ΔB , мм, от выбранной геодезической параллели на граничном геодезическом меридиане склейки карты как сумму (если выбранная параллель севернее ортодромического меридиана) или как разность (если выбранная параллель южнее ортодромического меридиана) расчетного (табличного) значения ΔB и ΔB_0 :

$$\Delta B_{\Sigma} = \Delta B_{\text{табл}} \pm \Delta B_0;$$

- отложить на граничном геодезическом меридиане склейки карты от выбранной параллели значение ΔB_{Σ} при положительном его значении — к югу, при отрицательном — к северу и соединить прямой линией полученную точку с соответствующей точкой на главной ортодромии.

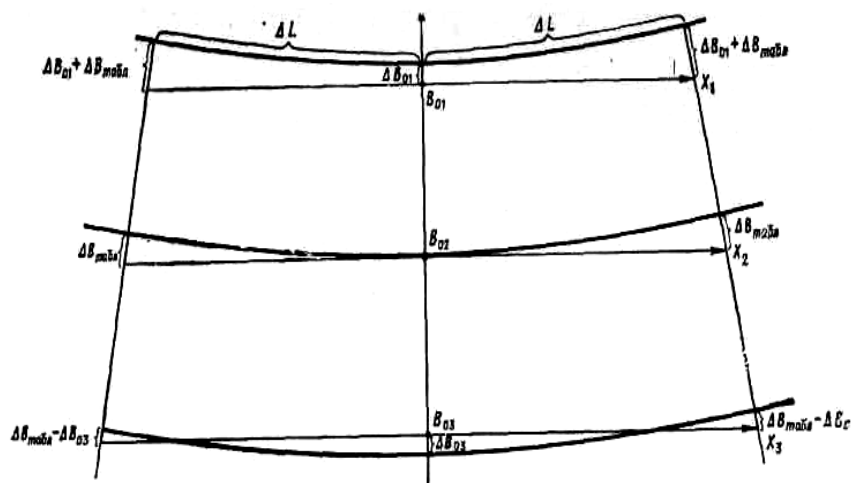


Рис. 4.5. Построение ортодромических меридианов графоаналитическим способом

Таблица 4.2

Смещение ортодромии от геодезической параллели точки вертекса

B_0 , градус	ΔL , градус			
	3	6	9	12
40	4,3	17,2	38,8	69,2
45	4,4	17,5	39,3	70,4
50	4,3	17,2	38,9	69,4
55	4,1	16,5	37,2	66,4
60	3,8	15,4	34,3	61,3
65	3,3	13,4	30,4	54,3
66	3,2	13,0	29,4	52,7
67	3,1	12,6	28,5	51,0
68	3,0	12,2	27,5	49,3
69	2,9	11,7	26,5	47,5
70	2,8	11,3	25,5	45,6

4.31. Если маршрут полета выходит за пределы склейки карты, указанной в предыдущем пункте, правая ортодромическая система координат в линейных мерах выбирается для данного маршрута (полосы маршрутов). Как правило, главная ортодромия в этом случае проводится через цель и точку вблизи ИПМ так, чтобы сумма ортодромических широт всех опорных точек маршрута была близкой к нулю. По возможности вторую точку (в районе ИПМ) следует выбирать с целыми градусами геодезической долготы и широты.

Построение такой системы координат заключается в прокладке и разметке главной ортодромии, ортодромические меридианы и параллели на карту не наносятся.

Если карта склеена в единый блок, то с достаточной для практики точностью главная ортодромия длиной до 2500 км может заменяться прямой линией. При большей длине главной ортодромии и при использовании отдельных листов карты необходимо определять координаты промежуточных точек главной ортодромии для граничных геодезических меридианов или 3 параллелей каждого листа, а внутри листа соединять промежуточные точки прямой линией.

Достаточную для практики точность обеспечивают расчеты координат промежуточных точек на сфере в соответствии с нормальными ($\varphi_i = B_i$, $\lambda_i = L_i$). Если главная ортодромия пересекает листы карт по меридианам, геодезическая широта промежуточной точки на граничном меридиане листа вычисляется по формуле

$$B_{rp} = \arctg \left[\frac{\operatorname{tg} B_2}{\sin (L_2 - L_1)} \sin (L_{rp} - L_1) + \frac{\operatorname{tg} B_1}{\sin (L_2 - L_1)} \sin (L_2 - L_{rp}) \right], \quad (4.2)$$

где $L_1, B_1; L_2, B_2$ — геодезические координаты двух точек, через которые прокладывается главная ортодромия;

L_{rp} — геодезическая долгота граничного меридиана листа карты;

B_{rp} — геодезическая широта точки пересечения главной ортодромии и граничного меридиана листа карты.

При пересечении главной ортодромией листа карты по граничной параллели геодезическая долгота промежуточной точки вычисляется по формулам:

$$\left. \begin{aligned} L_o &= \arctg \frac{\operatorname{tg} B_2 \sin L_1 - \operatorname{tg} B_1 \sin L_2}{\operatorname{tg} B_2 \cos L_1 - \operatorname{tg} B_1 \cos L_2}; \\ L_{cp} &= L_o + \arcsin [\sin (L_1 - L_o) \operatorname{tg} B_{cp} \operatorname{ctg} B_1] \end{aligned} \right\}$$

где $L_1, B_1; L_2, B_2$ — геодезические координаты двух точек, через которые прокладывается главная ортодромия;

L_o — геодезическая долгота точки пересечения главной ортодромии или ее продолжения с экватором;

B_{rp} — геодезическая широта граничной параллели листа карты;

L_{rp} — геодезическая долгота точки пересечения главной ортодромии и граничной параллели листа карты.

Геодезические координаты промежуточных точек главной ортодромии могут быть определены с помощью «Сборника номограмм для определения географических координат полюса и промежуточных точек главной ортодромии» (Воениздат, 1965).

Разметка главной ортодромии заключается в нанесении точек (штрихов) с ортодромической долготой, кратной 100 км. Как правило, за точку начала ортодромических координат выбирается цель или точка в районе цели, если главная ортодромия не проходит через цель, а ортодромические долготы в направлении к ИПМ имеют отрицательное значение. При этом при полете к цели положительное значение ортодромической широты означает расположение данной точки справа от главной ортодромии.

Разметка главной ортодромии на всех картах, кроме карт в полярной стереографической проекции, производится графически с помощью масштабной или любой другой линейки с миллиметровыми делениями в главном масштабе карты. Для повышения точности разметки следует использовать линейку возможно большей длины, чтобы не накапливались ошибки разметки каждого 100-километрового расстояния.

На картах полярной стереографической проекции разметка главной ортодромии выполняется с учетом частного масштаба на данной широте.

В исключительных случаях при наличии современной вычислительной техники и достаточного времени главная ортодромия правой ортодромической системы координат для маршрута полета может быть построена аналитическим способом. Для его реализации необходимо:

по карте крупного масштаба ($M \geq 1:100\,000$) определить геодезические координаты

цели B_u, L_u и точки вблизи ИПМ B, L с округлением до $1''$;

- вычислить нормальные сферические координаты цели φ_u, λ_u и точки вблизи ИПМ φ, λ :

$$\left. \begin{aligned} \varphi_u &= B_u - 8'39'' \sin 2 B_u; \\ \lambda_u &= L_u; \\ \varphi &= B - 8'39'' \sin 2 B; \\ \lambda &= L; \end{aligned} \right\} \quad (4.4)$$

- вычислить направление β_u и расстояние $D_{орт}$, км, от цели до точки вблизи ИПМ:

$$\left. \begin{aligned} \beta_u &= \operatorname{arctg} \frac{\cos \varphi_u \operatorname{tg} \varphi - \sin \varphi_u \cos (\lambda - \lambda_u)}{\sin (\lambda - \lambda_u)}; \\ D_{орт} &= 6372,9 \arccos [\sin \varphi_u \sin \varphi + \\ &+ \cos \varphi_u \cos \varphi \cos (\lambda - \lambda_u)]; \end{aligned} \right\} \quad (4.5)$$

- вычислить дуговые размеры отрезков главной ортодромии, кратных 100 км, с округлением до $1''$:

$$S_i^0 = \frac{100_i}{6372,9} \frac{180}{\pi}, \quad (4.6)$$

где i — целые числа от 1 до $n \geq \frac{D_{орт}}{100}$;

- вычислить нормальные сферические координаты φ_i, λ_i промежуточных точек главной ортодромии, удаленных от цели на расстояния, кратные 100 км:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_i &= \lambda_u + \operatorname{arctg} \left(\frac{\cos \varphi_u \sin S_i^0 - \sin \varphi_u \cos \beta_u}{\sin \beta_u} \right); \\ \varphi_i &= \arccos (\cos S_i^0 \sin \varphi_u + \sin S_i^0 \cos \varphi_u \cos \beta_u); \end{aligned} \right\} \quad (4.7)$$

- вычислить геодезические координаты B_i, L_i промежуточных точек главной ортодромии:

$$\left. \begin{aligned} B_i &= \varphi_i + 8'39'' \sin 2 \varphi_i; \\ L_i &= \lambda_i; \end{aligned} \right\} \quad (4.8)$$

- нанести полученные точки на карту, оцифровать их со знаком «минус» в сотнях километров в соответствии со значением и соединить ломаной линией, которая и будет главной ортодромией

4.32. Левая ортодромическая система координат в линейных мерах, как правило, выбирается и строится на район полетов, ограниченных склейкой из 16 листов карты $M = 1:1\,000\,000$.

Если конструктивные особенности данного ПНС или датчика курса не накладывают ограничений на выбор системы отсчета, за точку начала такой системы координат следует принимать ближайшую к центру района полетов точку пересечения нанесенных на данную карту геодезических меридианов и параллелей.

Для ПНС, датчик курса которого необходимо выставлять по истинному (геодезическому) меридиану вылета, точку начала левой ортодромической системы координат можно смещать от этого аэродрома по долготе до $15'$, а по широте — неограниченно.

Основным способом построения левой ортодромической системы координат является графический. Для его применения необходимо воспользоваться методикой, изложенной в п. 4.30, считая ортодромические меридианы правой системы координат ортодромическими параллелями левой, и наоборот.

Для ПНС, в состав которых входят инерциальная курсоверткаль и ДИСС, левую ортодромическую систему координат в линейных мерах целесообразно строить графоаналитическим способом, предполагающим вычисление геодезических координат четырех угловых точек пересечения граничных ортодромических меридианов и параллелей.

Если широта точки начала левой ортодромической системы координат равна целым градусам геодезической широты от 40 до 60° , геодезические координаты точек пересечения граничных ортодромических меридианов и параллелей для $|x_{\max}| = |y_{\max}| = 400 \text{ км}$ и

$|x_{\max}| = |y_{\max}| = 600 \text{ км}$ можно выбрать из таблицы (приложение 9).

По найденным геодезическим координатам угловые точки наносятся на карту и соединяются прямыми линиями, образующими граничные ортодромические меридианы и параллели. Остальные ортодромические меридианы и параллели наносятся путем пропорционального деления граничных и соединения соответствующих точек прямыми линиями.

Определение навигационных координат программируемых точек маршрута

4.33. Для программирования маршрута полета должны определяться навигационные координаты опорных точек маршрута, ориентиров коррекции и радионавигационных станций. Они должны определяться в той системе координат, в которой воспринимает информацию программное устройство данной ПНС.

В ПНС с бортовой ЦВМ вводятся геодезические координаты, в ПНС с аналоговыми вычислителями — ортодромические координаты.

4.34. Координаты программируемых точек маршрута выбираются из специальных каталогов или определяются по картам. Точность определения координат на карте характеризуется средней квадратической ошибкой, равной 0,8—1 мм в масштабе карты.

4.35. Потребная точность определения координат программируемых точек маршрута зависит от возможностей программного устройства данной ПНС, ее точностных характеристик и потребной точности навигации. Потребная точность их определения и требуемый масштаб карт приведены в табл. 4.3 (для ПНС с ЦВМ) и 4.4 (для ПНС без ЦВМ).

Таблица 4.3

Потребная точность определения координат в зависимости от масштаба карты

Программируемые точки	Требуемая точность определения координат (СКРО)		Требуемый масштаб карт
	Метры	Угловые секунды	
Цель малоразмерная слабо контрастная	30-100	1-3	1:50 000
	60-120	2-4	1:50 000 - 1:100 000
Цель радиолокационная	150-240	5-8	1:100 000 - 1:200 000
	150-240	5-8	1:100 000 - 1:200 000
ППМ (ТИМ)	300-500	15-30	1:500 000 - 1:1000 000
	500-900	10-15	1:200 000 - 1:500 000
Визуальные ориентиры	80-100	2-3	1:50 000 - 1:100 000
	90-200	3-6	1:100 000 - 1:200 000
Радиолокационные ориентиры	120-150	4-5	1: 100 000
	150-240	5-8	1:100 000
Маяки РСБН	70-100	2-3	1:50 000 - 1:100 000
	70-100	2-3	1:50 000 - 1:100 000
Станции РСДН	20-30	1	1:25 000
	20-30	1	1:25 000

Примечание. В числителе приведены данные, относящиеся к ПНС ЛА фронтовой авиации, в знаменателе — к ПНС ЛА дальней и военно-транспортной авиации.

Таблица 4.4

Потребная точность определения координат в зависимости от масштаба карты

Программируемые точки	Требуемая точность определения координат (СКРО)	Требуемый масштаб карт
-----------------------	---	------------------------

	Метры	Угловые секунды	
ППМ (ТИМ)	500-700	15-20	1:500 000
Маяки РСБН	100-150	3-5	1:100 000

4.36. Геодезические координаты программируемых точек маршрута могут быть определены на карте графоаналитическим способом или с помощью специальных палеток (координатометров).

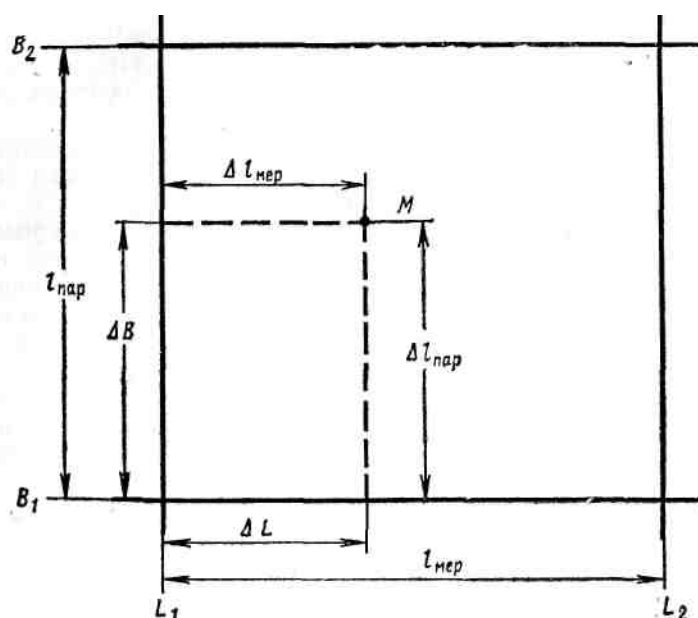


Рис. 4.6. Определение геодезических координат графоаналитическим способом

Графоаналитический способ (рис. 4.6) предполагает определение приращений по широте ΔB и долготы ΔL путем их измерения с помощью масштабной линейки. Для этого измеряются расстояния в миллиметрах между нанесенными на карту соседними меридианами и параллелями ($l_{\text{мер}}$ и $l_{\text{пар}}$ соответственно), а также расстояние от заданной точки до сторон трапеции $\Delta l_{\text{мер}}$ и $\Delta l_{\text{пар}}$, образованной меридианами и параллелями. Линейные приращения по широте и долготы пересчитываются в приращения, выраженные в угловых секундах:

$$\Delta B'' = \frac{\Delta l_{\text{пар}}}{l_{\text{пар}}} (B_2 - B_1)'';$$

$$\Delta L'' = \frac{\Delta l_{\text{мер}}}{l_{\text{мер}}} (L_2 - L_1)'',$$

а затем определяются координаты заданной точки М

$$B_M = B_1 + \Delta B;$$

$$L_M = L_1 + \Delta L.$$

Наиболее быстро и точно определяются геодезические координаты с помощью координатомера. Координатомер (приложение 10) строится на прозрачной основе и позволяет определить координаты точек на картах масштабов 1:2000000 и крупнее в диапазоне широт $\pm 80^\circ$. Кроме того, он имеет дополнительные шкалы для измерения угловых и линейных величин (транспортир и масштабную линейку).

Устройство координатомера и методика его применения для определения геодезических координат точек показаны в приложении 12.

4.37. ПИС без бортовой ЦВМ воспринимают исходные данные в ортодромической системе координат. Наиболее просто координаты точек в этой системе определяются в ли-

нейной мере графическим способом, то есть путем их непосредственного измерения на карте с нанесенной ортодромической системой координат, методом пропорционального деления.

Лишь в исключительных случаях, требующих особо высокой точности, и при наличии современной вычислительной техники ортодромические координаты следует вычислять аналитически по известным геодезическим. При этом геодезические координаты программируемых точек маршрута предварительно пере-считываются в нормальные сферические. Расчетные формулы для определения ортодромических координат следующие:

$$x = R \arcsin[\sin \varphi \cos \varphi_0 - \cos \varphi \sin \varphi_0 \cos(\lambda - \lambda_0)];$$

$$y = R \arctg[\sin \varphi_0 \operatorname{tg} \varphi \operatorname{cosec}(\lambda - \lambda_0) + \cos \varphi \operatorname{ctg}(\lambda - \lambda_0)],$$

где R — радиус Земли;
 φ, λ — сферические координаты точки, для которой определяются ортодромические координаты;
 φ_0, λ_0 — сферические координаты начала ортодромической системы.

Определение угловых поправок

4.38. К угловым поправкам, рассчитываемым при подготовке к полету, относятся угол сходимости Δ , азимутальная поправка ΔA , магнитное склонение ΔM , условное магнитное склонение ΔMU .

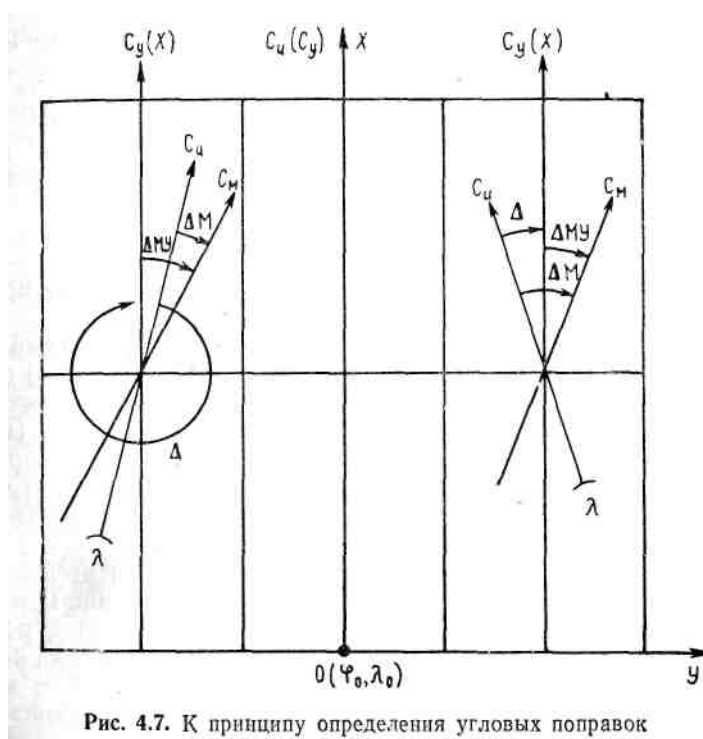


Рис. 4.7. К принципу определения угловых поправок

Угол сходимости Δ (рис. 4.7) определяется для ПНС без бортовой ЦВМ, в качестве корректора которых используются радиотехническая система РСБН-6С всех модификаций и левая ортодромическая система координат. Он отсчитывается по ходу часовой стрелки от истинного до ортодромического меридиана, проходящего через точку стояния наземного радиомаяка системы РСБН.

Знание этой угловой поправки необходимо для преобразования измеренного истинного азимута ЛА в ортодромический при коррекции численных координат ($A_0 = A_n - \Delta$), а также для определения курса ЛА относительно истинного меридиана маяка РСБН запрограммированного аэродрома посадки по известному ортодромическому (условному) при выполнении предпосадочного маневра и захода на посадку ($\varphi_n = \varphi_{0(y)} + \Delta$).

Погрешность определения угла сходимости не должна превышать $0,1^\circ$. С такой точно-

стью этот угол может быть вычислен аналитически по формуле

$$\sin \Delta = \frac{\sin (\lambda_p - \lambda_o) \sin \varphi_o}{\cos \frac{x_p}{R}},$$

где φ_o , λ_o — сферические координаты начала левой ортодромической системы координат;

λ_p — долгота радиомаяка РСБН;

x_p — ортодромическая широта радиомаяка РСБН;

R — радиус Земли.

При разности долгот $\lambda_p - \lambda_o \leq 10^\circ$ угол сходимости определяется по формуле

$$\Delta = (\lambda_p - \lambda_o) \sin \varphi_o.$$

Если $\lambda_p < \lambda_o$, к результату вычислений необходимо прибавить 360° .

4.39. Азимутальная поправка ΔA (угол, заключенный между условным и истинным меридианом какой-либо точки) определяется при подготовке к полету на ЛА, основным датчиком курса которых является гирополукомпас или курсовая (инерциальная) система, работающая в режиме ГПК. Эта поправка измеряется от условного меридиана по ходу часовой стрелки со знаком «плюс», против хода часовой стрелки — со знаком «минус» от 0 до 180° .

Знание азимутальной поправки необходимо для вычисления условного путевого угла этапа маршрута по измеренному истинному ($УПУ = ИПУ + \Delta A$), для проверки и коррекции курсовой системы (ГПК) в полете при наличии на ЛА измерителя истинного курса ($УК = ИК + \Delta A$) и для вычисления условного курса посадки на незапрограммированном аэродроме, оборудованном системой РСБН ($УК_{\text{пос}} = ИК_{\text{пос}} + \Delta A$).

Так как в пределах области применимости левой ортодромической системы координат для района полетов условные меридианы, от которых измеряется гирополукомпасный курс, практически совпадают с ортодромическими (рис. 4.7), при использовании ПНС, выполненных на базе РСБН-6С всех модификаций:

$$\Delta A = -\Delta \text{ при } \Delta < 180^\circ;$$

$$\Delta A = 360^\circ - \Delta \text{ при } \Delta \geq 180^\circ.$$

При подготовке к полету на ЛА, в оборудование которых не входит РСБН-6С (в том числе и на самолетах без ПНС), при определении азимутальной поправки принимается условие, что полет из одной точки в другую будет выполняться по ортодромии. При этом с достаточной для практики точностью

$$\Delta A = \Delta A_o + (\lambda_o - \lambda) \sin \varphi_{\text{ср}},$$

где ΔA_o — значение азимутальной поправки в начальной точке с координатами φ_o , λ_o ;

$\varphi_{\text{ср}} = \varphi + \varphi_o / 2$ — средняя широта начальной точки и той, для которой определяется азимутальная поправка.

Если в начальной точке условный меридиан совмещается с истинным, $\Delta A_o = 0$ и формула (4.9) примет вид

$$\Delta A = (\lambda_o - \lambda) \sin \varphi_{\text{ср}}.$$

При совмещении условного меридиана с магнитным меридианом начальной точки $\Delta A_o = -\Delta M_o$ (магнитное склонение в начальной точке), а

$$\Delta A = (\lambda_o - \lambda) \sin \varphi_{\text{ср}} - \Delta M_o.$$

4.40. Магнитное склонение ΔM , то есть угол между магнитным и истинным меридианами (отсчитывается от истинного меридиана), необходимо для вычисления магнитного путевого угла по измеренному истинному ($МПУ = ИПУ - \Delta M$), для первоначальной выставки курсовой системы (ГПК) по истинному меридиану ($ИК = МК + \Delta M$) и для вычис-

ления условного магнитного склонения.

Для курсовых (инерциальных) систем с индукционным датчиком типа ИД-6 и коррекционным механизмом типа КМ-2 и им подобным магнитное склонение должно определяться с округлением до $0,1^\circ$. С такой точностью на аэродроме базирования ΔM определяется в процессе топогеодезической подготовки, а на неподготовленном аэродроме — по картам крупного масштаба. В крайнем случае значение ΔM для таких курсовых систем можно определять по другим картам путем глазомерной интерполяции между значениями соседних изогон.

Для остальных курсовых систем значения магнитного склонения округляется до целых градусов.

4.41. Условное магнитное склонение ΔMU (рис. 4.7) - угол между условным и магнитным меридианами какой-либо точки. Этот угол измеряется от условного меридиана по ходу часовой стрелки со знаком «плюс», против хода часовой стрелки - со знаком «минус» от 0 до 180° .

Знание условного магнитного склонения необходимо для:

- первоначальной выставки курсовой (инерциальной) системы на аэродроме вылета ($УК = МК + \Delta MU$);
- проверки и коррекции курсовой системы (ГПК) в полете на многоместных самолетах;
- определения условного курса выхода на АРП по полученному значению «прибой» ($УК = \text{«прибой»} + \Delta MU$);
- определения условного курса посадки на запасных аэродромах, не оборудованных системой РСБН ($УК_{\text{пос}} = МК_{\text{пос}} + \Delta MU$).

Условное магнитное склонение всегда является суммой азимутальной поправки и магнитного склонения данной точки:

$$\Delta MU = \Delta A + \Delta M.$$

Потребная точность определения ΔMU такая же, как и ΔM .

4.42. На полетную карту наносятся только те угловые поправки, которыми экипаж (летчик) может воспользоваться в полете.

В истребительной и истребительно-бомбардировочной авиации вблизи незапрограммированных запасных аэродромов записывается значение азимутальной поправки (если аэродром оборудован системой РСБН) или условного магнитного склонения с обязательным указанием знака и с округлением до целых градусов.

В остальных родах авиации у всех точек проверки и коррекции курсовой системы (ГПК) слева от ЛЗП в шаблоне, представляющем собой перевернутую букву «Г», записываются азимутальная поправка (в левой части шаблона) и условное магнитное склонение (в правой части):

ΔA	ΔMU
------------	-------------

Расчет данных, необходимых для проверки правильности решения навигационных задач

4.43. Данные для проверки правильности работы ПНС должны позволить быстро убедиться в том, что программа полета правильно составлена и введена в ПНС, а вычислительное устройство с требуемой точностью решает навигационные задачи.

Большинство ПНС позволяет выводить ЛА из любой точки маршрута (в том числе с аэродрома вылета) в любую запрограммированную точку по линии кратчайшего пути. Поэтому наиболее общими данными для проверки правильности работы ПНС являются пеленг и дальность от аэродрома вылета до каждой запрограммированной точки.

Для ПНС, позволяющих в процессе проверки устанавливать координаты ЛА, равные координатам каждого запрограммированного ППМ (ТИМ), определяются пеленги и дальности от очередной запрограммированной точки в последующую.

Данные для проверки ПНС непосредственно измеряются на карте навигационным транспортиром и масштабной линейкой и лишь при наличии времени уточняются аналитическим расчетом по формулам, решаемым данным НК. Такая методика позволяет обнаруживать не только погрешности работы вычислительного устройства, но и ошибки при составлении и вводе программы.

Программирование маршрута полета и ввод программы полета в ПНС

4.44. Программа полета представляет собой совокупность исходной навигационной информации, вводимой в ПНС, которая определяет траекторию предстоящего полета и характер выполняемого задания. Программа полета устанавливает порядок автоматизированной навигации и работу экипажа в полете.

Программа полета включает три группы информации: оперативную, неоперативную и постоянную.

К о п е р а т и в н о й информации относятся все исходные данные, меняющиеся при каждом изменении маршрута. Она включает:

- геодезические или ортодромические координаты опорных точек маршрута;
- данные о расположении и характере работы радионавигационных систем коррекции;
- угловые поправки и признаки, определяющие порядок использования в полете прицельного и разведывательного оборудования ЛА;
- данные о характере цели и положении ВТП;
- характеристики сбрасываемых средств поражения (грузов);
- данные об основном и запасных аэродромах посадки.

К н е о п е р а т и в н о й информации относятся значения параметров, входящих в ПНС устройств. Эта информация изменяется только в случае замены датчиков навигационной информации на ЛА. К неоперативной информации относятся:

- поправочные коэффициенты (задержки), установочные углы датчиков навигационной информации и прицельного (разведывательного) оборудования, обеспечивающие работу отдельных подсистем и устройств;
- признаки наличия на борту ЛА конкретного типа разведывательного и другого оборудования.

Постоянная информация включает: различные константы, характеризующие работу отдельных подсистем и устройств, азимуты опорных ориентиров для выставки курса, направление ВПП и другие признаки.

При программировании маршрута полета необходимо учитывать конструктивные особенности конкретной ПНС, объем данных, вводимых в программное устройство до вылета, возможность изменения программы в полете и др.

Нумерацию ППМ (ТИМ), ориентиров коррекции и наземных станций радионавигационных систем следует устанавливать в соответствии с планируемой последовательностью их использования даже в тех случаях, когда данная ПНС обеспечивает вывод ЛА в запрограммированные точки в произвольном порядке. Если ПНС позволяет использовать в качестве ППМ (ТИМ) наземные станции радионавигационных систем и такое использование предусматривается маршрутом полета, указанные точки исключаются из нумерации ППМ (ТИМ).

Возможность ввода в полете координат даже одной оперативной точки (ППМ, ТИМ, цели) существенно увеличивает количество этапов автоматизированного полета по сравнению с предусмотренным программой. Если количество этапов маршрута превышает возможное для программирования, при подготовке к полету с такими ПНС целесообразно

но некоторые ППМ (ТИМ) программировать в полете как оперативные, но не допускать случаев, при которых указанные точки следуют одна за другой.

4.45. Программируемые величины, подлежащие вводу в ПНС, заносятся в специальные бланки исходных данных. Такие бланки разрабатываются применительно к каждой конкретной ПНС.

Как правило, в бланки записываются исходные данные в той системе измерения, в которой они были получены из различных источников (градусы, минуты, секунды, метры, километры и др.), и в той, в которой воспринимает эти данные программное устройство конкретной ПНС.

Некоторые ПНС по своим конструктивным особенностям предусматривают ввод исходных данных в восьмеричной системе измерения с учетом коэффициента масштабирования. С этой целью вводимое число предварительно делится на коэффициент масштабирования, представляющий собой максимально возможное значение этого числа. В дальнейшем полученная десятичная дробь преобразуется в восьмеричную, после чего каждая цифра этой дроби записывается трехзначным двоичным числом.

Для сокращения времени таких вычислений целесообразно воспользоваться предварительно рассчитанными таблицами (приложение 11), в которых приведены значения градусов, минут и секунд в восьмеричном коде с учетом коэффициента масштабирования 180° . Выбранные из таблиц значения необходимо просуммировать, помня, что максимальной значащей цифрой восьмеричной системы счета является 7.

С помощью других таблиц (приложение 12) достаточно быстро осуществляется перевод линейных мер в восьмеричный код с коэффициентом масштабирования 128 км.

4.46. Сокращение времени разработки программ полета может быть достигнуто за счет применения электронно-вычислительной техники. С помощью ЭВМ возможна автоматизация процесса подготовки исходных данных, составления программы, ввода ее в ПНС, а также выполнение расчета полета и проверочных данных.

Оперативная информация о маршруте полета для ЭВМ указывается либо условными номерами ППМ (ТИМ), ориентиров коррекции, целей, либо геодезическими или гауссовыми координатами. Все исходные данные, вводимые в автоматизированную систему программирования, по содержанию полностью аналогичны оперативной информации, подготавливаемой для программирования вручную.

После ввода исходной информации ЭВМ рассчитывает программу, проверочные данные, формирует бланк исходных данных, записывает программу в ПНС, документирует результаты вычислений и контролирует правильность записи программы.

Проверка исправности ПНС

4.47. Проверка исправности ПНС заключается в контроле ее общей работоспособности и правильности решения навигационных и прицельных задач. Проверка производится специалистами инженерно-авиационной службы совместно с летным составом в соответствии с требованиями инструкций по эксплуатации данного оборудования, инструкции (руководства) экипажу (летчику) по летной эксплуатации данного типа ЛА.

При ограниченных сроках подготовки к полету проверка ПНС может выполняться только специалистами инженерно-авиационной службы, а на промежуточных аэродромах при перелетах — только летным экипажем.

4.48. Контроль правильности работы ПНС заключается в сравнении отработанных ею данных с теми, которые были определены в процессе предварительной штурманской подготовки ПНС. Методика определения такого контроля зависит от конкретного

типа ПНС и устанавливается соответствующими инструкциями.

КОНТРОЛЬ ШТУРМАНСКОЙ ПОДГОТОВКИ К ПОЛЕТУ

4.49. Основная цель контроля штурманской подготовки к полету— исключить выпуск в полет неподготовленных экипажей, а также ЛА с неисправными ПНС или недостаточным запасом топлива. Экипажи без контроля готовности к полету в штурманском отношении допускать к полету запрещается.

4.50. Готовность экипажа к полету в штурманском отношении определяется:

- знанием полетного задания и последовательности его выполнения (в соответствии со штурманским планом полета);
- наличием подготовленных полетных карт, штурманского плана полета и инженерно-штурманского расчета;
- знанием программы полета, введенной или вводимой в полете в ПНС;
- наличием бортового журнала (во фронтовой и корабельной авиации — записей в на-коленном планшете), данных, необходимых для навигации, боевого применения, захода на посадку на основной и запасные аэродромы, а также личного штурманского снаряжения;
- знанием особенностей местности, основных ориентиров, средств РТО полетов, метеорологических и орнитологических условий по маршруту, особенностей поиска цели (площадки десантирования, приземления) и выхода на нее, безопасных высот полета по участкам маршрута, в том числе и в районе цели, в зависимости от применяемых авиационных средств поражения;
- знанием обстановки по маршруту, в районе цели, государственной границы и порядка выполнения полета вблизи границы;
- знанием мер по обеспечению безопасности полета в штурманском отношении,

4.51. Контроль штурманской подготовки к полету осуществляют должностные лица штурманской службы, определенные требованиями Наставления по штурманской службе авиации Вооруженных Сил РФ.

Допуском к полету является подпись контролирующего штурмана в бортовом журнале (во фронтовой авиации - в рабочей тетради штурмана, летчика), а при перелетах - в контрольном листе.

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ШТУРМАНСКАЯ ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

4.52. Предполетная штурманская подготовка проводится для оценки последних данных обстановки и метеорологических условий, уточнения порядка выполнения задания, правильности снаряжения авиационными средствами поражения и работы средств РТО полетов. Она включает предполетную штурманскую подготовку экипажа и подготовку ПНС.

4.53. В ходе предполетной штурманской подготовки каждый экипаж обязан:

- уяснить условия полета и уточненный порядок выполнения задания;
- проверить правильность подвески авиационных средств поражения (размещение груза), установки замедления взрывателей и готовность специального оборудования;
- уточнить минимальную безопасную высоту применения авиационных средств поражения.

4.54. Предполетная подготовка ПНС проводится специалистами инженерно-авиационной службы и летным составом. Она включает:

- проверку исправности и правильности работы ПНС;
- выставку курсовых и инерциальных навигационных систем;
- установку исходных данных для полета, не введенных в процессе предварительной подготовки.

4.55. Предполетная выставка инерциальных навигационных систем в плоскость горизонта осуществляется автоматически. При этом в ИНС используются два режима горизонтирования: радиальная и интегральная коррекция. Первый режим применяется при аэродромных полетах и необходимости срочного взлета. Продолжительность такой операции 1-2 мин, точность горизонтирования — в пределах долей градуса.

Режим интегральной коррекции используется при внеаэродромных полетах и полетах на боевое применение авиационных средств поражения. Его продолжительность 10-15 мин, точность горизонтирования — доли угловых минут.

4.56. Выставка инерциальных и курсовых систем в азимуте выполняется или автономно по данным самих систем, или неавтономно по информации от внешних систем и средств, не входящих в состав ПНС.

Основными способами автономной азимутальной выставки являются гироскопирование и двойное гироскопирование. Продолжительность первого способа 15-20 мин, точность определения курса 1-1,5°. Двойное гироскопирование обеспечивает точность выставки в азимуте в пределах единиц угловых минут при временных затратах 40-60 мин.

Неавтономная выставка ИНС и курсовых систем предусматривает определение стояночного курса ЛА с помощью выставочного блока (теодолита); визирного устройства ЛА; отвесов из реперных точек, закрепляющих продольную ось ЛА на фюзеляже; установкой шасси ЛА на точки, отмаркированные на стоянке; топопривязчика; магнитного датчика, входящего в состав инерциальных и курсовых систем. При этом допустимая погрешность определения стояночного курса $\sigma_{\text{кл}}$ может быть определена по формуле

$$\sigma_{\psi} = \frac{\sigma_{\psi_{\text{выд}}}}{3},$$

где σ_{ψ} — средняя квадратическая ошибка выдачи курса инерциальной (курсовой) системой.

Для ИНС величина σ_{ψ} составляет 30—40', для курсовых систем $\sigma_{\psi_{\text{выд}}} = 1,5 - 2^\circ$. Поэтому определение стояночного курса должно быть выполнено с точностью не хуже 10—13' для инерциальных и 30—40' для курсовых систем.

Определение стояночного курса с помощью теодолита состоит в вычислении курсового угла q какого-либо ориентира, истинный азимут которого $A_{\text{ор}}$ от точки стояния ЛА известен заранее (рис. 4.8). Стояночный курс при этом определяется по формуле

$$y_{\text{ст}} = A_{\text{ор}} - q \quad (4.10)$$

Этот способ требует точной установки ЛА над точкой, от которой измеряется азимут ориентира.

Допустимая линейная погрешность отклонения проекции основания теодолита от такой точки $l_{\text{доп}}$, м, вычисляется по формуле

$$l_{\text{доп}} = 0,1 D s K_{\text{кл}}$$

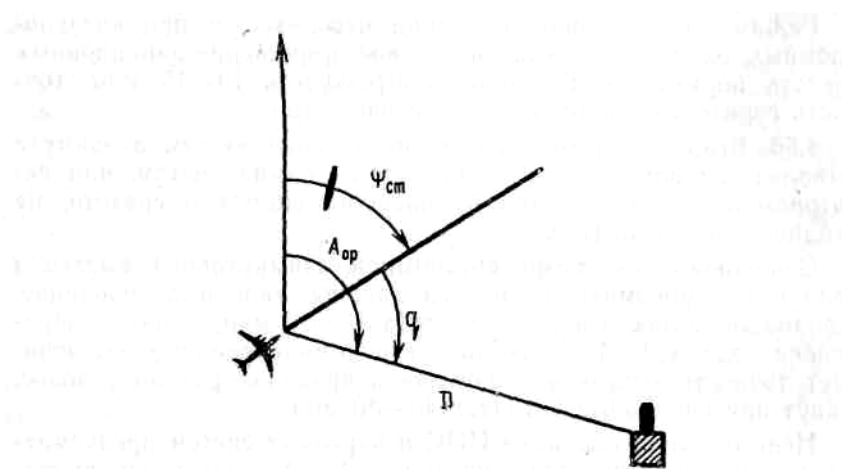


Рис. 4.8. Определение стояночного курса с помощью теодолита

где D — дальность до пеленгуемого ориентира, км;
 σ_ψ — точность определения стояночного курса.

Допустимые линейные отклонения $l_{\text{доп}}$ для различных значений σ_ψ приведены в табл. 4.5.

Таблица 4.5

Допустимые линейные отклонения $l_{\text{доп}}$, м

$\sigma_{K_{\text{сл}}}$, угловые минуты	Дальность до ориентира, км				
	1	2	3	5	10
5	0,5	1	1,5	2,5	5
10	1	2	3	5	10
15	1,5	3	4,5	7,5	15
30	3	6	9	15	30

Определение стояночного курса может быть выполнено с помощью визирного устройства (прицела) ЛА. Сущность способа состоит в том, что ЛА устанавливается на маркированную точку (МТ), затем с помощью прицела измеряется курсовой угол ориентира, находящийся в поле зрения прицела (рис. 4.9). При этом измеренный истинный азимут ориентира может быть введен в программное устройство ПНС. Стояночный курс определяется по соотношению (4.10).



The diagram shows a mechanical part with a coordinate system. The vertical axis is labeled C_u . The angle between the horizontal axis and the C_u axis is $\psi_{ст}$. The angle between the horizontal axis and the line connecting the origin to the center of the part is A . The part has a central hole with diameter Δ . The distance from the center of the hole to the left edge is l_1 . The distance from the center of the hole to the right edge is l_2 . The total length of the part is l_5 . The part is marked with a "Маркированная линия" (Marked line) and "Реперные точки" (Reference points).

Рис. 4.10. Определение стояночного курса с помощью ответов по реперным точкам

и измеряются отклонения l_1 и l_2 проекции реперных точек от маркированной линии. При известной базе между реперными точками l_6 угловое смещение Δ ЛА относительно маркированной линии с известным азимутом A будет определено по формуле

$$\sin \Delta = \frac{l_1 \pm l_2}{l_0}.$$

Стояночный курс рассчитывается по формуле

$$\psi_{CT} = A \pm \Delta.$$

Способ определения стояночного курса путем установки шасси ЛА на маркированные точки основан на измерении угла φ между его продольной осью и линией, отмаркированной

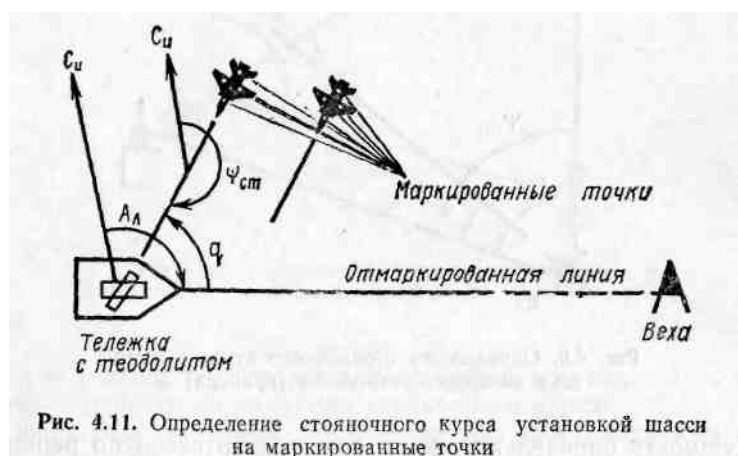


Рис. 4.11. Определение стояночного курса установкой шасси на маркированные точки

на стоянке (рис. 4.11). Истинный азимут этой линии $A_{\text{л}}$ измеряется заранее. Для повышения точности измерения угла q на продолжении линии целесообразно выставлять вежу. Угол q измеряется теодолитом, установленным на подвижной тележке, которая передвигается вдоль ориентирной линии до пересечения линии визирования теодолита с продольной осью ЛА. Стояночный курс ЛА вычисляется по формуле

$$\psi_{\text{ст}} = A_{\text{л}} + 180^\circ \pm q.$$

Сущность способа определения $\psi_{\text{ст}}$ с помощью топопривязчика показана на рис. 4.12. На площадке подготовки осуществляется определение истинного азимута оси топопривязчика $A_{\text{т}}$, который стабилизируется его курсовым прибором. С помощью визирного устройства топопривязчика измеряется угол q на продольную ось топопривязчика. Стояночный курс ЛА определяется по формуле

$$\psi_{\text{ст}} = A_{\text{т}} + q \pm 180^\circ.$$

Наиболее простым и быстрым способом является выставка инерциальных и курсовых систем в азимуте по магнитному датчику. В основе способа лежит соотношение

$$\psi_{\text{у}} = \psi_{\text{м}} + \Delta\text{МУ},$$

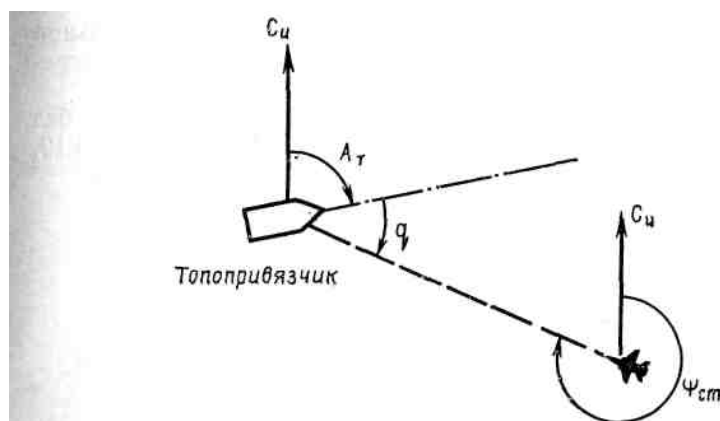


Рис. 4.12. Определение стояночного курса с помощью топопривязчика

где $\psi_{\text{м}}$ — магнитный курс, измеряемый с помощью магнитного датчика;
 $\Delta\text{МУ}$ — условное магнитное склонение точки выставки инерциальных и курсовых систем.

Для повышения точности такой выставки необходимы тщательное выполнение девиационных работ и периодическое определение фактического магнитного склонения на каждой стоянке ЛА топогеодезическими методами.

Точностные и временные показатели перечисленных способов азимутальной выставки курсовых и инерциальных систем приведены в табл. 4.6.

Таблица 4.6

Точностные и временные выставки курсовых и инерциальных систем

Способ азимутальной выставки	Датчик курса	Точность выставки (σ, угловые минуты)	Время выставки, мин
Гирокомпасирование	ИНС	60-90	15-30
Двойное гирокомпасирование	ИНС	10-15	40-60
С помощью теодолита	ИНС, КС	3-5	8-10
С помощью прицела ЛА	ИНС, КС	4-6	3-5
С помощью отвесов по реперным точкам	ИНС, КС	8-12	4-5
Установкой шасси самолета	ИНС, КС	35-40	8-10
С помощью топопривязчика	ИНС, КС	7-8	5-7
По магнитному датчику	ИНС, КС	60-90	1-2

4.57. Выбор способа азимутальной выставки инерциальных и курсовых систем зависит от типа ЛА, времени суток, метеорологических условий, наличия оборудования, необходимого для выполнения работ, располагаемого времени и других факторов.

Применение всех способов возможно лишь при тщательной организации и выполнении топогеодезических работ и измерений на аэродроме.

4.58. Штурманская подготовка к полету на самолетах без ПНС проводится в соответствии со ст. 4.3, 4.5—4.9, 4.11, 4.12, 4.14—4.24, 4.39—4.42, 4.50, 4.51, 4.53 данного Руководства.

Глава V. ОБЩИЕ ПРАВИЛА И ПОРЯДОК ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ МАРШРУТНОГО ПОЛЕТА

5.1. Маршрутный полет одиночного ЛА или группы ЛА выполняется в определенном порядке, который заключается в последовательном выполнении экипажами комплекса работ по этапам полета в соответствии с произведенным расчетом и намеченным штурманским планом полета. Для успешного выполнения полета экипаж должен знать и твердо соблюдать следующие правила навигации:

- непрерывно контролировать режим полета (курс, скорость, высоту и время);
- сохранять ориентировку в течение всего полета, используя для этого технические и радиотехнические средства, визуальную ориентировку, а также приближенные расчеты в уме;
- постоянно осуществлять контроль пути по дальности и направлению и при необходимости производить исправления;
- в процессе всего полета комплексно использовать технические и радиотехнические средства навигации и вести визуальную ориентировку.

5.2. Этапами полета по маршруту являются:

- взлет ЛА и выход на исходный пункт маршрута (ИПМ);
- выход на линию заданного пути (ЛЗП), полет к цели, точке пуска ракеты или выброски (высадки) десанта;
- выход на цель, точку пуска ракеты или десантирования;
- выход на исходный пункт обратного маршрута (ИПОМ) и полет по линии обратного пути;
- выход на конечный пункт маршрута (КПМ) и аэродром посадки;
- построение маневра для захода на посадку.

Помимо этого, выполнение маршрутного полета может включать этапы маневрирования: при преодолении противодействия средств ПВО противника; для выхода на цель в заданное (расчетное) время; точного прибытия в точку встречи с танкером для дозаправки топливом в полете и другие этапы. В целях повышения эффективности преодоления противодействия средств ПВО противника на малых и предельно малых высотах может использоваться маловысотный комплекс. Кроме того, при выполнении групповых полетов после взлета ЛА необходимо произвести построение заданного боевого порядка, а после выполнения задания — роспуск боевого порядка для захода ЛА на посадку.

5.3. При длительных полетах по маршруту даже при точном выдерживании режима полета ЛА может уклониться от линии заданного пути вследствие ошибок счисления пути в ПНС, ошибок датчиков-корректоров численных координат места ЛА, изменения ветра и ошибок в расчете навигационных элементов полета.

Определение навигационных элементов для выполнения основной задачи полета на последнем участке маршрута перед выходом в район цели (пуска ракет) производится непосредственно по самой цели или вынесенной точке прицеливания.

ВЫХОД НА ИСХОДНЫЙ ПУНКТ МАРШРУТА И ЛИНИЮ ЗАДАННОГО ПУТИ

5.4. Выход на исходный пункт маршрута, если за ИПМ не принимается аэродром взлета, может осуществляться в зависимости от навигационной обстановки полета следующими способами:

- с помощью ПНС;
- по земным ориентирам;
- по курсу, рассчитанному перед полетом;
- по радионавигационной точке, установленной в ИПМ или на аэродроме взлета.

Выход на ИПМ должен выполняться на заданной высоте наиболее простым способом, обеспечивающим проход ИПМ с наименьшими отклонениями, с курсом, близким к путевому углу первого участка маршрута, и построение боевого порядка.

Для вывода ЛА на ИПМ заранее намечается маневр, который строится с учетом навигационной обстановки и условий полета (направления взлета, высоты полета, удаления ИПМ и др.). При разработке схемы маневра необходимо стремиться к тому, чтобы количество разворотов было минимальным, а моменты выхода в точки начала разворотов могли быть проконтролированы визуально или с помощью радиотехнических средств навигации.

При возможности маневр для выхода на ИПМ целесообразно программировать в ПНС для выполнения автоматизированного вождения ЛА на этом этапе. В случае ограничений ПНС по количеству программируемых ППМ, а также на ЛА без ПНС маневр для выхода на ИПМ выполняется в ручном режиме управления ЛА при комплексном использовании технических и радиотехнических средств навигации, а при видимости земли, кроме того, визуальной ориентировкой.

В качестве ИПМ целесообразно выбирать радиолокационные ориентиры или радионавигационные точки, вследствие чего повышается надежность выхода на ИПМ в различных условиях полета как днем, так и ночью. При необходимости до ИПМ могут производиться проверка средств и систем навигации, измерение и уточнение ветра, коррекция курсовой системы. В момент прохода ИПМ фиксируется время.

5.5. После прохода ИПМ начинается процесс вождения ЛА непосредственно по заданному маршруту. Выход на ЛЗП является важнейшим этапом, обеспечивающим точный полет по заданному маршруту. Действия экипажа по выводу ЛА на ЛЗП заключаются в определении курса следования и путевой скорости для правильного выполнения полета в заданном направлении и своевременного выхода на очередной ППМ.

К у р с о м с л е д о в а н и я ($K_{сл}$) называется такой курс, при выдерживании которого фактический путевой угол равен заданному путевому углу.

В зависимости от навигационной обстановки и оборудования ЛА курс следования для полета по ЛЗП может быть определен с помощью ИНС, рассчитан по известному ветру, по результатам измерения угла сноса с помощью ДИСС или другими способами.

При отходе от ИПМ и ППМ следует особенно тщательно контролировать правильность взятого направления полета.

5.6. На ЛА с ПНС после прохода ИПМ полет осуществляется в соответствии с выбранным способом вывода ЛА в заданную точку:

- по ЛЗП при маршрутном способе;
- по ортодромии при путевом способе;
- по радиодромию при курсовом способе.

Вывод ЛА на заданный курс осуществляется приведением управляющего параметра выбранного способа вывода ЛА в заданную точку к нулю при автоматическом, директор-

ном или ручном управлении полетом ЛА.

Управляющим параметром маршрутного способа является боковое отклонение ЛА от ЛЗП, путевого — путевого пеленг заданной точки, курсового — курсовой угол заданной точки.

При значении управляющего параметра, равном нулю, экипаж должен убедиться в правильности фактического направления полета. Определение фактического направления полета должно осуществляться с помощью всех курсовых приборов, имеющихся на борту ЛА, сравнением пролетаемой местности с картой, пеленгацией РНТ, расположенных впереди по направлению полета или сзади, приближенным определением истинного курса путем глазомерной пеленгации Солнца днем или Полярной звезды ночью.

5.7. На ЛА без ПНС, а также при отказе ПНС применяются следующие способы выхода на ЛЗП:

- с курсом, рассчитанным по известному ветру;
- подбором курса следования по створу ориентиров; подбором курса следования по линейному ориентиру; подбором курса следования по боковому отклонению;
- подбором курса следования по радионавигационной точке.

При наличии сведений о ветре на высоте полета до вылета курс следования может быть рассчитан на земле. Этот способ может быть применен также для ЛА, не имеющих в составе экипажа штурмана.

Если ветер неизвестен и не было возможности измерить его в полете до ИПМ, отход от ИПМ производится с курсом, равным заданному путевому углу, а затем измеряется угол сноса. При наличии на борту ЛА доплеровского измерителя угла сноса следует определять по его показаниям. После определения угла сноса рассчитывается курс следования или поправка в курс по формулам:

$$\psi = \beta_s - \alpha;$$
$$\text{ПК}^\circ = \beta_s - \psi_{\text{ср}} - \alpha,$$

где $K_{\text{ср}}$ — среднее значение курса при измерении угла сноса (α);
 β_s — заданный путевой угол.

Если полет от ИПМ выполняется с набором высоты или снижением, курс следования рассчитывается по ветру на средней высоте полета с обязательным уточнением его по результатам периодических замеров угла сноса. Повторные измерения угла сноса и уточнение курса следования производятся при изменении высоты полета на 2000—3000 м.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА НА ЭТАПАХ МАРШРУТА

5.8. При выполнении автоматизированного полета по маршруту работа экипажа заключается в определении навигационных элементов полета, в выборе датчиков навигационной информации и средств коррекции, выполнении коррекции численных координат и курса, контроле перехода на следующий этап полета, изменении программы полета, если это вызывается условиями обстановки и позволяют конструктивные особенности ПНС. При определении навигационных элементов полета с ПНС заключается в их выводе на индикацию экипажу.

Выбор датчиков навигационной информации производится по следующим критериям:

- точность определения навигационных элементов полета;
- надежность работы;
- скрытность для противника.

5.9. При возможности выбора способа счисления пути необходимо помнить, что по точности они располагаются в такой последовательности:

- инерциально-доплеровский с вычислением поправок к инерциальному счислению в зависимости от времени полета;
- воздушно-доплеровский с определением и запоминанием составляющих вектора ветра;
- воздушный с учетом запомненных составляющих вектора ветра;
- инерциальный с учетом поправок в зависимости от времени полета;
- воздушный без учета ветра;
- инерциальный без учета поправок.

5.10. Коррекцию численных координат необходимо выполнять, когда погрешности счисления пути превышают допустимые пределы, а точность определения текущих координат ЛА с помощью выбранного корректора выше, чем в результате счисления пути к данному моменту времени.

При выборе средств коррекции предпочтение следует отдавать тем, которые обеспечивают более высокую точность, а при равной точности — требующие меньшего объема работы экипажа. При полете над территорией противника необходимо ограничивать по времени использование бортовых средств коррекции, связанных с излучением электромагнитной энергии.

Дискретные коррекции численных координат целесообразно выполнять не чаще чем через 80—100 км. Увеличение частоты коррекций не приводит к существенному повышению точности выдерживания ЛЗП, но увеличивает объем работы экипажа. Для повышения точности выхода на цель (аэродром посадки). Последнюю дискретную коррекцию следует выполнять на минимально возможном расстоянии до этих точек.

Коррекция датчика курса выполняется в тех случаях, когда его погрешности превышают допустимые пределы. Для коррекции курса используются те измерители (астрономические, магнитные, радиолокационная коррекция), которые позволяют измерить курс в данный момент с более высокой точностью.

Методика выполнения коррекций численных координат и курса зависит от конструктивных особенностей ПНС и определяется соответствующими инструкциями и методическими пособиями конкретных типов ЛА.

5.11. При автоматизированном выполнении полета по заранее запрограммированному маршруту переход с одного этапа на другой осуществляется автоматически и экипаж должен лишь контролировать своевременность смены ППМ (если в программу заложены координаты ТИМ). ЛА выводится в разворот над ППМ, то есть на дальности до ТИМ, равной линейному упреждению разворота:

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

где R — радиус разворота самолета при максимальном значении крена, конструктивно заложенном в САУ (30—20°);

$УР$ — угол разворота.

Если ППМ программируется с признаками РО, ВО, РЦ или ВЦ, смена ППМ в этом случае производится принудительно экипажем путем нажатия соответствующей кнопки лампы ППМ на дальности до ППМ, равной нулю.

5.12. Для точного выполнения полета по заданному маршруту экипаж после выхода на ЛЗП должен непрерывно вести контроль на всех этапах маршрута, что позволит своевременно обнаружить отклонение ЛА от ЛЗП и внести необходимые исправления в режим полета для точного следования по заданному маршруту и точного выхода на контрольные ориентиры, ППМ и на цель (площадку десантирования) по месту и времени. Для этого экипаж в полете должен непрерывно вести визуальную и радиолокационную ориентировку.

Для ведения визуальной ориентировки необходимо:

- определить район вероятного местонахождения самолета;
- на карте в пределах найденного района выбрать характерные ориентиры, которые могут быть наиболее легко обнаружены при данных условиях полета;
- после обнаружения и распознавания выбранных ориентиров определить местонахождение самолета.

Распознавание ориентиров переходом «от местности к карте» применяется в случаях невозможности счисления пути, а также при полетах на больших высотах в условиях хорошей видимости ориентиров.

Порядок ведения визуальной ориентировки справедлив и для радиолокационной ориентировки, но в этом случае производится сравнение не карты с пролетаемой местностью, а карты с радиолокационным изображением местности на экране БРЛС.

При ведении ориентировки необходимо соблюдать следующие правила:

- каждому определению места самолета должно предшествовать счисление пути;
- ввиду ограниченного времени на распознавание следует ожидать появления ориентира в пределах видимости, заранее определяя, какой ориентир и с какого направления должен появиться;
- опознавать сначала крупные, наиболее характерные ориентиры, а затем более мелкие;
- опознавать ориентиры не по одному, а по нескольким признакам.

5.13. Уклонение от ЛЗП, а также неточный пролет по времени контрольных ориентиров и ППМ ЛА с ПНС может произойти в результате:

- погрешностей в снятии и вводе координат заданных точек маршрута полета в программу ПНС;
- погрешностей счисления пути при длительном полете без коррекции счисленных координат;
- погрешностей в определении и выдерживании управляющего параметра при различных способах вывода ЛА в заданную точку;
- погрешностей в «привязке», снятии и вводе геодезических координат в программу ПНС наземных радионавигационных станций, ориентиров коррекции, используемых для коррекции счисленных координат;
- влияния боковой составляющей вектора ветра при курсовом способе вывода ЛА в заданную точку.

При обнаружении уклонения ЛА от ЛЗП, превышающего допустимые пределы, необходимо:

- проконтролировать точность ввода в программу ПНС геодезических координат заданной точки и радионавигационных станций (если конструкция ПНС обеспечивает выполнение данной операции);
- выполнить внеочередную коррекцию счисленных координат с помощью средств, обеспечивающих наиболее высокую точность в данных условиях;
- вывести ЛА на ЛЗП, используя ручной режим управления, по командам с земли или вводом поправки в курс.

Если перечисленные меры не обеспечивают необходимой точности выдерживания ЛЗП, следует перейти к неавтоматизированному вождению ЛА по маршруту при комплексном использовании всего бортового навигационного оборудования.

5.14. На ЛА без ПНС, а также при частичном или полном отказе ПНС выдерживание ЛЗП на участке маршрута полета достигается точным определением навигационных элементов полета и путем периодического контроля пути.

Навигационные элементы полета могут быть определены следующим образом:

- **в о з д у ш н а я с к о р о с т ь** полета — использованием аэродинамических при-

боров (указателей скорости, комбинированных указателей скорости, централи скорости и высоты);

- к у р с — с помощью различных инерциальных навигационных систем (ИНС), инерциальных курсовертикалей (ИКВ), систем курс — вертикаль (СКВ), курсовых систем (КС), дистанционных гиромагнитных компасов (ДГМК), гиромагнитных компасов (ГМК), магнитных компасов (типа КИ), а также по небесным светилам;
- п у т е в а я с к о р о с т ь — с помощью доплеровского измерителя, базисным способом (с использованием оптического прицела, бортовой РЛС или радиотехнических систем), на контрольном этапе по отметкам места самолета, синхронным способом (с использованием оптического прицела или БРЛС), расчетом по известному ветру, инерциальным способом;
- п у т е в о й у г о л — по углу сноса и среднему курсу следования, по отметкам места самолета на карте, расчетом по известному ветру и курсу следования;
- у г о л с н о с а — с помощью доплеровского измерителя, оптического визира или прицела, БРЛС, на контрольном этапе по отметкам места самолета на карте и среднему курсу, расчетом по известному ветру, барическим способом;
- в е т е р — по путевой скорости и углу сноса (измеренными на одном курсе), по двум углам сноса (измеренным на двух курсах, отличающихся один от другого на 30—60°), по двум путевым скоростям (измеренным на двух курсах), способом штилевой синхронизации или автосинхронным способом с помощью оптических прицелов, по координатным разностям с помощью автоматических навигационных устройств счисления пути, барическим способом по двум составляющим, с помощью карт барической топографии.

Контроль пути должен проводиться способами, предусмотренными штурманским планом полета, с использованием всех имеющихся в распоряжении экипажа средств навигации.

Контроль пути на разных этапах полета может осуществляться следующими способами:

- по направлению;
- по дальности;
- полного контроля.

5.15. Контроль пути по направлению заключается в определении фактического направления полета и установлении величины бокового уклонения ЛА от ЛЗП. При этом экипаж сравнивает фактический путевой угол с заданным путевым углом и таким образом определяет наличие или отсутствие бокового уклонения (БУ). Особенно внимательно контроль пути по направлению должен осуществляться сразу же при отходе от аэродрома взлета, ИПМ, ППМ и цели, так как несвоевременное обнаружение ошибок в курсе, частичного или полного отказа датчиков курса и курсовых приборов, ошибок в расчетах курса, путевого угла, ошибок в записи может привести к потере ориентировки.

Чтобы гарантировать исключение грубых ошибок в направлении полета при отходе от аэродрома взлета, ИПМ, ППМ и цели независимо от применяемых средств навигации, необходимо:

- в момент отхода сличением показаний всех курсовых приборов убедиться в правильности взятого курса, при этом необходимо проконтролировать не только взятый курс, но и угол разворота ЛА на новый курс следования;
- проверить взятое направление по наземным ориентирам при их визуальной видимости, радиолокационным ориентирам, радиокомпасу, небесным светилам.

В процессе полета экипаж не должен допускать произвольного изменения курса, так как это может привести к значительным уклонениям от ЛЗП и усложнить ведение контроля пути.

В зависимости от условий полета контроль пути по направлению может выполняться следующими способами:

- по линейным ориентирам, идущим параллельно ЛЗП. Осуществляется определением отклонения ЛА от данного линейного ориентира;
- по последовательным отметкам местоположения ЛА. Заключается в том, что экипаж, сличая карту с пролетаемой местностью, определяет свое фактическое местоположение и оценивает величину ЛБУ от ЛЗП;
- по результатам периодических измерений угла сноса. Заключается в расчете фактического путевого угла по известному среднему курсу следования и измеренному углу сноса и в сравнении полученного значения ФПУ с ЗПУ:

$$\beta_{\phi} = \psi_{\text{ср}} + \alpha_{\phi};$$

$$\text{БУ}^{\circ} = \beta_{\phi} - \beta_{\text{з}};$$

- по боковому отклонению от ЛЗП. Заключается в определении местоположения ЛА визуально или с помощью БРЛС и в оценке величины БУ ЛФП от ЛЗП;
- по пеленгам РНТ, расположенных в створе ЛЗП. Проложенная на карте линия положения дает возможность определить величину ЛБУ как расстояния от ЛЗП до проложенной линии положения.

5.16. Контроль пути по дальности состоит в определении пройденного или оставшегося до цели (контрольного ориентира, ППМ) расстояния для обеспечения точного выхода ЛА на нее по времени.

Точный выход на цель по времени обеспечивается взлетом в расчетное время, строгим выдерживанием потребной скорости полета и при необходимости выполнением специального маневра для погашения избытка или нагона недостатка времени. Данный маневр обычно предусматривается перед полетом.

В зависимости от навигационной обстановки и оборудования ЛА контроль пути по дальности может быть выполнен следующими способами:

- по отметкам местоположения ЛА, определяемым с помощью ПНС, систем и средств навигации, не входящих в состав ПНС, или визуально по земным ориентирам. Разновидностью этого способа является контроль пути по характерному линейному ориентиру, перпендикулярному к ЛЗП. Заключается в определении пройденного ЛА расстояния от последней отметки местоположения, счислением пройденного ЛА расстояния по путевой скорости и времени полета;
- по пеленгам боковых РНТ. Заключается в прокладке линий положения, пересекающихся под углом 30-150°, на карте, определении местоположения ЛА и расчете пройденного или оставшегося расстояния.

5.17. Полный контроль пути заключается в определении фактического местоположения ЛА всеми доступными способами для точного выхода на цель (контрольный ориентир, ППМ) по месту и времени.

Место ЛА, определенное с помощью ПНС или других систем и средств навигации, а также визуально, дает возможность судить о положении ЛА в данный момент времени. По нескольким отметкам места ЛА на карте экипаж может определить фактическую путевую скорость, фактический путевой угол, боковое отклонение, фактический угол сноса. При использовании ПНС все эти параметры рассчитываются автоматически и выдаются экипажу на индикацию.

Полный контроль пути является основным видом контроля, который одновременно объединяет контроль пути по направлению и по дальности.

В зависимости от условий полета, оборудования ЛА, наличия по маршруту РТС контроль пути может выполняться следующими способами:

- с помощью ПНС;

- визуальной ориентировкой;
- прокладкой пути от последней отметки места ЛА по пройденному расстоянию и направлению полета;
- получением места ЛА с земли по данным РЛС;
- отметкой момента пролета РНТ;
- прокладкой на карте двух и более пересекающихся линий положения;
- по ориентирам на экране бортовой РЛС.

5.18. При полете в составе группы экипажи ведомых ЛА должны вести контроль пути наравне с ведущим.

Экипаж ведущего ЛА при полете группой должен информировать ведомых о пролете контрольных ориентиров и при необходимости сообщать им значения навигационных элементов полета. Периодически он может запрашивать ведомых о местонахождении группы в целях их контроля или получения более точного местоположения ЛА, если у ведомого экипажа есть средства, позволяющие производить более точные определения.

Если требуется размыкание группы по условиям обстановки, ведущий одновременно с командой на размыкание должен сообщить ведомым местонахождение группы в момент начала размыкания.

5.19. Контроль пути является одним из важнейших условий точности выполнения полета по заданному маршруту. Способы контроля пути в полете целесообразно применять не изолированно один от другого, а в комплексе. При определении местоположения ЛА каким-либо способом необходимо проверять достоверность данных другими способами.

Выбирая способы контроля пути, необходимо учитывать не только возможность, но и целесообразность их применения. Предпочтение следует отдавать тем способам, которые дают большую точность контроля пути и наиболее надежно отработаны экипажем.



Рис. 5.1. Исправление пути выходом на контрольный ориентир

5.20. Если экипаж в полете в результате контроля пути обнаружил отклонение ЛА от ЛЗП или несвоевременность в выходе на цель (контрольный ориентир, ППМ), необходимо исправить путь.

Исправление пути осуществляется внесением поправок в курс следования, расчетом нового курса следования по новому значению ЗПУ, внесением поправок в скорость полета в зависимости от обнаруженного отклонения от ЛЗП.

Исправление пути осуществляется по направлению и по дальности.

5.21. Исправление пути по направлению заключается в изменении курса следования с таким расчетом, чтобы выйти на контрольный ориентир, ППМ, следуя по заданной или вновь намеченной линии пути.

Исправление пути по направлению производится в том случае, когда величина отклоне-

ния превышает возможные ошибки применяемого способа контроля пути.

В зависимости от величины уклонения и сложившейся обстановки исправление пути выполняют выходом на контрольный ориентир (КО) или очередной ППМ.

Если в полете обнаружено уклонение ЛА от ЛЗП у контрольного ориентира, исправление пути можно произвести выходом непосредственно на данный КО (рис. 5.1). Расчет курса следования для полета по ЛЗП после выхода на КО производится по формулам:

$$\psi = \psi_p - \text{БУ}^\circ;$$

$$\psi = \beta_3 - \alpha_\phi.$$

Исправление пути по направлению выходом на очередной ППМ осуществляют расчетом и внесением поправки в курс. Величина поправки зависит от величины бокового уклонения, пройденного и оставшегося расстояний.

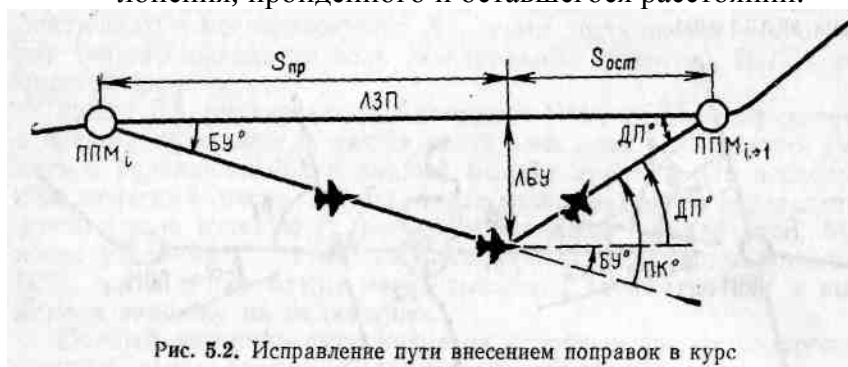


Рис. 5.2. Исправление пути внесением поправок в курс

Она равна сумме бокового уклонения в градусах (БУ°) и дополнительной поправки (ДП°) за оставшийся путь (рис. 5.2):

$$\text{ПК}^\circ = (\pm \text{БУ}^\circ) + (\pm \text{ДП}^\circ),$$

$$\text{где } \text{БУ}^\circ = \beta_\phi - \beta_3 \text{ или } \text{БУ}^\circ = \frac{\text{ЛБУ} \cdot 57,3}{S_{\text{пр}}}; \quad \text{ДП}^\circ = \frac{\text{ЛБУ} \cdot 57,3}{S_{\text{ост}}};$$

ЛБУ — линейное боковое уклонение ЛА от ЛЗП;

$S_{\text{пр}}$ — пройденное расстояние;

$S_{\text{ост}}$ — оставшееся расстояние.

При расчете поправки в курс вместо пройденного и оставшегося расстояния можно брать пройденное и оставшееся время.

Величина бокового уклонения и дополнительной поправки в курс может быть рассчитана на навигационной линейке или определена глазомерно с помощью следующего правила:

- если оставшееся расстояние равно пройденному, поправка в курс равна 2 БУ (в градусах);
- если оставшееся расстояние в 2 раза меньше пройденного, поправка в курс равна 3 БУ (в градусах);
- если оставшееся расстояние в 2—3 раза больше пройденного, поправка в курс равна 1,5 БУ (в градусах).

Курс следования с точки уклонения от ЛЗП на очередной ППМ можно определить по формуле

$$\text{К}_{\text{сл}} = \text{К}_p - \text{ПК}^\circ$$

Знак поправки в курс всегда противоположен знаку уклонения ЛА от ЛЗП.

После выхода на КО или очередной ППМ при дальнейшем полете по ЛЗП дополнительную поправку необходимо исключить из курса следования.

5.22. Исправление пути пересчетом курса по новому значению производится в тех случаях, когда поправка в курс превышает 30° , а оставшееся расстояние велико. При этом необходимо:

- нанести на карту место ЛА к моменту исправления курса;

- проложить новую линию пути на КО, очередной ППМ или цель;
- определить новое значение ЗПУ и для него рассчитать или подобрать новый курс следования.

При выполнении полета с ПНС в автоматическом или ди-ректорном режиме управления ЛА и обнаружении большого бокового отклонения от ЛЗП экипажу необходимо выполнить коррекцию численных координат места ЛА. После этого в ПНС будет рассчитан и выдан на индикацию новый курс следования в заданную запрограммированную точку маршрута полета. Экипажу надо проконтролировать разворот ЛА на новый курс следования и точность выхода на новую ЛЗП в автоматическом режиме управления ЛА или выполнить разворот на новый курс следования при директорном управлении.

5.23. Исправление пути по дальности (маневрирование для выхода на цель в заданное время) осуществляется в целях выхода ЛА на объект удара (КО, ППМ) точно в заданное время.

Выход на цель (ППМ) в заданное время обеспечивается точным расчетом полета, точным временем взлета, строгим соблюдением заданного режима, проходом КО в установленное время, точным контролем и исправлением пути.

В случае выявления несвоевременного выхода на цель (ППМ) выполняется соответствующий перерасчет для погашения избытка времени или нагона его недостатка. Ошибки во времени, выхода на цель (ППМ) экипаж выявляет сравнением фактического времени выхода на КО с заданным. По результатам контроля пути по дальности экипаж выполняет соответствующий маневр для ликвидации ошибки, который, как правило, должен быть закончен до начала боевого пути (пункта боевого расхождения).

Маневр для обеспечения точного выхода экипажей на цель По времени рассчитывается штурманом экипажа (ведущим группы) или может задаваться с пунктов управления.

В настоящее время могут использоваться следующие способы маневрирования для выхода на цель в заданное время:

- изменение скорости полета;
- изменение длины маршрута;
- отворот от маршрута полета на заданный угол;
- погашение избытка времени на незамкнутой петле;
- погашение избытка времени на замкнутой петле.

5.24. Выход на цель (ППМ) в заданное время изменением скорости полета чаще применяется на ЛА с большим диапазоном возможных скоростей.

Минимальное расстояние, которое позволяет ликвидировать опоздание или ранний выход на цель (ППМ), рассчитывается по формуле

$$S_{\min} = \frac{V_1 V_2}{\Delta V_{\max}} \Delta t,$$

где V_1 – скорость полета по маршруту;

V_2 – максимально (минимально) возможная скорость полета для выхода на цель (ППМ) при опоздании (раннем выходе);

$\Delta V_{\max}$ – максимальная величина изменения скорости;

Δt – ошибка во времени выхода на цель (ППМ).

Величина минимального расстояния рассчитывается заблаговременно и необходима экипажу в воздухе, чтобы оценить возможность использования данного способа маневрирования для выхода на цель (ППМ) в заданное время.

При известных значениях ошибки в выходе на цель (ППМ) и длине участка маневрирования рассчитываются скорость полета при маневрировании V_3 , продолжительность маневрирования:

$$t_{\text{ман}1} = t_1 - \Delta t;$$

$$V_3 = \frac{2 S_{\text{ман}} - V_1 (t_p + t_r)}{2 (t_1 - \Delta t) - (t_p + t_r)},$$

где $S_{\text{ман}}$ — длина участка маневрирования;
 t_p, t_r — время разгона от V_1 до V_3 (торможения от V_3 до V_1);
 V_1 — скорость полета по маршруту;
 $t_1 = \frac{S_{\text{ман}}}{V_1}$ — время полета на участке маневрирования без изменения скорости полета;
 Δt — ошибка во времени выхода на цель (ППМ).

При известном значении ошибки в выходе на цель (ППМ) и заданной скорости полета при маневрировании рассчитываются продолжительность и длина участка маневрирования:

$$t_{\text{ман}2} = \frac{V_1 \Delta t}{V_3 - V_1} + \frac{t_p + t_r}{2};$$

$$S_{\text{ман}} = \frac{\left[\Delta t + \left(1 - \frac{V_1}{V_3} \right) \frac{t_p + t_r}{2} \right] V_1 V_3}{V_3 - V_1}.$$

Для приближенных расчетов без учета времени разгона и торможения могут использоваться следующие формульные зависимости:

$$\begin{cases} t_{\text{ман}1} = t_1 - \Delta t; \\ V_3 = \frac{S_{\text{ман}}}{t_1 - \Delta t}; \end{cases}$$

$$\begin{cases} t_{\text{ман}2} = \frac{V_1 \Delta t}{V_3 - V_1} \\ S_{\text{ман}} = \frac{V_1 V_3}{V_3 - V_1} \Delta t. \end{cases} \quad \text{или} \quad \Delta V = \frac{V_1 \Delta t}{t_{\text{ман}2}};$$

Если в ПНС осуществлена индикация оставшегося времени полета до цели (ППМ), маневрирование сводится к такому изменению скорости полета, при которой сумма текущего и оставшегося времени станет равна заданному времени выхода на цель (ППМ).

5.25. Маневрирование изменением длины маршрута обеспечивает как нагон, так и погашение избытка времени выхода на цель (ППМ). Такое маневрирование целесообразно применять на ЛА без ПНС, когда имеется излом ЛЗП на угол порядка 50—90°, а характер задания допускает изменение направления захода на цель (ППМ).

При подготовке к полету на карте намечаются контрольный ориентир А (рис. 5.3) так, чтобы полетом на цель (С) непосредственно от ориентира А можно было ликвидировать максимально возможное опоздание во времени выхода на цель, то есть чтобы

$$\Delta t_{\text{max}} \leq \frac{AB + BC - AC}{V_1}.$$

Затем на участке маршрута АВ и его продолжении определяются точки разворота в зависимости от величины опоздания или раннего выхода на цель (на рис. 5.3 точка В₁ — при опоздании, точка В₂ — при раннем выходе). Порядок определения точек разворота следующий:

— определяется положение точек a_i и a_{i+1} :

$$Aa_i = S_1 + S_2 - V_1 \Delta t_1 \text{ — при опоздании};$$

$$Aa_{i+1} = S_1 + S_2 + V_1 \Delta t_2 \text{ — при раннем выходе};$$

полученные точки соединяются с точкой С (с целью) прямыми линиями, которые необходимо разделить пополам (точки К₁ и К₂);

из точек K_1 и K_2 восстанавливаются перпендикуляры до пересечения с ЛЗП (AB).

Полученные точки B_1 и B_2 и являются точками разворота на цель соответственно при опоздании по времени выхода на Δt_1 или при раннем выходе на Δt_2 .

Таким же образом в процессе подготовки к полету можно определить точки разворота на цель B_i для дискретных значений раннего выхода и при опоздании (например, через 10 с).

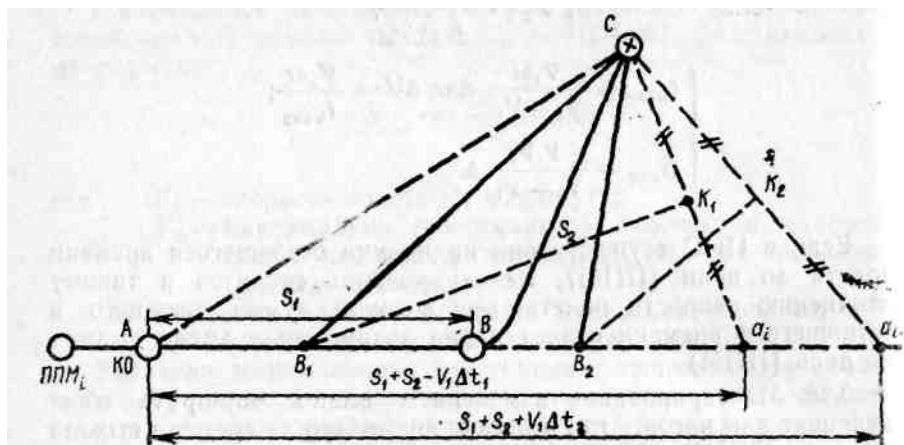


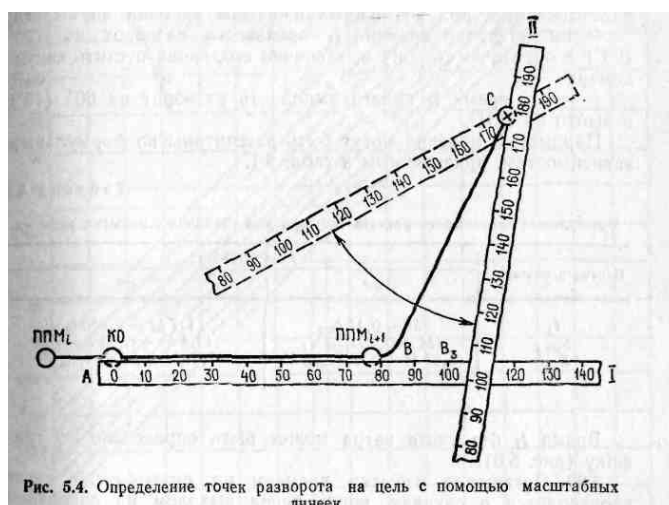
Рис. 5.3. Маневрирование для выхода на цель в заданное время изменением длины маршрута

На карту наносятся полученные точки разворота на цель и прокладываются новые ЛЗП, для которых определяется новый курс следования. Для удобства пользования у каждой новой ЛЗП целесообразно подписать интервал времени, который можно погасить или нагнать при полете по ЛЗП, и сделать обычную разметку маршрута. В полете разворот выполняется над той точкой, фактическое время выхода в которую совпало с расчетным.

Использование двух масштабных линеек позволяет значительно упростить расчеты по определению точек разворота на цель. В этом случае последовательность расчетов будет такой (рис. 5.4):

- измеряется длина пути по маршруту ABC;
- по скорости полета V_1 и определенной ошибке выхода на цель по времени рассчитывается путь, проходимый ЛА за это время ($S = V_1 \Delta t_i$);
- одна из линеек (I) нулевым делением шкалы накладывается на ориентир A и направляется вдоль линии AB;
- вторая линейка (II) делением, соответствующим расстоянию $S_1 + S_2 \pm V_1 \Delta t_i$ (знак «плюс» берется для случаев избытка, а знак «минус» — для случаев недостатка времени), совмещается с целью и поворачивается относительно цели до тех пор, пока в точке пересечения шкал обеих линеек не совпадут одинаковые отсчеты (105 км на рис. 5.4).

Полученная точка B_3 и будет точкой разворота на цель для пятой в расчет ошибки выхода на цель по времени (Δt_i).



Точки разворота на цель (B_i) определены без учета радиуса разворота ЛА.

5.26. Для погашения избытка времени отворотом от маршрута полета на заданный угол величина заданного угла для выполнения предварительных расчетов обычно берется равной 60 или 45°.

При использовании данного способа маневрирования необходимо (рис. 5.5);



- определив величину избытка времени Δt , выполнить в расчетной точке отворот от маршрута полета на угол 60° (45°) и в момент его окончания пустить секундомер;
- следовать с новым курсом в течение времени t_1 , которое рассчитывается для возможных избытков времени до вылета;
- по истечении времени t_1 произвести разворот на 120° (90°) в обратную сторону и, закончив его, снова пустить секундомер;
- через время t_1 полета выполнить разворот на 60° (45°) и выйти на ЛЗП.

Параметры маневра могут быть рассчитаны по формульным зависимостям, приведенным в табл. 5.1.

Таблица 5.1

Формульные зависимости расчета маневра для погашения избытка времени		
Параметр маневра	Угол отворота	
	60°	45°
t_1	$\Delta t - 0,11t_{360}$	$1,7 \Delta t - 0,085t_{360}$
$S_{\text{ман}}$	$(\Delta t + 0,45t_{360})V_1$	$(2,4 \Delta t + 0,33t_{360})V_1$
$S_{\text{бу}}$	$(0,87 \Delta t + 0,062t_{360})V_1$	$(1,21 \Delta t + 0,031t_{360})V_1$

Время t_1 без учета ветра может быть определено по графику (рис. 5.6).

5.27. Погашение избытка времени на незамкнутой петле производится в случаях, когда перед выходом на очередной этап маршрута предстоит выполнить разворот на угол более 90° и избыток времени превышает время разворота на 180° (рис. 5.7). Данный спо-

соб маневрирования является также частным случаем погашения избытка времени отворотом от маршрута полета на заданный угол, когда его величина равна 90° .

Порядок выполнения маневра следующий:

- при подходе к началу петли определить избыток времени;
- в момент прохода начала петли пустить секундомер;
- следовать с курсом, соответствующим прямолинейному участку петли, в течение времени

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{180}}{2},$$

где Δt — избыток времени;

t_{180} — время разворота на 180° ;

- по истечении времени t_1 выполнить разворот на 180° с установленным режимом и выйти на ЛЗП;
- в момент прохода траверза начала петли остановить секундомер и, сравнив время полета на петле с избытком времени, убедиться в правильности его погашения.

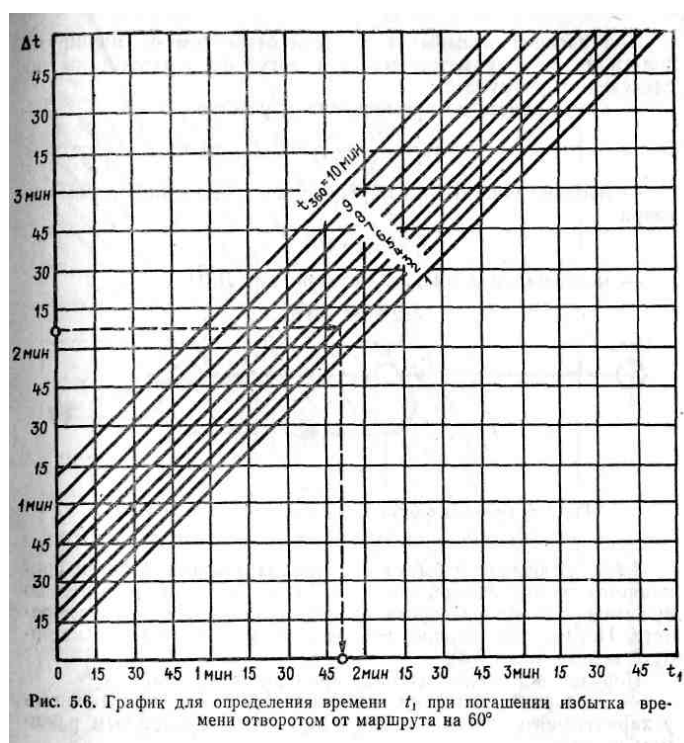


Рис. 5.6. График для определения времени t_1 при погашении избытка времени отворотом от маршрута на 60°

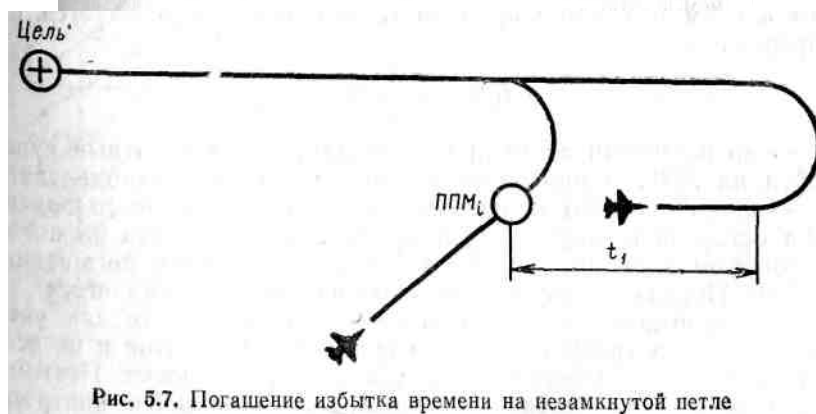


Рис. 5.7. Погашение избытка времени на незамкнутой петле

При погашении избытка времени отворотом от маршрута полета на 90° параметры маневра могут быть рассчитаны по следующим формулам:

- время полета на прямолинейном участке

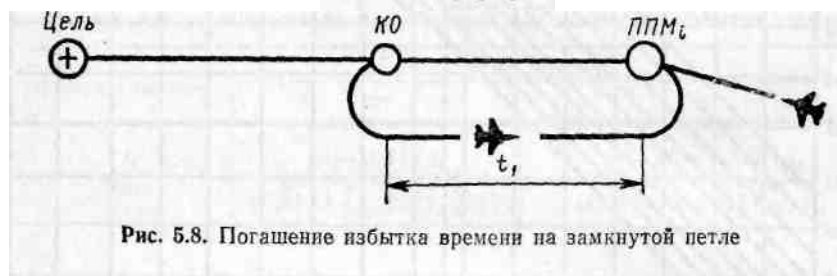
$$t_1 = \frac{\Delta t}{2} - 0,36 t_{360};$$

- продвижение ЛА по маршруту за время выполнения маневра

$$S_{\text{ман}} = 4R;$$

- максимальное боковое отклонение от ЛЗП

$$S_{\text{бу}} = 2R + t_1 V_1.$$



5.28. Погашение избытка времени на замкнутой петле применяется в том случае, когда избыток времени значительно превышает время разворота на 360° с заданным режимом полета. Петля, как правило, располагается вдоль участка маршрута полета (рис. 5.8).

Порядок погашения избытка времени следующий:

- определив величину избытка времени Δt , выполнить у характерного ориентира разворот на 180° с заданным режимом полета;
- в конце разворота пустить секундомер и следовать с новым курсом в течение времени t_1 , которое рассчитывается по формуле:

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{180}}{2};$$

- по истечении времени t_1 развернуться на обратный курс, выйти на ЛЗП и продолжать полет в прежнем направлении;
- при повторном проходе выбранного характерного ориентира остановить секундомер и, сравнив время полета на петле с избытком времени, убедиться в правильности его погашения.

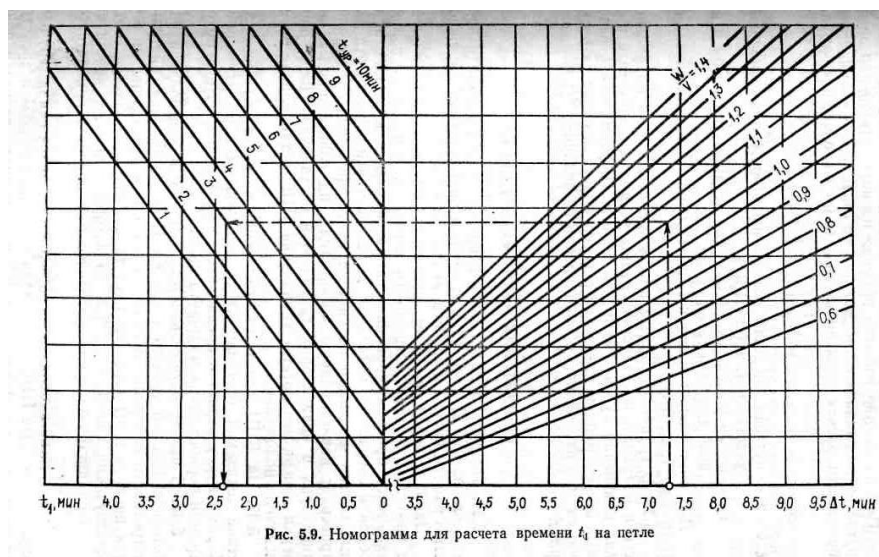
5.29. Предварительные расчеты на исправление пути по дальности выполняются для штилевых условий, так как учет влияния ветра требует довольно громоздких расчетов и не всегда приводит к существенному увеличению точности. Поэтому после окончания маневра целесообразно выполнить контроль и при необходимости исправление пути по дальности и направлению.

При погашении избытка времени на незамкнутой или замкнутой петле влияние ветра можно учесть. Для этого необходимо произвести расчет времени полета U по следующей формуле:

$$t_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{W}{V_1} \Delta t - t_{\text{yp}} \right),$$

где W — путевая скорость полета на втором прямолинейном участке петли (на ЛЗП);
 t_{yp} — время разворота на 180° для незамкнутой петли и на 360° для замкнутой петли.

Для определения времени t_1 целесообразно использовать номограмму (рис. 5.9).



5.30. В групповом полете при исправлении пути по дальности и направлению ведущий группы не должен допускать резких изменений курса и скорости полета. Информировать ведомых о предстоящем изменении режима полета, о начале и окончании его изменения, о направлении и величине угла разворота.

СПОСОБЫ КОНТРОЛЯ ЗА РАБОТОЙ ПНС

5.31. Точность и надежность решения задачи автоматизированного полета ЛА по ЛЗП во многом определяются надежностью работы систем и средств, входящих в ПНС.

Экипаж перед вылетом проверяет их работоспособность с помощью системы встроенного контроля, контролирует правильность программирования полета, выставку курсовых приборов и сверяет их показания, определяет исправность отдельных систем и средств по системе кратковременного контроля, проверяет навигационную информацию на навигационных индикаторах и индикаторах тактической обстановки. После проверки программы органы управления ПНС устанавливаются в исходное положение.

На ВПП перед взлетом экипаж проверяет соответствие показаний текущего курса различными курсовыми приборами курсу взлета и правильность параметров частной ортодромии первого этапа маршрута полета.

В полете осуществляется постоянный контроль за работоспособностью средств и систем ПНС с помощью системы встроенного контроля. В случае отказа или неисправности той или иной системы (средства) на табло отказов выдается соответствующий световой сигнал, по которому экипаж действует согласно инструкции или методическому пособию конкретного типа ЛА.

Кроме того, в целях своевременного обнаружения грубых ошибок в работе ПНС или отказа отдельных систем и средств автоматизированное вождение ЛА по маршруту полета в обязательном порядке должно контролироваться экипажем. В этом случае контроль работы ПНС осуществляется:

- периодическим определением фактического путевого угла и сравнением его значения с заданным путевым углом;
- периодическим определением бокового уклонения от ЛЗП и пройденного или оставшегося расстояния;
- периодическим определением фактического местоположения ЛА и сравнением его с координатами, полученными счислением пути в ПНС;
- периодическим сравнением фактических параметров вывода ЛА в заданную точку с расчетными;
- комплексным использованием всех систем и средств навигации, установленных на

борту ЛА.

При обнаружении грубых ошибок в выдерживании заданного маршрута полета экипаж принимает необходимые меры для их устранения.

ПРИМЕНЕНИЕ НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ЛА ДЛЯ ВЫХОДА НА ЗАДАННЫЕ ЦЕЛИ И ПРИ ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИИ

5.34. Выход ЛА на цель является наиболее ответственным этапом выполнения полета по заданному маршруту, от которого зависит выполнение поставленной задачи. Для точного вывода ЛА на цель по месту и времени необходимо использовать все системы и средства навигации, а также визуальную ориентировку.

Направление и маневр выхода на цель должны обеспечивать надежное отыскание ее, скрытый подход, наименьшую уязвимость ЛА от средств ПВО противника и высокую эффективность применения средств поражения.

Выход ЛА на цель обеспечивается знанием точного местонахождения цели, точным счислением пути, коррекцией счисленных координат места ЛА, ведением детальной ориентировки с помощью технических и радиотехнических средств или визуально, точным выдерживанием ЛЗП на последнем перед целью участке маршрута полета.

В зависимости от характера цели, оперативно-тактической обстановки, условий полета, обеспеченности района действий средствами РТО полетов, состава навигационного оборудования ЛА выход на цель может осуществляться следующими способами:

- с помощью ПНС;
- с помощью точных радиотехнических средств навигации;
- полетом на радионавигационную точку, которой маркирована цель;
- наведением с земли, корабля или самолета РЛД;
- визуально по курсу и времени от контрольного ориентира;
- сочетанием нескольких способов.

Общим требованием к этим способам является необходимость выполнения атаки цели с ходу.

5.35. Выход на цель с помощью ПНС осуществляется автоматизированно — полетом на цель как на запрограммированный ППМ (координаты цели могут быть введены в ПНС перед вылетом на земле или оперативно в полете).

Действия экипажа по выходу на цель с помощью ПНС в полете зависят от конструктивных особенностей конкретной ПНС и приводятся в соответствующих инструкциях и методических пособиях.

5.36. К радиотехническим средствам навигации, информация от которых может быть использована на ЛА для выхода на цель, относятся угломерные, угломерно-дальномерные, разностно-дальномерные и спутниковые навигационные системы. Целесообразность и порядок применения радиотехнических систем в конкретных условиях обстановки определяются потребной точностью выдерживания ЛЗП, точностными характеристиками систем, дальностью их действия, надежностью, пропускной способностью, помехозащищенностью.

Выход на цель с применением угломерной системы осуществляется полетом по линии азимута от радионавигационной точки на цель или полетом на радиомаяк, расположенный в районе цели, активным или пассивным способом.

У г л о м е р н о - д а л ь н о м е р н ы е системы (типа РСБН) обеспечивают выход на цель по запрограммированному на земле маршруту, по линии азимута, по линии равных расстояний или по заданной прямой, проходящей через цель.

Разностно - дальномерные (типа РСДН) и спутниковые навигационные системы при выходе на цель используются в качестве датчиков-корректоров численных координат ЛА.

5.37. Наведение ЛА на цели с земли, корабля или самолета РЛД производится по данным радиолокационных станций с пунктов управления: по крупномасштабным картам (1:200 000 и 1:500 000); с планшета наведения; по экранам индикаторов кругового обзора. Для этого на них предварительно наносится отметка заданной цели.

Офицер боевого управления, обнаружив на экране отметку ЛА, передает экипажу курс следования на цель. Задача экипажа — точно выполнять команды наведения и строго выдерживать заданный режим полета.

Автоматизированные системы обеспечивают наведение ЛА на цель с передачей команд с земли в бортовую аппаратуру наведения и экипажу по линиям телекодированной связи. В счетно-решающие приборы автоматизированных систем наведения предварительно вводятся координаты цели. Вывод ЛА на цель с заданного направления выполняется методом «маневр», а по кратчайшему расстоянию — методом «погоня»

5.38. Для выхода на цель визуально по курсу и времени от контрольного ориентира без использования ПНС на некотором расстоянии от цели выбирается хорошо видимый и легко опознаваемый с данной высоты полета ориентир, через который прокладывается линия пути на цель.

Экипаж, выполняя полет, строит маршрут таким образом, чтобы пройти над контрольным ориентиром с расчетным курсом на заданных высоте и скорости полета. В момент прохода КО включается секундомер и ведется детальная ориентировка при строгом выдерживании установленного режима полета. При необходимости выполняется исправление пути по дальности и направлению для точного выхода на цель по месту и времени.

5.39. Выход на цель с известными координатами осуществляется с учетом ее положения относительно ориентиров при сплошном просмотре местности.

Если координаты цели неизвестны, но определен район, где она может находиться, поиск цели осуществляется путем выполнения одного или нескольких заходов в пределах заданного района.

5.40. При выполнении полета по заданному маршруту может возникнуть необходимость изменения запрограммированной очередности пролета ППМ, КО для выхода на новые объекты удара или при смене последними своего местоположения. Такое изменение полетного задания называется перенацеливанием. При этом возникает необходимость частичной или полной смены программы полета ПНС. Необходимость изменения программного полета в воздухе может быть вызвана также опасными явлениями погоды по маршруту полета, изменением тактической обстановки, возможностью посадки на запасные аэродромы или авиационные участки дорог.

При перенацеливании выход на заданные цели, как правило, осуществляется с помощью ПНС. Для этого применяются следующие способы изменения запрограммированного маршрута полета:

- полет в оперативные точки (ОПМ, ОПЦ);
- полет на внеочередную цель (ТИМ, ППМ, аэродром);
- параллельное смещение маршрута на некоторую величину;
- отворот от маршрута с последующим выходом на ЛЗП.

Если в ПНС предусмотрена возможность изменения координат запрограммированных точек в полете или ввода в программное устройство оперативных точек, экипажу необходимо выполнить действия по уточнению программы полета и проконтролировать разво-

рот ЛА на новый курс следования для автоматизированного выхода в оперативную точку. При этом используется путевой способ вывода ЛА в заданную точку.

Если в ПНС принят маршрутный способ вывода ЛА в заданную точку и не предусмотрен оперативный ввод координат цели в полете, перенацеливание осуществляется полетом на внеочередную ТИМ или запрограммированный аэродром. Такой способ перенацеливания применяется, когда заданная цель находится внутри запрограммированного маршрута полета. При этом порядок работы экипажа следующий:

- по известным координатам нанести цель на карту;
- определить возможный порядок выхода на цель (разворот на цель выполнить при полете на очередной или внеочередной ППМ);
- определить точку разворота на цель (ТРЦ).

На рис. 5.10 показаны три возможных варианта выхода на цель:

- вариант 1 — выход на запрограммированную цель (цель 1) полетом на внеочередную ТИМ;
- вариант 2 — выход на незапрограммированную цель (цель 2).

При этом выбираются две внеочередные ТИМ: первая выбирается с таким расчетом, чтобы при полете на нее (рис. 5.10, ТИМ_{i+1}) линия пути ЛА прошла через цель, вторая внеочередная ТИМ (рис. 5.10, цель 1) выбирается таким образом, чтобы при полете на нее обеспечивался выход на цель (рис. 5.10, цель 1—ТИМ_{i+1}) на дальности, позволяющей выполнить боевую задачу. При этом положение ТРЦ определяется по оставшемуся расстоянию до внеочередной ТИМ с учетом линейного упреждения разворота. Величина ЛУР может быть определена как

$$ЛУР = R \operatorname{tg} \frac{\gamma_P}{2}.$$

Контроль пути при выходе на цель осуществляется по оставшейся дальности до внеочередной ТИМ и по равенству значений фактического и заданного путевого угла;

- вариант 3 — выход на незапрограммированную цель (цель 3) полетом от очередной ТИМ (рис. 5.10, ТИМ_i). Контроль пути производится по пройденному расстоянию от ТИМ и по равенству значений фактического и заданного путевых углов.

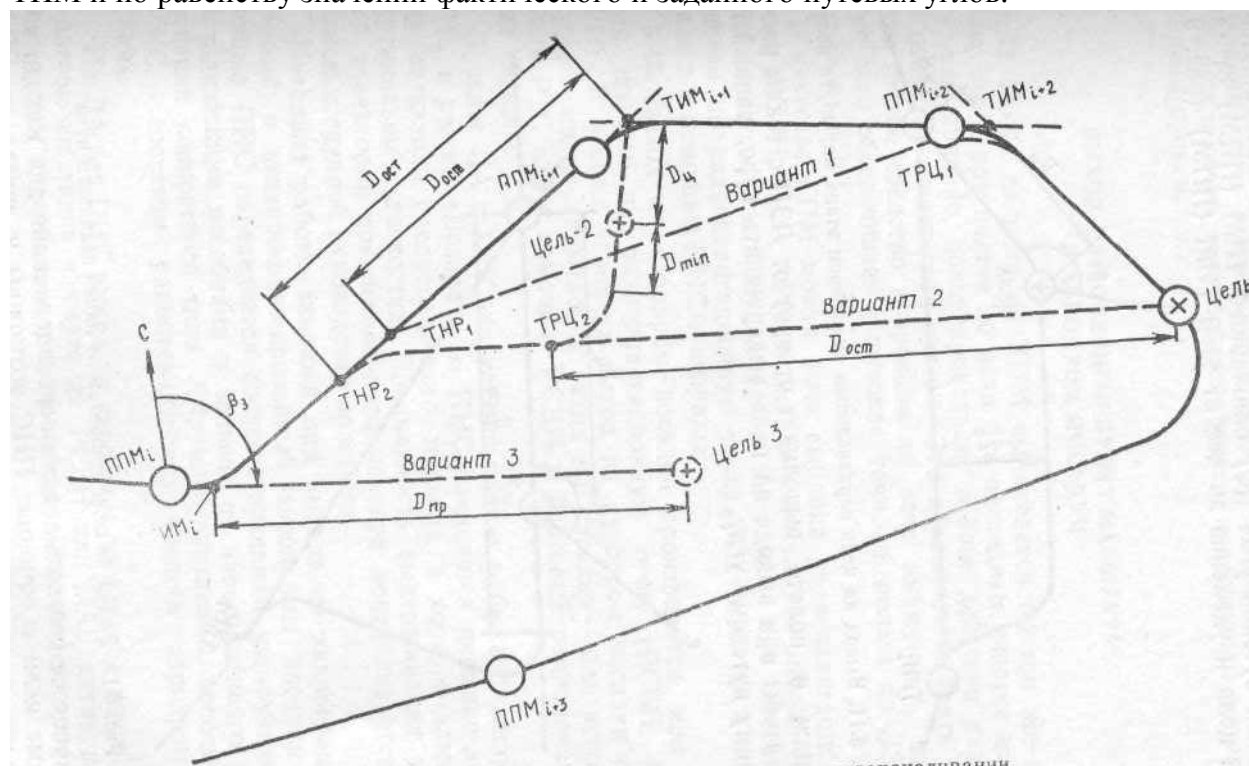


Рис. 5.10. Варианты выхода на цель при перенацеливании

Значения заданного и фактического путевых углов, а также дальности до ТИМ инди-

цируются экипажу соответственно на НПП и ППД.

Перенацеливание на цель, находящуюся вне района, охватываемого запрограммированными ТИМ (ППМ), выполняется параллельным смещением этапа маршрута полета или отворотом от ЛЗП.

Смещение маршрута возможно в том случае, когда в ПНС реализован маршрутный способ вывода ЛА в заданные точки. Зная расстояние от заданной цели до ЛЗП, можно в ручном режиме управления ЛА выдерживать управляющий параметр $Z_б$, равный этому расстоянию (рис. 5.11).

При перенацеливании отворотом от ЛЗП определяются заданный путевой угол (β_3) ближайшей ТИМ (ППМ) от заданной цели и удаление до нее от этой ТИМ (ППМ) (рис. 5.12).

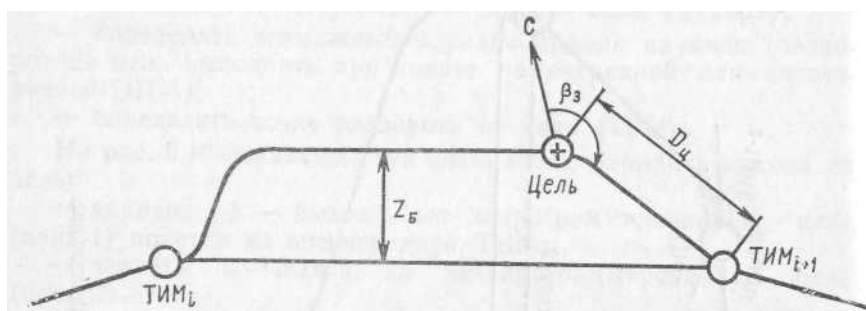


Рис. 5.11. Выход на цель параллельным смещением этапа маршрута полета

Экипаж в полете выполняет отворот от ЛЗП с таким расчетом, чтобы при выходе на цель выдерживать курс, равный заданному путевому углу.

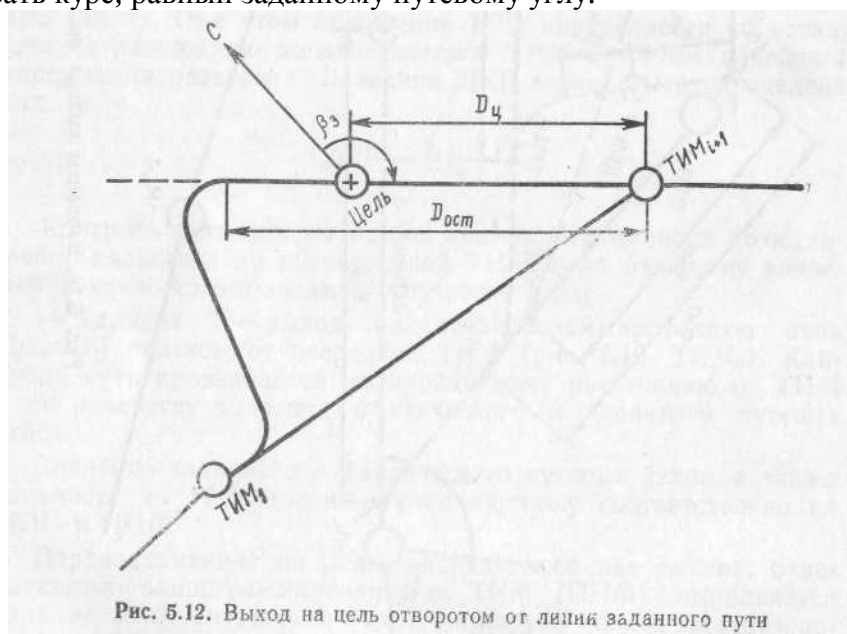


Рис. 5.12. Выход на цель отворотом от линии заданного пути

В процессе решения задачи перенацеливания для выхода на заданные цели с помощью ПНС возможны и другие способы, зависящие от конструктивных особенностей ПНС, или комбинации рассмотренных приемов.

5.41. НА ЛА без ПНС изменение маршрута полета выполняется прокладкой новой ЛЗП на вновь назначенный ППМ или КО. При этом работа экипажа заключается в контроле и исправлении пути по дальности и направлению при комплексном использовании технических средств навигации и визуальной ориентировки.

ВЫХОД НА КОНЕЧНЫЙ ПУНКТ МАРШРУТА И АЭРОДРОМ ПОСАДКИ

5.42. Полет от цели до КПП выполняется по тем же правилам, что и при полете до цели. На последнем участке маршрута, как правило, полет происходит в зоне действия различных радионавигационных систем. Это позволяет выбрать наиболее точное средство коррекции из всех имеющихся, вследствие чего обеспечивается высокая точность полета по ЛЗП и выхода на КПП.

В качестве КПП может быть выбрана радионавигационная точка (РСБН, ПАР, АРП и др.). В этом случае вывод ЛА на КПП целесообразно осуществлять активным или пассивным полетом на радионавигационную точку. Контроль пути осуществлять с помощью ПНС и визуально.

5.43. Выход на аэродром посадки производится, как правило, полетом на радионавигационную точку (РСБН, ПАР, АРП). В боевых условиях выход на аэродром посадки будет осуществляться скрытно, а заход на посадку — без использования РТС или с помощью РСДН и бортовых радиолокационных визиров.

Экипаж ЛА с ПНС на установленном рубеже переключает ПНС в режим «Возврат». В ПНС начинается решение задачи автоматизации предпосадочного маневра в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Правильность выдерживания заданной траектории предпосадочного маневра контролируется экипажем и группой руководства полетами.

Методика работы экипажа при выходе на запрограммированный и незапрограммированный аэродромы посадки с помощью ПНС определяется соответствующими инструкциями и методическими пособиями и зависит от навигационного оборудования конкретного типа ЛА, конструктивных особенностей ПНС, составом радиотехнических средств аэродрома посадки.

На ЛА без ПНС выход на аэродром посадки осуществляется полетом по линии азимута на РСБН или ПАР активным или пассивным способом, а также может выполняться полетом на

АРП.

При использовании РСБН экипажу индицируются азимут ЛА, курсовой угол и оставшаяся дальность до наземного радиомаяка РСБН. При выходе на радиомаяк РСБН курс следования может быть рассчитан по формулам:

$$\begin{aligned}\psi_n &= A^\circ \pm 180^\circ; \\ \psi_m &= A^\circ \pm 180^\circ - \Delta M; \\ \psi_y &= A^\circ \pm 180^\circ + \Delta A,\end{aligned}$$

где A° — азимут ЛА;

ΔM — магнитное склонение;

ΔA — азимутальная поправка.

Полет с РСБН или АРК выполняется активным способом, если учитывается угол сноса, и пассивным, если он не учитывается.

При невозможности использования РСБН и АРК выход на аэродром может производиться полетом на АРП. В этом случае экипажу ЛА дается с земли «Прибой» (магнитный курс следования на АРП), в который при необходимости вводятся поправки для приведения его значения к системе отсчета курса на ЛА:

$$\begin{aligned}\psi_n &= \text{«Прибой»} + \Delta M; \\ \psi_y &= \text{«Прибой»} + \Delta M_y,\end{aligned}$$

где $\Delta M_y = \Delta M + \Delta A$ — условное магнитное склонение.

Контроль пути по дальности и направлению целесообразно выполнять комплексным использованием бортовых радиотехнических средств навигации в сочетании с визуальной ориентировкой.

После выхода ЛА в зону ответственности группы руководства полетами выполнение предпосадочного маневра и заход на посадку осуществляются под ее управлением.

ОСОБЕННОСТИ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ НАВИГАЦИИ В РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ ОБСТАНОВКИ

5.44. Навигация ЛА и методика применения ПНС при полетах с переменным профилем, на малых и предельно малых высотах, на больших высотах и в стратосфере, над безориентирной и горной местностью, над морями, в Арктике и в условиях РЭБ имеют ряд особенностей по сравнению с общими правилами полета по маршруту.

5.45. Полеты с переменным профилем позволяют использовать основные преимущества как больших высот (экономичность), так и малых (скрытность полета, внезапность атаки цели и др.). В полете с переменным профилем экипаж должен учитывать следующие особенности:

- выполнение полета на неустановившемся режиме на участках набора высоты и при снижении требует дополнительных расчетов на земле и в воздухе;
- необходимость неоднократного изменения высоты полета
- требует расчета безопасной высоты на каждом участке снижения;
- при групповых полетах на участках набора высоты и снижения требуется намечать способы пробивания облаков, рассчитывать безопасные дистанции или безопасные разности высот при этом, предусматривать дополнительные меры безопасности в случае ухудшения метеоусловий;
- при подготовке к полету экипажу следует выполнить инженерно-штурманский расчет полета, а в полете выдерживать расчетные режимы полета.

5.46. Полеты на малых и предельно малых высотах характеризуются значительным сокращением рабочих областей РТС, дальности видимости визуальных и радиолокационных ориентиров, возрастанием угловых скоростей их перемещения. Основными средствами коррекции численных координат места ЛА будут оптические, электронно-оптические визеры, РСДН, СНС, а также визуальная коррекция пролетом ориентира с известными координатами. При этом резко возрастают влияние рельефа местности и погрешности в определении положения ориентира на точность выполнения коррекции численных координат места ЛА. Для контроля и исправления пути в основном будут использоваться ПНС и визуальная ориентировка.

При полетах в режиме огибания рельефа местности необходима тщательная подготовка к полету, связанная с изучением и оценкой интенсивности рельефа, характерных ориентиров, превышений искусственных препятствий по маршруту полета.

В качестве основных точек маршрута при полетах на малых и предельно малых высотах целесообразно выбирать характерные легкоопознаваемые ориентиры.

5.47. Полеты на больших высотах и в стратосфере характерны тем, что на этих высотах увеличивается дальность действия РТС, работающих в УКВ-диапазоне.

С подъемом на высоту уменьшается количество рассеянного света, в результате чего возникает большая контрастность между освещенными и неосвещенными объектами. Визуальный поиск целей и наземных ориентиров затруднен. Коррекция численных координат места ЛА практически может выполняться только с помощью радиотехнических систем и средств навигации, а также с помощью средств астрокоррекции. В качестве ориентиров коррекции целесообразно выбирать крупные радиолокационные ориентиры.

Перед выполнением полета на больших высотах и в стратосфере следует обязательно

произвести инженерно-штурманский расчет, а в полете строго следить за режимом работы двигателей и температурой наружного воздуха.

5.48. В полетах над безориентирной местностью, морями и океанами возможность применения для коррекции счисленных координат места ЛА таких датчиков, как радиолокационные, оптические и электронно-оптические визеры, а также РСБН и визуальная коррекция пролетом ориентира с известными координатами, ограничена. Основными средствами коррекции в этих условиях будут РСДН и СНС, астрономические датчики-корректоры, а также бортовые радиолокационные станции. Определение места ЛА возможно только по результатам счисления пути и частично с помощью бортовой радиолокационной станции.

Точность счисления пути определяется режимом работы ПНС. Наибольшая точность выдерживания ЛЗП в данных условиях достигается при реализации в ПНС инерциально-доплеровского режима счисления пути. Воздушное счисление пути вследствие неточного определения ветра в полете приводит к большим погрешностям в определении места ЛА.

Для повышения точности выхода на заданные цели могут применяться искусственные радиолокационные и визуальные ориентиры. При этом их координаты должны быть известны экипажу ЛА.

5.49. На применение ПНС над горной местностью оказывают влияние снижение возможностей РТС, ухудшение условий ведения визуальной ориентировки, усложнение метеорологической обстановки, снижение точности коррекции счисленных координат места ЛА с помощью различных визиров из-за сложности отыскания ориентиров коррекции и сокращения времени их наблюдения. Применение РТС, работающих в средневолновом диапазоне, затрудняется из-за «горного эффекта». Вследствие этого АРК может показывать не действительное, а ложное направление на радиостанцию, и показания стрелки радио-компаса становятся неустойчивыми. Особенно велики ошибки при полетах на высоте менее 300 м (могут достигать величины $\pm 90^\circ$). С увеличением высоты полета ошибки уменьшаются. При высоте 1500 м и более их значение не превосходит $\pm(5—10^\circ)$. Полет на радиостанцию над горной местностью следует выполнять активным способом.

Экранирующее действие гор значительно уменьшает дальность действия дальномерных и угломерно-дальномерных систем. Поэтому при подготовке к полетам необходимо тщательно определять границы их рабочих зон, а в полете своевременно переключать радиокоррекцию ПНС на радиомаяки, в зоне действия которых находится ЛА.

Горы и горные хребты на экране бортовой РЛС обнаруживаются достаточно хорошо и отчетливо на расстоянии 60 - 80 км, однако их изображение получается искаженным. Величина искажения зависит от расстояния до них и характера горной системы. Вследствие экранирующего действия гор отдельные ориентиры могут быть не видны на экране. Все это приводит к дополнительным трудностям при выполнении коррекции счисленных координат места ЛА с помощью бортовой РЛС.

В полетах над горами наблюдается неустойчивая работа ДИСС и радиовысотомеров малых высот. Поэтому в ПНС при работе в автономном режиме возможны большие ошибки счисления текущих координат ЛА.

При выборе визуальных ориентиров коррекции необходимо учитывать сложность их отыскания на малых и предельно малых высотах, когда увеличиваются углы их закрытия.

Вследствие указанных выше причин и с учетом крайне неустойчивой метеорологической обстановки для коррекции счисленных координат места ЛА целесообразно предусматривать как визуальные, так и радиолокационные ориентиры. Кроме того, точность коррекции можно повысить при применении РСДН и спутниковой навигационной системы в качестве датчиков-корректоров счисленных координат места ЛА. Это связано с тем, что на указанные системы практически не оказывают отрицательного воздействия выше-

перечисленные факторы.

5.50. Арктикой называется область земного шара, примыкающая к Северному полюсу и ограниченная полярным кругом (параллелью $66^{\circ}33'$ с. ш.).

Специфические физико-географические и метеорологические условия обуславливают ряд особенностей применения ПНС и датчиков корректоров численных координат ЛА. К таким особенностям могут быть отнесены:

- особенности метеорологических условий, выражающиеся в резком изменении направления и скорости ветра, в частом изменении высоты и характера облачности, в неожиданном натекании туманов с моря на побережье летом, а зимой в частом появлении пурги и поземки;
- особенности условий визуальной и радиолокационной ориентировки. Наиболее неблагоприятны условия ориентировки при полетах над водными пространствами Арктики и над материком зимой, если маршрут полета проходит вдали от побережья и островов. Условия визуальной и радиолокационной ориентировки в значительной степени изменяются в зависимости от времени года. Радиолокационное изображение естественных ориентиров бывает резко искажено (острова на фоне торосистых льдов не дают засветки и выглядят в виде темных пятен);
- особенности естественного освещения. Для Арктики характерно наличие длительных периодов полярного дня, сумерек и полярной ночи;
- непрохождение радиоволн и создание больших помех радиотехническим средствам в период магнитных бурь и полярных сияний. Наиболее подвержены помехам короткие и отчасти средние волны;
- влияние «берегового эффекта» при применении РТС, расположенных на побережье, островах, как правило, на больших расстояниях одна от другой;
- особенности географического положения и магнитного поля Арктики. В Арктике быстро изменяются долгота места ЛА при полете с курсами, близкими к 90 и 270° , и магнитное склонение, а из-за малой величины горизонтальной составляющей магнитного поля Земли ухудшается работа магнитных компасов;
- большие участки территории Арктики находятся вне рабочих областей РТС, в том числе и РСДН;
- невозможность выполнения коррекции ИНС и курсовой системы с помощью магнитных датчиков.

Учитывая, что основным способом навигации является счисление пути с помощью ПНС, следует особое внимание обратить на устойчивость работы датчиков курса и ДИСС, чтобы исключить большие ошибки в определении места ЛА. Основными средствами коррекции численных координат места ЛА являются СНС, астрономические датчики и РСДН.

Ввиду быстрого изменения долготы и магнитного склонения при полетах в западном и восточном направлениях выдерживание постоянных магнитного или истинного курса затруднено. Траектория полета с постоянным курсом имеет существенное отклонение от ортодромии, что приводит к удлинению маршрута. Поэтому в большинстве случаев измеряют и выдерживают в полете ортодромический курс. В качестве ортодромической системы координат целесообразно использовать прямоугольную сетку, имеющуюся на картах полярной стереографической проекции.

Основой успешного выполнения полета по маршруту в Арктике является комплексное применение различных систем и средств навигации в сочетании с визуальной ориентировкой.

5.51. Применение ПНС в условиях РЭБ зависит от того, как в ней решается задача

счисления пути. Чем точнее решается эта задача, тем требуется меньшее число коррекций счисленных координат места ЛА. При полетах в условиях помех целесообразно использовать доплеровское или инерциально-доплеровское счисление пути, так как ДИСС обладают достаточно высокой помехозащищенностью, а ИНС не подвержена влиянию помех.

Помехам подвержены в основном РТС коррекции счисленных координат места ЛА: РСДН, РСБН, радиолокационные визиры. Степень их подавления зависит от интенсивности помех, удаления ЛА от РТС и от передатчиков помех. При воздействии помех на РСДН в ее рабочей области появляются зоны подавления вокруг станций помех. Размеры зон подавления зависят от высоты полета ЛА, мощности передатчиков помех, удаления ЛА от наземных станций РСДН и других факторов. Коррекция счисленных координат места ЛА возможна лишь вне зон подавления.

Поэтому в условиях РЭБ основными датчиками-корректорами являются оптические и электронно-оптические визиры, астрономические средства, а также визуальная коррекция пролетом ориентира с известными координатами. Применение радиолокационных визиров возможно при правильном выборе или маневре рабочими частотами. Кроме того, экипажу необходимо стремиться выполнять радиолокационную коррекцию в короткое время, что затруднит противнику определение параметров работы бортовой РЛС и своевременное создание ей помехи.

При подготовке к полетам в условиях РЭБ необходимы точная выставка ИНС, рациональный выбор радиолокационных и визуальных ориентиров, определение оптимального числа и места выполнения коррекций счисленных координат местоположения ЛА.

В полете следует своевременно оценивать возможность выполнения непрерывной коррекции с помощью радионавигационных систем и при необходимости переходить на дискретную коррекцию с другими средствами.

Глава VI. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ МЕЖСАМОЛЕТНОЙ НАВИГАЦИИ

6.1. Межсамолетная навигация (МСН) является разделом воздушной навигации, в котором рассматриваются методы расчета и выполнения маневров, обеспечивающих построение, перестроение, выдерживание, размыкание боевых порядков, встречу и пристраивание для сопровождения и дозаправки топливом в полете.

ПОСТРОЕНИЕ БОЕВЫХ ПОРЯДКОВ

6.2. Боевой порядок может быть построен из одиночных ЛА или групп различного тактического назначения, взлетающих с одного или нескольких аэродромов.

Построение боевого порядка состоит из трех этапов:

- взлет и набор высоты построения боевого порядка (пробивание облачности);
- выход в исходную точку начала маневрирования;
- маневрирование для занятия заданного места в боевом порядке.

6.3. В сложных метеорологических условиях безопасность полета при пробивании облаков вверх обеспечивается:

- набором высоты на безопасных дистанциях (по одной глиссаде);
- набором высоты на безопасных разностях высот (по разным глиссадам);
- набором высоты на безопасных углах расхождения (БУР).

Эти способы пробивания облаков могут применяться в различных комбинациях.

6.4. Набор высоты на безопасных дистанциях (рис. 6.1) применяется при одиночном взлете ЛА.

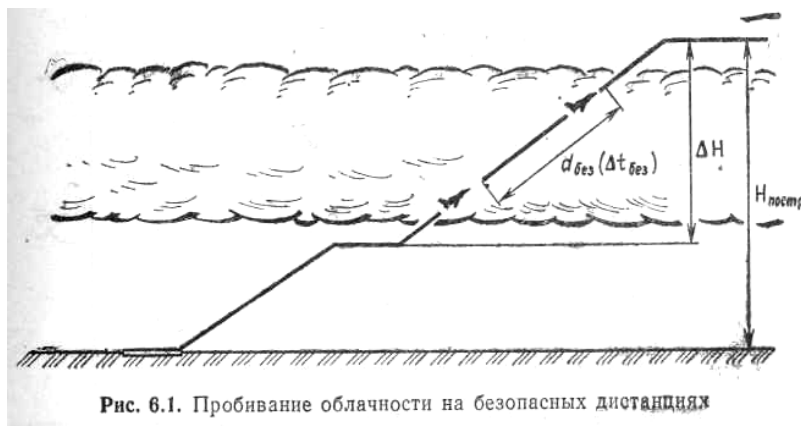


Рис. 6.1. Пробивание облачности на безопасных дистанциях

Все экипажи самостоятельно выходят в точку начала пробивания облаков и набирают высоту по одной глиссаде.

Опасное сближение при наборе высоты по одной глиссаде возможно вследствие ошибок измерения скорости прибором и выдерживания, заданной скорости летчиком. Средняя квадратическая ошибка в определении скорости на глиссаде

$$\sigma V = \sqrt{\sigma^2 V_{\text{изм}} + \sigma^2 V_{\text{выд}}}$$

где $\sigma V_{\text{изм}}$, $\sigma V_{\text{выд}}$ – средние квадратические ошибки измерения скорости прибором и выдерживания заданной скорости летчиком. $\sigma V_{\text{изм}}$ определяется технической характеристикой измерения скорости, $\sigma V_{\text{выд}}$ принимается равной нормативному отклонению на оценку «хорошо».

До входа в облака между ЛА должны быть установлены дистанций не менее безопасных:

$$d_{\text{без}} = 4,25 \sigma V t_H + d_{\text{гар}}$$

$$\Delta t_{\text{без}} = \frac{d_{\text{без}}}{V_{\text{др}}},$$

где t_H — продолжительность набора (пробивания облачности);

$d_{\text{гар}}$ — минимальная гарантийная межсамолетная дальность, характеризующая маневренные возможности самолёта, параметры и характеристики спутного следа впереди летящего самолета, определяется командиром;

$V_{\text{др}}$ — скорость набора высоты.

Под продолжительностью набора высоты следует понимать Промежуток времени от момента перевода ЛА в набор высоты до момента выхода на высоту построения.

6.5. Набор высоты на безопасных дистанциях целесообразно выполнять, когда интервал взлета больше или равен безопасной дистанции.

При оборудовании ЛА системами МСН на глиссаде набора высоты между ними должна выдерживаться дистанция не менее безопасной:

$$d_{\text{без}} = d_{\text{min (гар)}} + 3 \sqrt{\sigma^2 d + 2\sigma^2 V t_{\text{пер}}^2}$$

где d_{min} — минимальная дальность действия системы МСН.

Если $d_{\text{min}} < d_{\text{гар}}$, в расчет принимается последняя;

σd — средняя квадратическая ошибка измерения дистанций между ЛА с использованием системы МСН;

$t_{\text{пер}}$ — промежуток времени между последовательными измерениями фактической дистанции.

Если экипаж непрерывно следит за положением своего ЛА (фактической дистанцией), время $t_{\text{пер}}$ принимается равным нулю.

6.6. Набор высоты на безопасных разностях высот (по разным глиссадам) (рис. 6.2) применяется при взлете парой (звеном), при взлете одиночно с интервалами менее безопасных для пробивания облаков по одной глиссаде, а также при пробивании облаков боевым порядком на маршруте полета.

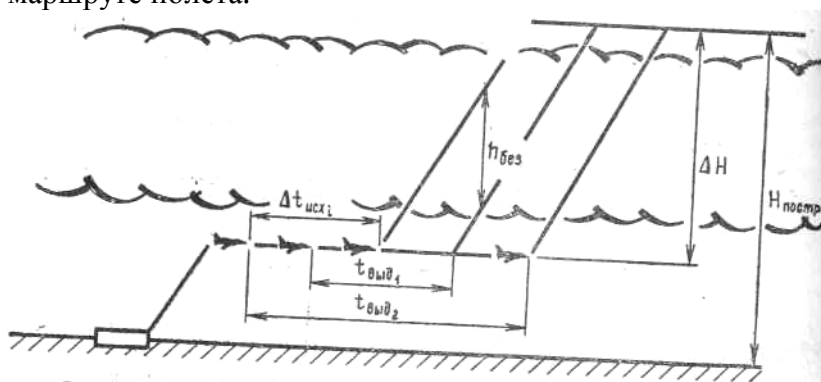


Рис. 6.2. Пробивание облачности на безопасных разностях высот

В момент выхода в точку начала набора высоты ведущий группы подает команду и переходит в набор высоты, ведомые экипажи пускают секундомеры и по истечении времени выдержки $t_{\text{в1}}$ также переходят в набор:

$$t_{\text{в1}} = \frac{h_{\text{без}}}{V_{\text{в}}} + t_{\text{исх1}},$$

где $h_{\text{без}}$ — безопасная разность высот между любыми точками соседних глиссад, лежащими на одной вертикали;

$V_{\text{в}}$ — вертикальная скорость набора высоты;

$t_{исх}$ — исходные дистанции между г-м ведомым и ведущим ЛА на момент начала набора высоты.

Безопасная разность высот рассчитывается следующим образом:

$$h_{без} = 4,25 \sqrt{\left(\frac{\Delta H}{V_b} - \sigma V_b\right)^2 + \sigma^2 H_{изм}} + h_{гар},$$

где ΔH — разность между высотой построения боевого порядка и начальной высотой полета;

σV_b — средняя квадратическая ошибка выдерживания заданной вертикальной скорости набора высоты (принимается равной нормативному отклонению на оценку «хорошо»);

$\sigma H_{изм}$ — средняя квадратическая ошибка измерения начальной высоты полета;

$h_{гар}$ — гарантийная разность высот (минимальная разность высот, до которой допустимо сближение).

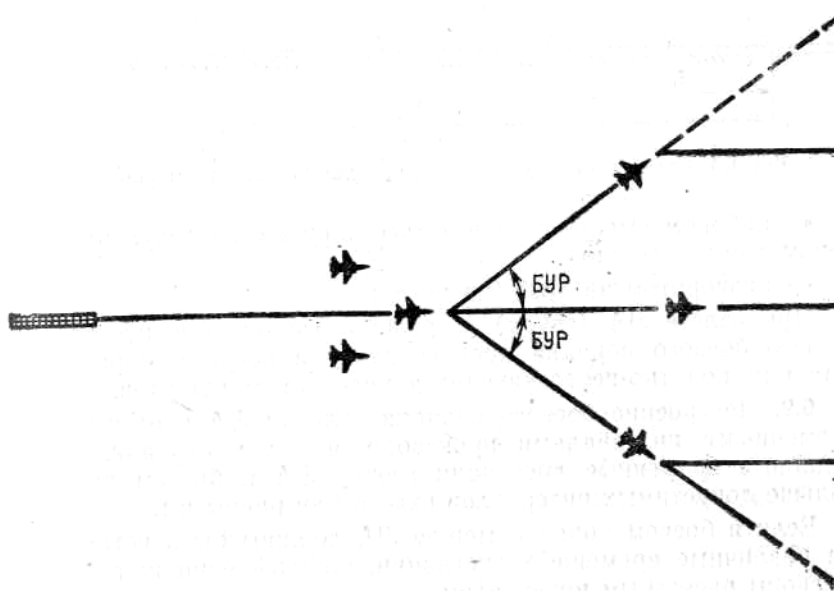


Рис. 6.3. Пробивание облачности на безопасных углах расхождения

6.7. Набор высоты на безопасных углах расхождения (рис. 6.3) применяется при взлёте парами (звеньями), при взлете одиночно с интервалами менее безопасных для Пробивания облаков по одной глиссаде, а также при пробивании облаков в боевом порядке на маршруте полета.

В точке начала маневра ЛА переходят в набор высоты с заданным режимом. Ведущий при этом продолжает полет с прежним курсом, ведомые отворачивают влево и вправо на безопасный угол расхождения (БУР), равный 15-20°.

При большой толщине облачности после набора половины высоты построения (но не менее 3000 м) все экипажи занимают первоначальный курс полета и продолжают набор высоты.

6.8. Построение боевых порядков ЛА, взлетающих с одного аэродрома, осуществляется:

- взлетом с расчетными временными интервалами;
- догоном на маршруте;

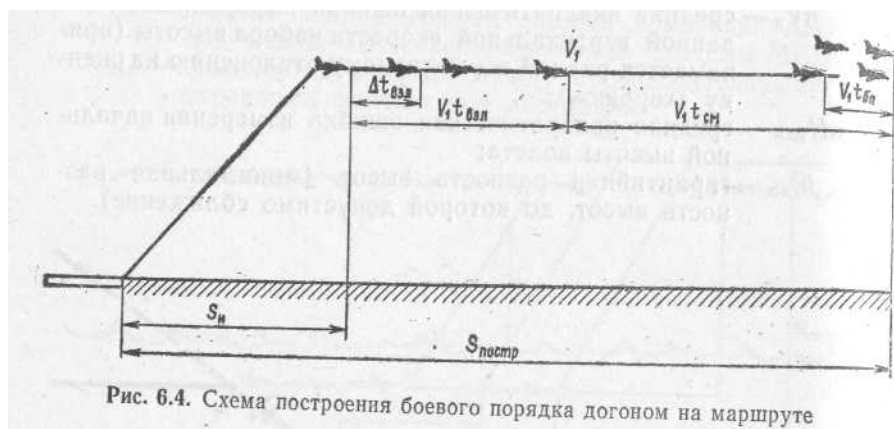


Рис. 6.4. Схема построения боевого порядка догоном на маршруте

- набором высоты методом «все вдруг» с последующим догоном для уплотнения;
- разворотом на 180° (на петле).

При взлете ЛА (групп) с разных аэродромов построение общего боевого порядка производится на встречно-параллельных или попутно-пересекающихся участках маршрутов.

6.9. Построение боевого порядка взлетом ЛА с расчетными временными интервалами производится в тех случаях, когда заданные временные дистанции между ЛА в боевом порядке больше допустимых интервалов взлета или равны им.

Если в боевом порядке между ЛА должны быть установлены различные временные дистанции, каждый экипаж взлетает со своим расчетным интервалом.

6.10. Построение боевого порядка небольших групп (подразделений) ЛА осуществляется догоном на маршруте.

При построении боевого порядка этим способом (рис. 6.4) взлет осуществляется с минимально возможными интервалами. Маневрирование скоростью для построения боевого порядка производится в направлении взлета или после разворота на курс полета по маршруту.

Ведущий в течение всего маневра выдерживает постоянную скорость (V_1). Ведомые переходят на скорость догона (V_2) Одновременно по команде либо последовательно по мере выхода на высоту построения боевого порядка.

Если ЛА обладают относительно небольшим запасом скорости, то при построении боевого порядка все ведомые экипажи увеличивают скорость на одинаковую величину (ΔV), при этом продолжительность смыкания i -го ЛА

$$t_{см i} = \frac{V_1 (t_{взл i} - t_{бп i})}{\Delta V} + \frac{t_p + t_r}{2},$$

где i — порядковый номер ЛА в боевом порядке;
 $t_{взл i}$ — временной интервал взлета i -го ЛА относительно ведущего;

$\Delta V = V_2 - V_1$ — запас скорости;

$t_{бп i}$ — временная дистанция в боевом порядке i -го ЛА относительно ведущего;

t_p, t_r — продолжительность разгона и торможения.

В тех случаях, когда ЛА обладают значительным запасом скорости, каждый экипаж увеличивает ее на заранее рассчитанную величину ΔV_i , а продолжительность смыкания у всех ЛА будет одинаковой, что позволяет начать и закончить смыкание по команде. Продолжительность смыкания равна

$$t_{см} = \frac{V_1 (t_{взл n} - t_{бп n})}{\Delta V_n} + \frac{t_p + t_r}{2},$$

где n — количество ЛА в группе.

Увеличение скорости для каждого ЛА

или

$$\Delta V_i = \Delta V_n \frac{\Delta t_i}{\Delta t_n}$$

$$\Delta V_i = \Delta V_n \frac{\Delta d_i}{\Delta d_n},$$

где Δt_i (Δd_i) — величина сокращения дистанции для i -го ЛА;

Δt_n (Δd_n) — величина сокращения дистанции для последнего ЛА.

Если по условиям обстановки необходимо закончить построение до заданного рубежа, предварительно следует определить требуемое увеличение скорости для последнего ЛА:

$$\Delta V_n = \frac{V_1 (t_{взлн} - t_{обпн})}{t_{руб}}$$

где $t_{руб}$ — время полета ведущего на скорости V_1 до заданного рубежа.

Для отсчета времени смыкания ведомые экипажи одновременно с увеличением скорости пускают секундомеры. Переход ведомых на скорость полета ведущего V_1 производится по истечении времени начала торможения $t_{нт}$:

$$t_{нт} = t_{смз} - t_{тс}.$$

При использовании систем МСН момент начала торможения ведомыми экипажами определяется по дистанции между ЛА ($d_{нт}$):

$$d_{нт} = d_{бп} + \frac{\Delta V}{2} t_{тс},$$

где $d_{бп}$ — заданная глубина боевого порядка.

Продолжительность построения боевого порядка догоном

$$t_{постр} = t_{взл} + t_H + t_{смн} + t_{зап},$$

где $t_{зап}$ — запасное время (обычно 30—60 с)

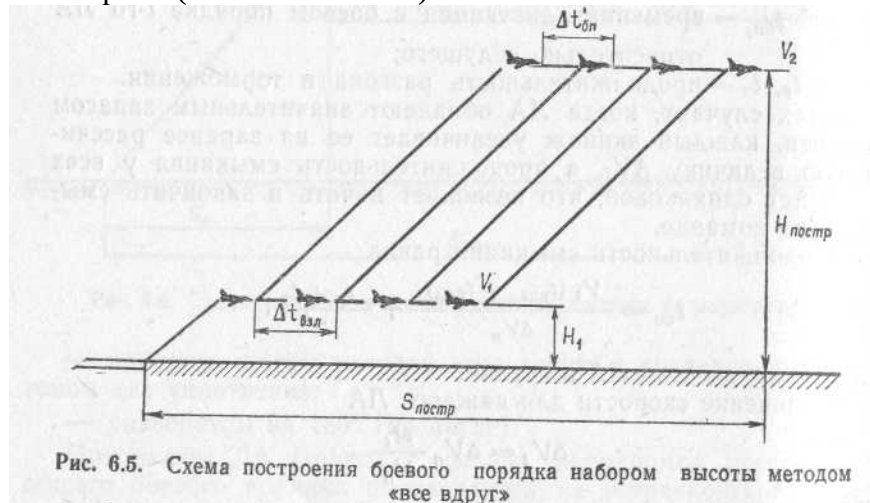


Рис. 6.5. Схема построения боевого порядка набором высоты методом «все вдруг»

Длина участка построения

$$S_{постр} = S_H + V_1 (t_{взл} + t_{см} + t_{зап}).$$

Построение боевого порядка догоном сочетается с одновременным продвижением по маршруту и может применяться во всех родах авиации.

6.11. Построение рассредоточенного боевого порядка на большой высоте может быть выполнено набором высоты методом «все вдруг». Способ основан на уменьшении временных дистанций между ЛА вследствие одновременного увеличения скорости полета при наборе высоты построения (рис. 6.5).

Взлет производится с расчетными временными интервалами

$$\Delta t_{взлрасч} = \frac{V_2}{V_1} \Delta t_{бп},$$

где $\Delta t_{бп}$ — заданная временная дистанция между ЛА боевого

порядка на высоте построения при скорости V_2

После выхода на высоту H_1 последнего ЛА по команде ведущего все экипажи одновременно переходят в набор высоты, выдерживая одинаковый режим набора. Вследствие увеличения истинной скорости до V_2 на высоте построения линейные дистанции останутся прежними, а временные уменьшатся до заданных.

Если расчетный интервал взлета окажется меньше минимально допустимого для фактических условий, взлет выполняют на минимальных интервалах. После выхода на высоту построения временные дистанции между ЛА будут равны

$$\Delta t'_{\text{бп}} = \frac{V_1}{V_2} \Delta t_{\text{взл.}}$$

Для установления заданных дистанций ведомые экипажи увеличивают скорость до V_3 и выполняют смыкание. Продолжительность смыкания

$$t_{\text{см}i} = \frac{V_2(i-1)(\Delta t'_{\text{бп}} - \Delta t_{\text{бп}})}{V_3 - V_2} + \frac{t_p + t_r}{2}.$$

Если задан рубеж окончания построения, необходимо определить потребное изменение скорости для последнего ЛА:

$$\Delta V_n = \frac{V_2(n-1)(\Delta t'_{\text{бп}} - \Delta t_{\text{бп}})}{t_{\text{руб}}}$$

Продолжительность и длина участка построения боевого порядка соответственно равны:

$$t_{\text{постр}} = t_{\text{взл}} + t_H + t_{\text{см}} + t_{\text{зап}};$$

$$S_{\text{постр}} = S_{H\Sigma} + V_1 t_{\text{взл}} + V_2 (t_{\text{см}} + t_{\text{зап}}),$$

где $S_{H\Sigma}$ - путь, проходимый при наборе высоты построения.

Для построения боевого порядка этим способом используется участок набора высоты и обеспечивается продвижение по маршруту.

6.12. Построение любых боевых порядков независимо от ее состава группы и исходных дистанций между ЛА обеспечивается разворотом на 180° (на петле).

Взлет производится с минимальными интервалами. На высоте построения ведущий строит петлю расчетной длины в заданном направлении. В простых метеорологических условиях; а также при высоте верхней границы облаков не более 3000-4000 м петля строится от точки окончания набора высот: (рис. 6.6).

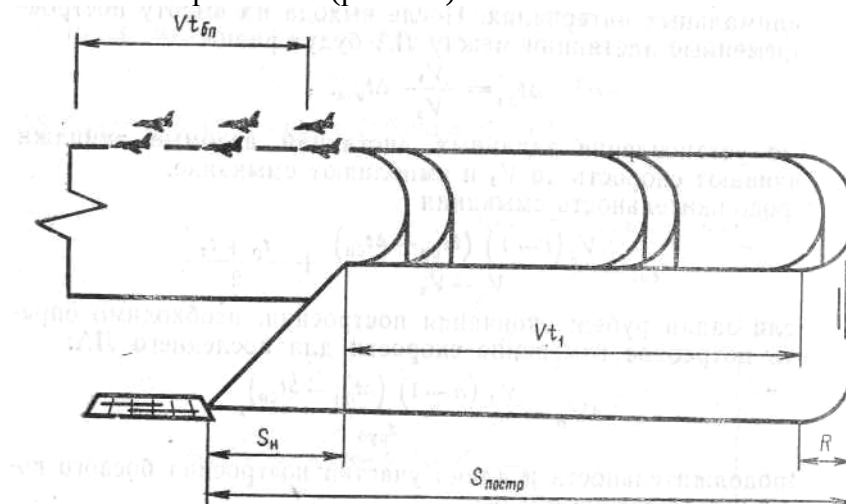


Рис. 6.6. Схема построения боевого порядка разворотом на 180° (на петле)

Продолжительность полета ведущего вдоль петли

$$t_1 = \frac{t_{\text{взл}} - t_{\text{бп}}}{2} + t_{\text{зап.}}$$

Ведомые, выполняя полет вдоль петли, определяют момент начала разворота одним из

следующих способов:

- по выдержке времени от момента начала разворота ведущего боевого порядка;
- по выдержке времени от момента начала разворота впереди летящего ЛА;
- по выдержке времени полета от начала петли (наземного ориентира);
- по команде с пункта управления;
- с использованием систем МСН.

В первых двух случаях время выдержки соответственно равно:

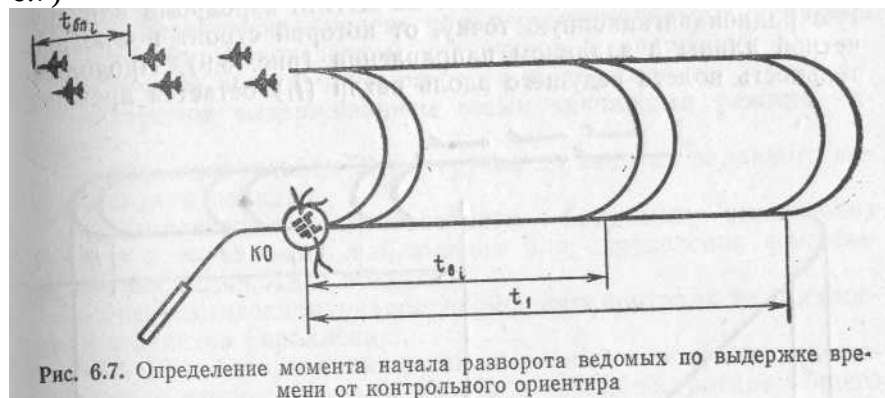
$$t_{вi} = \frac{t_{взлi} + t_{бпi}}{2};$$

$$t_{в} = \frac{\Delta t_{взл} + \Delta t_{бп}}{2},$$

где $t_{взлi}$, $\Delta t_{взл}$ – временной интервал взлета i -го ЛА относительно ведущего и впереди летящего ЛА;

$t_{бп}$, $\Delta t_{бп}$ – временная дистанция i -го ЛА в боевом порядке относительно ведущего и впереди летящего ЛА при наличии средств МСН уточняется в воздухе в момент начала разворота ведущего (впереди летящего ЛА)

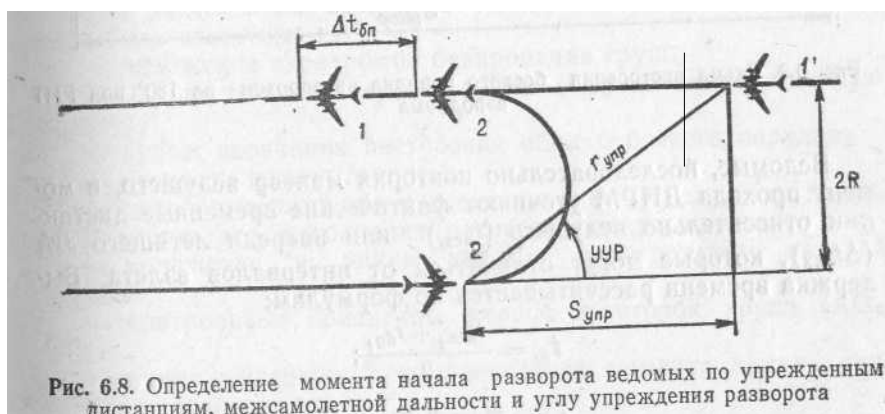
При определении момента начала разворота ведомых по выдержке времени от начала петли (рис. 6.7)



$$t_{вi} = t_i - \frac{t_{взлi} - t_{бпi}}{2}.$$

Если контроль за построением боевого порядка осуществляется на пункте управления по данным наземных РЛС, момент начала разворота ведомых ЛА может быть определен по упрежденной дистанции ($S_{упр}$) между ведущим и пристраиваемым ведомым ЛА (рис. 6.8):

$$S_{упр} = V (t_{180} - \Delta t_{бп} + 2t_{зап}),$$



где t_{180} – продолжительность разворота ЛА на 180° ;

$t_{зап}$ – время запаздывания, потребное на передачу команд управления и исполнение их экипажем (5-7 с).

При использовании систем МСН момент начала разворота ведомыми экипажами определяется по упрежденной дистанции, межсамолетной дальности $r_{упр}$ и углу упреждения разворота УУР:

$$r_{упр} = \sqrt{S_{упр}^2 + R^2}; \quad УУР = \arctg \frac{2R}{S_{упр}},$$

где R — радиус разворота ЛА.

В сложных метеорологических условиях при высоте верхней границы облаков более 3000—4000 м в целях уточнения исходных дистанций ведущий после взлета и набора высоты построения при необходимости выходит на ДПРМ аэродрома или другую радионавигационную точку, от которой строит петлю расчетной длины в заданном направлении (рис. 6.9). Продолжительность полета ведущего вдоль петли (t_1) остается прежней.

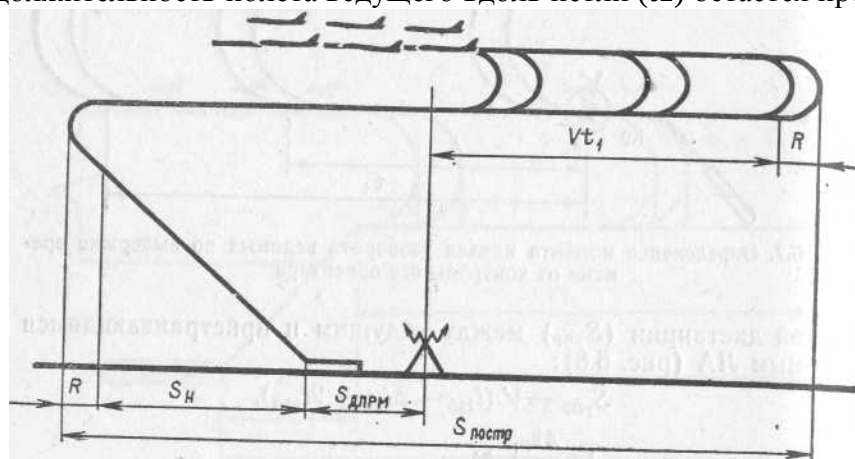


Рис. 6.9. Схема построения боевого порядка разворотом на 180° над РНТ аэродрома

Ведомые, последовательно повторяя маневр ведущего, в момент прохода ДПРМ уточняют фактические временные дистанции относительно ведущего ($t_{исхi}$) или впереди летящего ЛА ($\Delta t_{исх}$), которые могут отличаться от интервалов взлета. Выдержка времени рассчитывается по формулам:

$$t_{вi} = \frac{t_{исхi} + t_{бпi}}{2};$$

$$t_{в} = \frac{\Delta t_{исх} + \Delta t_{бп}}{2}.$$

Продолжительность построения боевого порядка разворотом

$$t_{постр} = t_{взл} + t_H + t_{рс} + t_{з80} + t_{зап},$$

где $t_{рс}$ — время полета от точки окончания набора высоты построения до ДПРМ (при построении боевого порядка в районе окончания высоты построения $t_{рс}=0$).

Длина участка построения

$$S_{постр} = S_H + Vt_1 + 2R + S_{ДПРМ}.$$

Способ целесообразно применять при больших интервалах взлета (например, при взлете с грунтовых аэродромов).

Недостатком способа является отсутствие продвижения по маршруту в процессе построения боевого порядка.

6.13. Безопасность полета при построении боевых порядков обеспечивается проведением следующих мероприятий:

- точным выполнением расчетов на построение;
- строгим выдерживанием всеми экипажами режима полета;
- эшелонированием ЛА в группе до занятия заданного места в боевом порядке;
- комплексным использованием бортовых технических средств и визуального наблюдения для определения фактического положения ЛА в воздухе;

- осуществлением радиолокационного контроля за построением с пунктов управления.

6.14. При базировании групп на разных аэродромах, расположенных вдоль маршрута полета к цели, построение общего боевого порядка производится на встречно-параллельных участках маршрутов (рис. 6.10).

Каждая группа выполняет построение своего боевого порядка одним из рассмотренных выше способов.

Для расчетов на построение общего боевого порядка должны быть известны:

- положение аэродромов базирования групп;
- маршрут полета первой группы (выполняющей основную задачу);
- рубеж окончания построения общего боевого порядка;
- скорости полета групп;
- потребные интервал и дистанция между ведущими групп.

В результате выполнения расчетов определяются:

- положение и длина участка пристраивания второй группы;
- контрольные ориентиры первой и второй групп (КО₁ КО₂);
- время выдержки для определения момента начала разворота второй группы.

Участок пристраивания второй группы располагается параллельно маршруту полета первой группы на удалении S_m от него:

$$S_m = 2R_2 \pm I_{бп},$$

где R_2 – радиус разворота второй группы;

$I_{бп}$ – интервал второй группы относительно первой в боевом порядке. Знак «плюс» берется, если вторая группа занимает место в боевом порядке без пересечения линии пути первой группы, знак «минус» — если в развороте вторая группа пересекает линию пути первой.

На участке пристраивания второй группы назначается характерный ориентир в качестве контрольного ориентира для второй группы (КО₂).

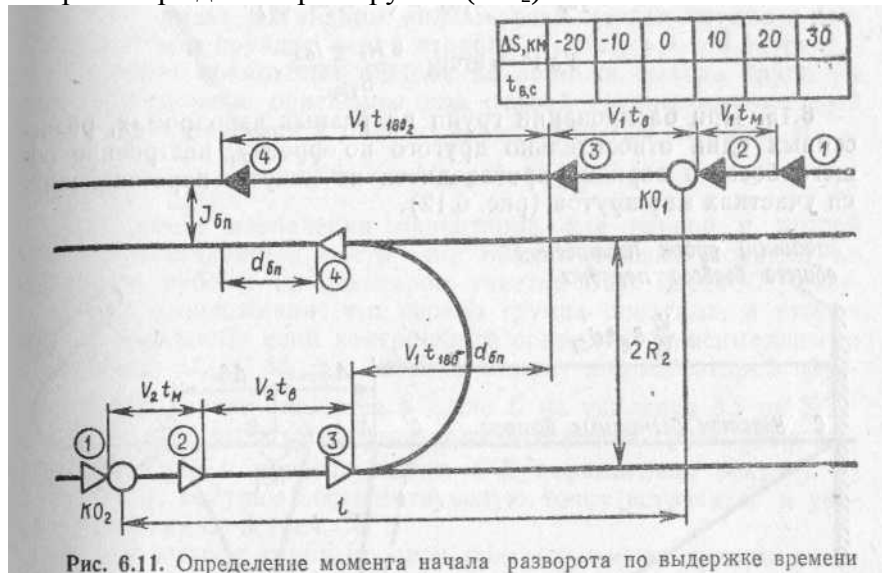


Рис. 6.11. Определение момента начала разворота по выдержке времени

Контрольный ориентир для первой группы назначается на линии ее пути на удалении $l \geq l_{\min}$ от КО₂:

$$l_{\min} = V_1 t_{180_2} + V_6 (\Delta t_{\text{вых}1} + \Delta t_{\text{вых}2}) \pm d_{бп}$$

где V_1 — скорость полета первой группы;

$t_{180(2)}$ — продолжительность разворота на 180° второй группы;

V_6 — большая скорость (V_1 или V_2);

$\Delta t_{\text{вых}(1)}$, $\Delta t_{\text{вых}(2)}$ — максимально возможные ошибки во времени выхода первой и второй групп на свои контрольные ориентиры;

$d_{бп}$ — заданная дистанция между группами в боевом порядке.

Знак «плюс» берется в случае, если вторая группа следует впереди первой, «минус» — если сзади первой.

Время выхода групп на свои контрольные ориентиры задается одинаковым для обеих групп и определяется заданным временем пролета первой группой своего контрольного ориентира

Момент начала разворота второй группы определяется по времени выдержки, по командам с пунктов управления, с использованием систем МСН.

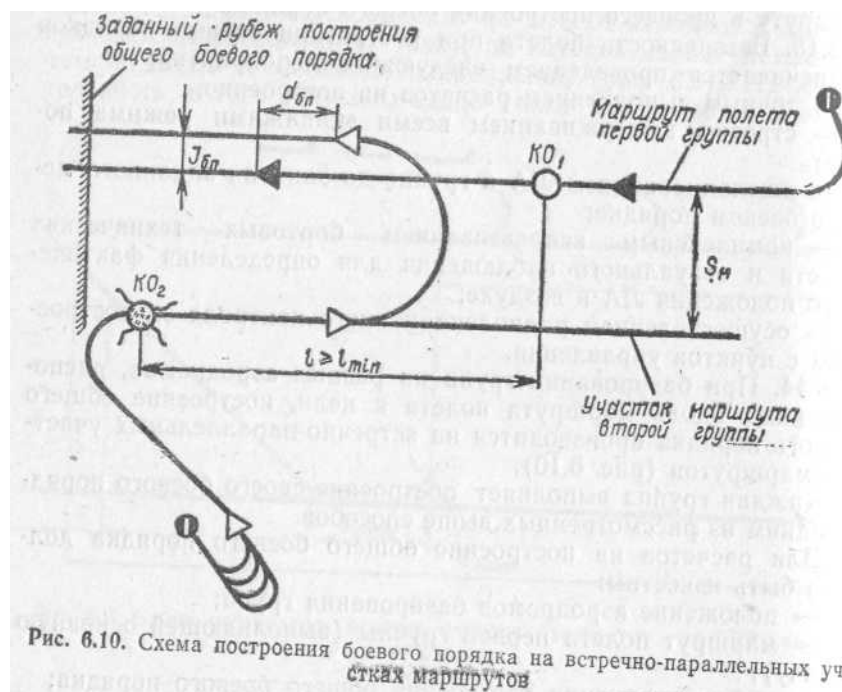


Рис. 6.10. Схема построения боевого порядка на встречно-параллельных участках маршрутов

В первом случае руководит пристраиванием и подает команду на разворот ведущий первой группы, выдержка времени отсчитывается от момента пролета первой группой своего контрольного ориентира (рис. 6.11):

$$t_{в} = \frac{l - V_1 t_{180_2} \pm d_{бп} \pm \Delta S}{V_1 + V_2},$$

где l — расстояние между контрольными ориентирами;

ΔS — удаление ведущего первой группы от своего КО₁ в момент прохода КО₂ второй группой, берется со знаком «плюс», если первой на свой КО₂ вышла вторая группа.

При расчете времени выдержки величина дистанции в боевом порядке вычитается, если вторая группа должна занять место впереди первой, и прибавляется, если сзади.

Расчеты могут быть выполнены заблаговременно и сведены в таблицу (рис. 6.11).

Если пристраивание второй группы осуществляется по Командам с пункта управления или с помощью систем (средств) МСН, момент начала ее разворота определяется по упрежденной дистанции ($S_{упр}$) или упрежденной межсамолетной дальности ($r_{упр}$) и углу упреждения разворота (УУР):

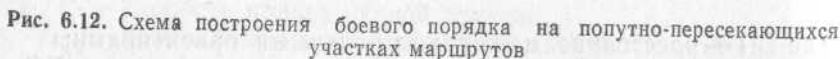
$$S_{упр} = V_1 t_{180_2} \pm d_{бп} + (V_1 + V_2) t_{зап};$$

$$r_{упр} = \sqrt{S_{упр}^2 + (2 R_2 \pm I_{бп})^2};$$

$$УУР = \arctg \frac{2 R_2 \pm I_{бп}}{S_{упр}}.$$

6.15. При базировании групп на разных аэродромах, разнесенных один относительно другого по фронту, построение общего боевого порядка производится на попутно-

Заданный рубеж построения
был достигнут.



Порядок выбора контрольных ориентиров для первой и второй групп следующий.

На линии пути первой группы откладывается отрезок CA .

$$CA = S_1 = \frac{V_1}{V_0} S_2 \pm d_{6m},$$

$$\Delta S = V_1 (\Delta t_{\text{BYX}_1} + \Delta t_{\text{BYX}_2}).$$

$$\Delta S = V_1 (\Delta t_{\text{ВЫХ}_1} + \Delta t_{\text{ВЫХ}_2}).$$

Время выхода групп на свои контрольные ориентиры задается одинаковым, равным расчетному времени выхода первой группы на KO_1 :

$$T_{\text{KO}_2} = T_{\text{KO}_1}.$$

Для обеспечения надежного построения общего боевого порядка необходимо предусматривать возможность определения курса полета второй группы в точку встречи на

борту ЛА ведущим первой группы. С этой целью карта должна быть подготовлена следующим образом (рис. 6.13).

Участок AD разбивается на отрезки пути, пролетаемые первой группой за малый промежуток времени $\Delta t = 30\text{—}60$ с, получим, таким образом, точки B_i . Для каждой точки B_i графическим построением находят соответствующие точки встречи групп C_i . Проложив в каждую из полученных точек C_i линию пути второй группы, определяют значения курсов полета Ψ_i которые наносятся на карту.

В полете в момент доклада ведущим второй группы о выходе на свой контрольный ориентир ведущий первой группы определяет свое фактическое положение относительно KO_1 (точку B_i) и, отыскав соответствующую точку встречи C_i , передает по радио курс полета второй группы.

Значения курсов полета второй группы в зависимости от положения первой группы относительно своего KO_1 могут быть сведены в таблицу (рис. 6.13).

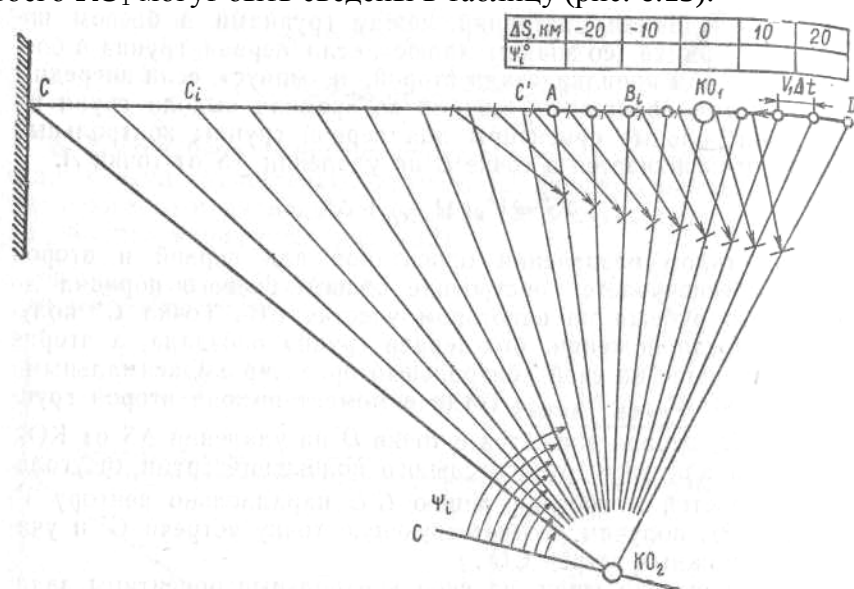


Рис. 6.13. Порядок подготовки карты для построения боевого порядка на путно-пересекающихся участках маршрутов

6.16. Безопасность построения общего боевого порядка при взлете групп с разных аэродромов обеспечивается эшелонированием групп по высоте до надежного занятия заданного места в боевом порядке, постоянным радиолокационным контролем с пунктов управления и использованием имеющихся технических средств для определения фактического относительного положения групп в воздухе.

ВЫДЕРЖИВАНИЕ БОЕВЫХ ПОРЯДКОВ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

6.17. Выдерживание заданных дистанций, интервалов и превышений (принижений) между ЛА (группами) боевого порядка достигается строгим соблюдением каждым экипажем заданного режима полета, точным следованием по маршруту, свое временным и правильным определением фактического положения в боевом порядке, сравнением его с заданным и выполнением маневра для занятия заданного места.

6.18. Фактическое положение ЛА (групп) в боевом порядке определяется прямым и косвенным методами.

Прямой метод заключается в непосредственном измерении фактического от-

носительного положения ЛА (групп) в боевом порядке и применяется при оборудовании ЛА системами МСН или другими техническими средствами, обеспечивающими решение этой задачи (БРЛС, тепlopеленгаторы стрелковые прицелы).

К о с в е н н ы й м е т о д предусматривает определение фактического относительного положения ЛА (групп) в боевом порядке путем пересчета координат ЛА относительно земной поверхности (счисленных координат ЛА, оставшегося расстояния до точки излома маршрута или ППМ, дальности до радиолокационного ориентира, дальности до маяка РСБН) в относительные координаты ЛА в боевом порядке.

Метод применяется при отсутствии систем и средств МСН, в случаях отказа аппаратуры МСН или создания ей помех.

6.19. При выполнении полетов днем в облаках и ночью в рассредоточенных боевых порядках, состоящих из одиночных ЛА, между ними должны быть установлены безопасные дистанции, а при эшелонировании по высоте - и безопасные разности высот.

Безопасная дистанция между ЛА рассредоточенного боевого порядка, оборудованными системами МСН, определяется аналогично указанному в ст. 6.5. При этом экипаж должен контролировать относительное положение двух-трех впереди летящих ЛА и учитывать возможности их маневрирования.

6.20. Безопасная временная дистанция между соседними ЛА рассредоточенного боевого порядка при отсутствии на них систем МСН определяется следующим образом:

$$\Delta t_{\text{без}} = 3 \sqrt{\sigma^2 t_d + \sigma^2 t_v + \sigma^2 t_p + \sigma^2 t_r}.$$

В этом выражении

$$\sigma t_d = \frac{\sigma d_{\text{оп}}}{V};$$

$$\sigma t_v = \frac{\sqrt{2} S}{V^2} \sigma V;$$

$$\sigma t_p = \frac{\sqrt{2} V}{g \sin^2 \gamma} \sigma \gamma;$$

$$\sigma t_r = \frac{\sqrt{2} \sigma_r}{V} \sin \frac{\gamma p}{2},$$

где σt_d , $\sigma d_{\text{оп}}$ - средние квадратические ошибки определения соответственно временной и линейной дистанций между ЛА, вызванные неточным определением их фактического относительного положения;

σV — средняя квадратическая ошибка выдерживания заданного крена на развороте летчиком берется равной на оценку «хорошо»;

σt_p , σt_r — средние квадратические ошибки выдерживания временной дистанции за счет непосредственного выполнения разворота и определения момента начала разворота;

S — расстояние между рубежами определения фактической дистанции;

σ_r — средняя квадратическая радиальная ошибка счисления координат;

γp — угол разворота при наличии излома маршрута между рубежами определения фактической дистанции.

При значений $\gamma p < 60^\circ$ частные ошибки σt_p и σt_r можно не учитывать ввиду их малого удельного веса.

6.21. При эшелонировании ЛА боевого порядка по высоте между ними должна быть установлена безопасная разность высот:

$$DH_{\text{эш}} = h + 4,25 s H;$$

$$s H = \sqrt{s^2 H_{\text{изм}} + s^2 H_{\text{выд}}}$$

где h – вертикальные размеры ЛА;

$\sigma H_{\text{изм}}, \sigma H_{\text{выд}}$ – средние квадратические ошибки измерения и выдерживания заданного значения высоты полета.

6.22. При выполнении полета на прямолинейных участках маршрута в боевом порядке «поток одиночных ЛА» с использованием систем (средств) МСН (рис. 6.14) экипажи выдерживают курсовой угол q , равный углу сноса, и межсамолетную дальность r , равную заданной дистанции в боевом порядке.

Возникшие отклонения от заданных параметров боевого порядка исправляются выполнением маневра скоростью и направлением полета. Продолжительность маневрирования скоростью и дистанция между ЛА в момент начала разгона (торможения) при окончании маневра рассчитываются по формулам;

$$t_{\text{ман}} = \frac{d_{\text{ф}} - d_{\text{бп}}}{\Delta V} + \frac{t_{\text{р}} + t_{\text{т}}}{2};$$

$$d_{\text{нр}}(\tau) = d_{\text{бп}} \pm \frac{\Delta V}{2} t_{\text{р}}(\tau),$$

где $d_{\text{бп}}, d_{\text{ф}}$ – соответственно заданная и фактическая дистанции в боевом порядке;

ΔV – разность скоростей ведомого и ведущего при маневрировании;

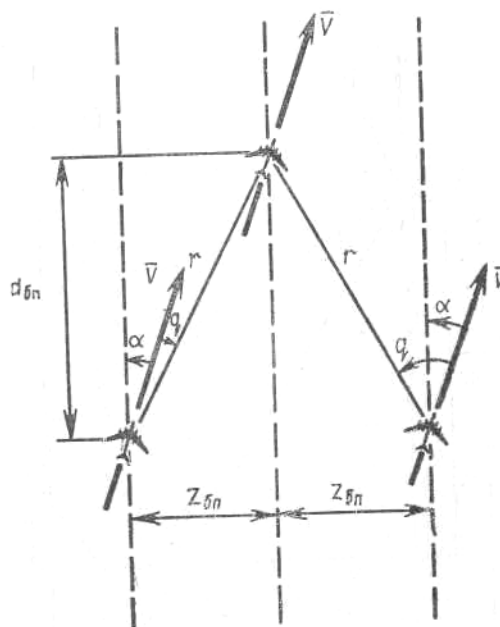
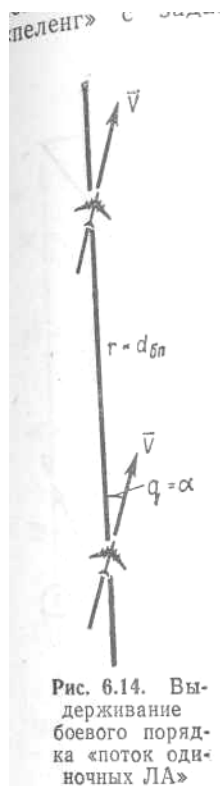
$t_{\text{р}}, t_{\text{т}}$ – продолжительность разгона и торможения ЛА при изменении скорости на ΔV .

Знак «минус» соответствует выполнению маневра на отставание, «плюс» – на догон.

6.23. В боевом порядке «поток пар» ведущие выполняют полет по одной линии пути. ЛА в парах следуют в боевом порядке «пеленг» с заданной дистанцией $d_{\text{бп}}$ и интервалом $z_{\text{бп}}$ относительно ведущего, которые выдерживаются непосредственно (при индикации фактических дистанций и интервала) или по заданным значениям курсового угла $q_{\text{зад}}$ и межсамолетной дальности r до ведущего (рис. 6.15):

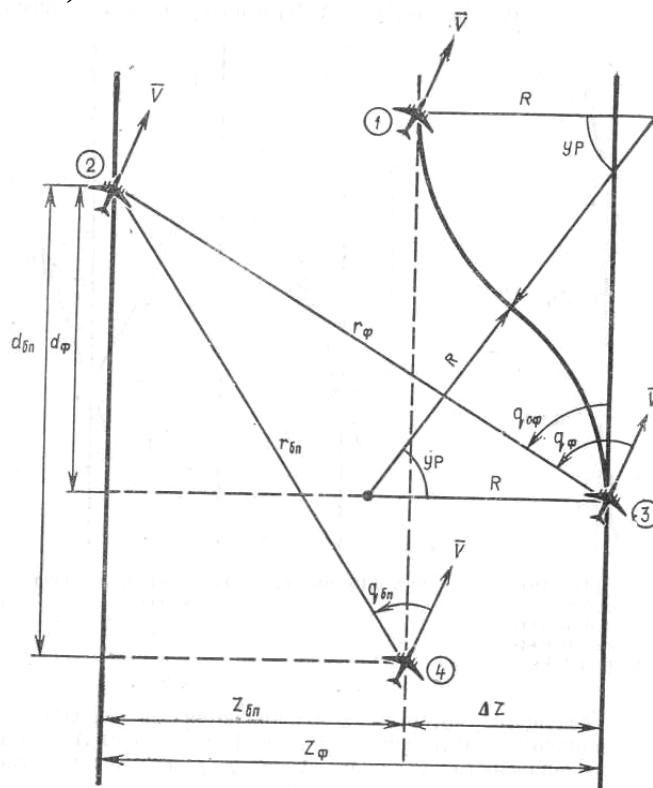
$$q_{\text{зад}} = \arctg \frac{z_{\text{бп}}}{d_{\text{бп}}} \pm \alpha;$$

$$r_{\text{зад}} = \sqrt{z_{\text{бп}}^2 + d_{\text{бп}}^2}.$$



В первом выражении угол сноса α прибавляется со своим знаком при левом пеленге и с противоположным знаком при правом пеленге.

При возникновении ошибок в выдерживании заданных параметров боевого порядка экипаж должен выполнять маневр «змейка» для выхода на заданный интервал относительно ведущего (рис. 6.16)



и маневрированием скоростью полета установить заданную дистанцию. Для этого по измеренным относительным координатам r_{ϕ} и q_{ϕ} необходимо рассчитать фактические ин-

тервал и дистанцию с помощью графика (рис. 6.17) или по формулам;

$$d_{\phi} = r_{\phi} \sin(90^{\circ} - q_{\phi});$$

$$z_{\phi} = r_{\phi} \sin q_{\phi},$$

где q_{ϕ} — фактический «штилевой» курсовой угол ведущего в боевом порядке.

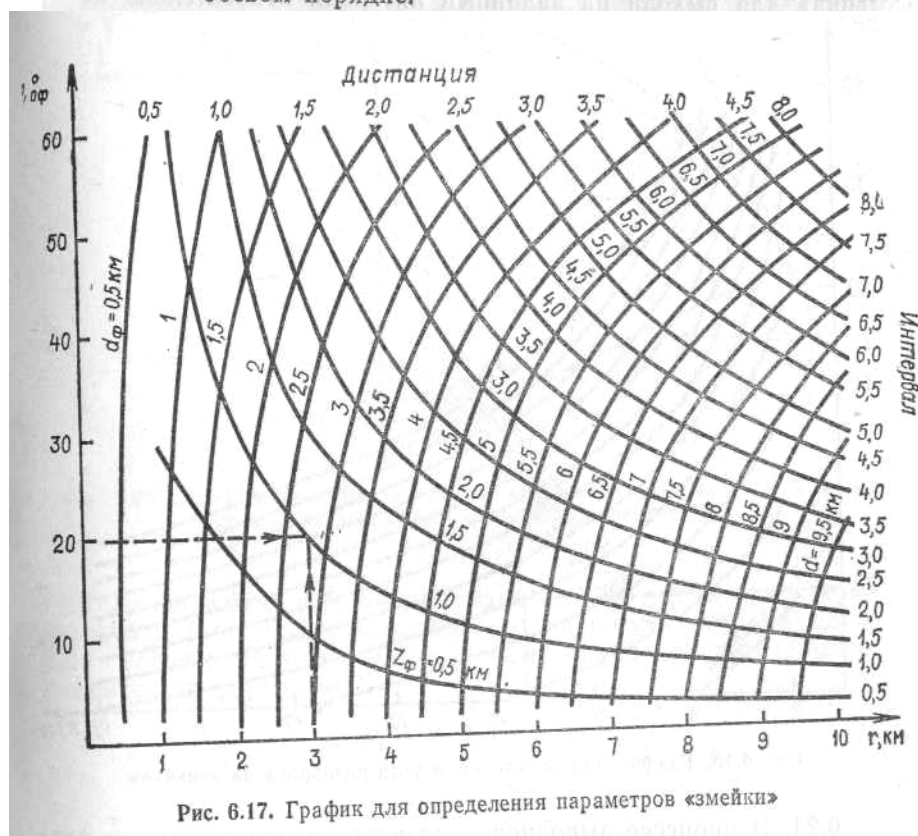


Рис. 6.17. График для определения параметров «змейки»

Необходимый угол разворота на «змейке» может быть определен по графику (рис. 6.18) или по формуле

$$\cos \gamma_P = 1 - \frac{\Delta z}{2R};$$

$$\Delta z = z_{\phi} - z_{\phi \text{п}},$$

где Δz — ошибка в интервале между ЛА.

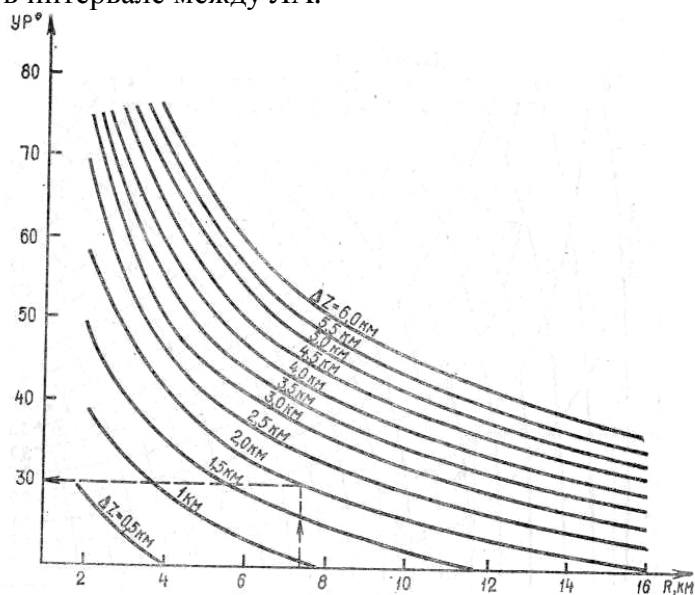


Рис. 6.18. График для определения угла разворота на «змейке»

6.24. В процессе выполнения разворотов для выхода на очередные этапы маршрута

Момент начала разворота каждым экипажем определяется по времени выдержки t_v от момента начала разворота ведущего или впереди летящего экипажа или по курсовому углу и дальности до впереди летящего, измеренным с использованием системы МСН. Величина времени выдержки равна временной дистанции между ЛА боевого порядка. Значения курсового угла и дальности до впереди летящего ЛА в момент начала разворота определяется в зависимости от дистанции в боевом порядке и угла разворота.

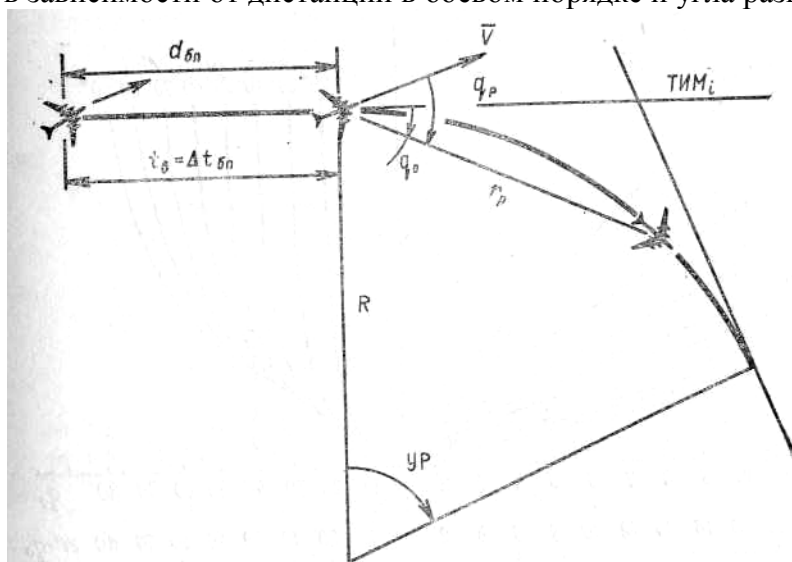


Рис. 6.19. Определение момента начала разворота (дистанция в боевом порядке меньше длины траектории разворота)

$$\begin{aligned} q_p &= q_0 \pm (\pm \alpha); \\ q_0 &= 28,6 \frac{d_{6n}}{R}; \\ r_p &= 2R \sin q_0, \end{aligned}$$

где α — прибавляется со своим знаком при правом развороте и с противоположным знаком вычитается при левом развороте.

$$r_p = 2R \sin q_0,$$

В том случае, когда дистанция в боевом порядке превышает длину траектории разворота, курсовой угол и дальность между ЛА определяются по графику (рис. 6.20).

Определение момента начала разворота по времени выдержки должно быть предусмотрено независимо от наличия на ЛА систем МСН.

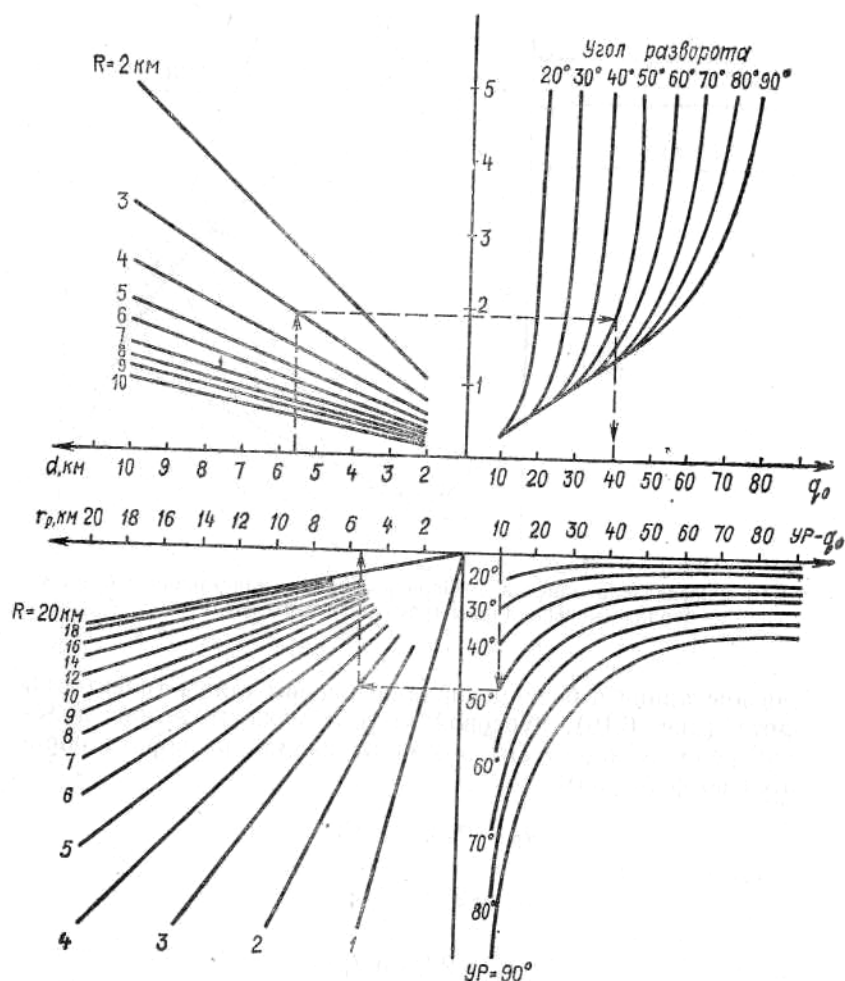


Рис. 6.20. Номограмма для определения курсового угла и межсамолетной дальности (дистанция в боевом порядке больше длины траектории разворота)

МАНЕВРИРОВАНИЕ ПРИ ВСТРЕЧЕ ДЛЯ ДОЗАПРАВКИ ТОПЛИВОМ В ПОЛЕТЕ

6.25. Группы ударных ЛА и заправщиков должны выходить в заданную точку встречи (ЗТВ) в заданное время. В зависимости от складывающейся обстановки танкеры выполняют полет в зоне дозаправки по следующим маршрутам:



Рис. 6.21. Дозаправка ударных ЛА на прямой

- прямолинейному (рис. 6.21);
- прямоугольному: коробочка двумя разворотами на 180° (рис. 6.22);
- треугольному (рис. 6.23);
- на петле (рис. 6.24).

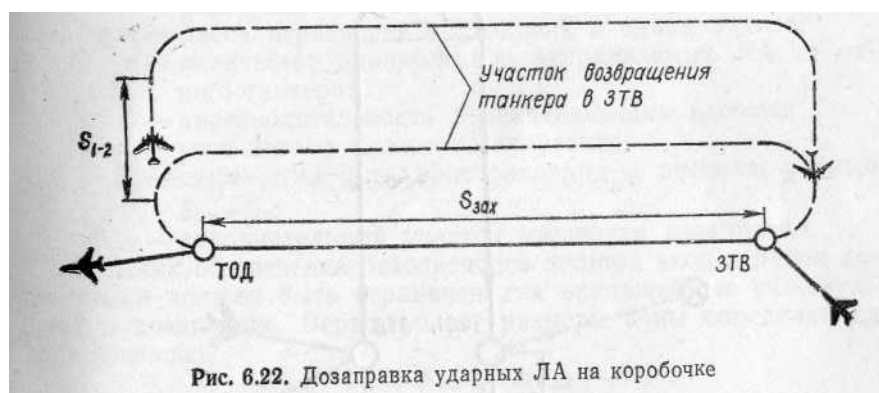


Рис. 6.22. Дозаправка ударных ЛА на коробочке

Время выхода последующих ударных групп в ЗТВ с танкерами для дозаправки определяется в соответствии с временем цикла, которое рассчитывается по формуле:

$$\Delta t_{\text{ЗТВ}} = K_r t_{\text{ц}},$$

где K_r – гарантийный коэффициент, учитывающий ошибки взаимодействующих экипажей на участках встречи, пристраивания, передачи топлива, возвращения танкера в ЗТВ;

$t_{\text{ц}}$ – расчетное время цикла полета танкера в зоне по маршруту дозаправки без учета ошибок.

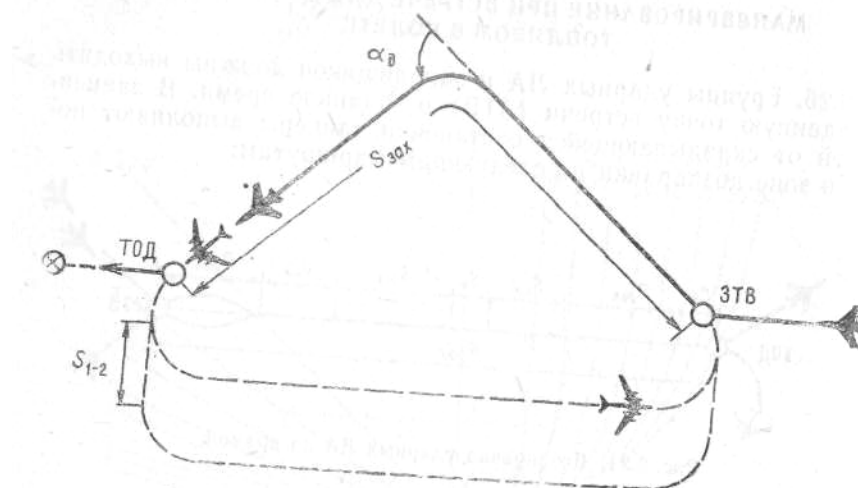


Рис. 6.23. Дозаправка ударных ЛА на треугольнике

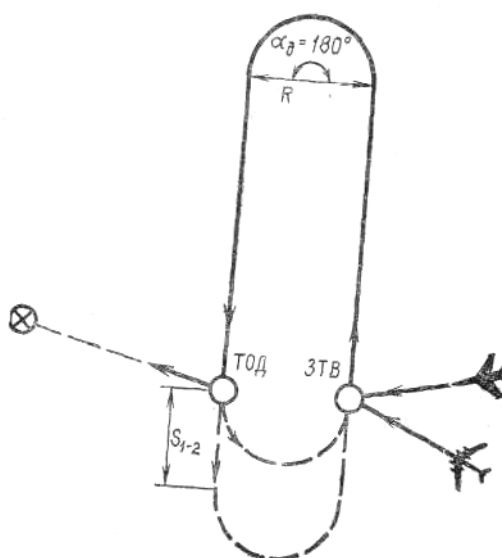


Рис. 6.24. Дозаправка ударных ЛА на петле

Гарантийный коэффициент определяется из табл. 6.1. Его значение рекомендуется вы-

бировать для вероятности не менее 0,95.

Таблица 6.1

Значения гарантийного коэффициента K_r в зависимости от вероятности							
P_r	0,7	0,8	0,9	0,95	0,997	0,999	0,9999
K_r	1,15	1,17	1,24	1,3	1,43	1,47	1,55

Расчетное время цикла полета танкера в зоне определяется из выражения (рис. 6.22, 6.23, 6.24):

$$t_{\text{ц}} = \frac{1}{V} \left(\frac{e_{\text{з}}}{e_{\text{с}}} 2,3R + \frac{N}{n} S_{\text{с}} + \frac{Dm}{nC} V - R \alpha_{\text{д}} \frac{\ddot{e}_{\text{з}}}{\ddot{e}_{\text{с}}} 1 + \cos \frac{\alpha_{\text{д}}}{2} \frac{\ddot{e}_{\text{з}}}{\ddot{e}_{\text{с}}} + 2pR + 2S_{1-2} \right) \frac{\ddot{e}_{\text{з}}}{\ddot{e}_{\text{с}}}$$

где V — скорость полета в зоне;
 R — радиус разворота танкера в зоне;
 N — общее количество ударных ЛА, заправляемых танкером в одном заходе;
 Dm — масса передаваемого топлива в одном заходе;
 n — количество одновременно заправляемых ЛА от одного танкера;
 C — производительность перекачивающих насосов;
 $\alpha_{\text{д}}$ — угол излома маршрута заправки;
 S_{Σ} — суммарный путь пристраивания и расцепки, равный $S_{\text{пр}} + S_{\text{р}}$;
 S_{1-2} — дополнительный участок маршрута дозаправки.

В целях обеспечения безопасности полетов вход в район дозаправки должен быть ограничен для экипажей, не участвующих в дозаправке. Вертикальные размеры зоны определяются соотношением

$$H_{\text{min}} - 300 \geq H_{\text{зоны}} \geq H_{\text{max}} + 300,$$

где H_{min} , H_{max} — минимальная и максимальная заданные высоты полета в зоне, м.

Горизонтальные размеры зоны дозаправки (длина, ширина) рассчитываются по формулам (рис. 6.25, 6.26):

$$l = K_r \left(S_{\text{зах}} \cos \frac{\alpha_{\text{д}}}{2} + 20 \right);$$

$$b = K_r \left(\frac{1}{2} S_{\text{зах}} \sin \frac{\alpha_{\text{д}}}{2} + 20 \right) + S_{1-2},$$

где $S_{\text{зах}}$ — расчетный участок совместного полета танкеров и заправляемых ЛА от момента выхода в ЗТВ до точки окончания дозаправки (ТОД).

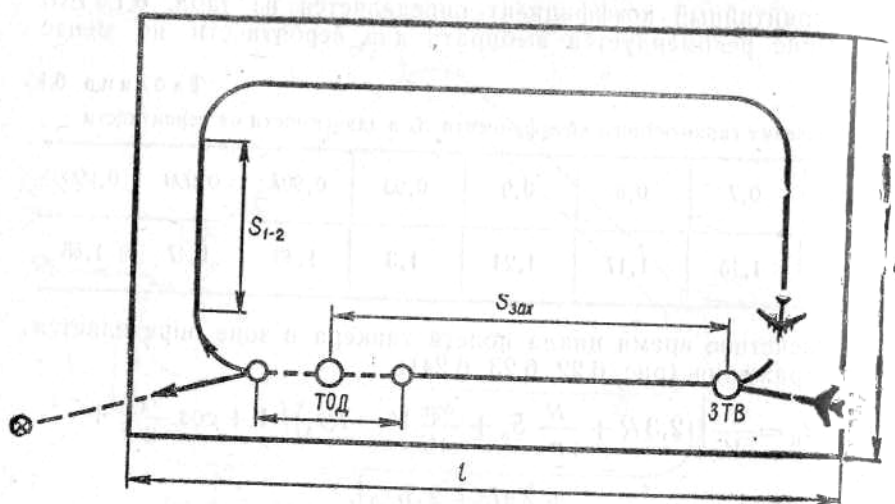


Рис. 6.25. К определению размеров зон дозаправки

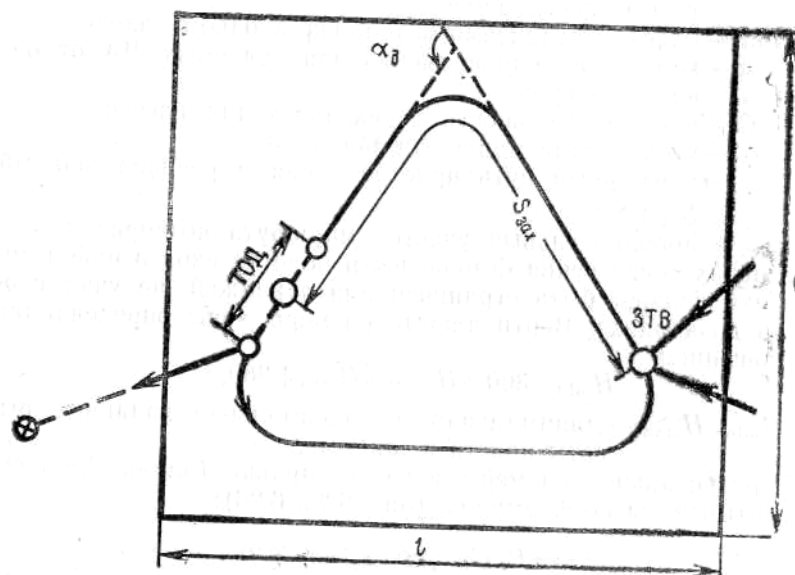


Рис. 6.26. К определению размеров зон дозаправки

Величина $S_{\text{заз}}$ определяется из выражения

$$S_{\text{заз}} = 2,3R + \frac{N}{n} S_{\text{з}} + \frac{\Delta m}{nC} V.$$

Гарантийный коэффициент K_t определяется из табл. 6.1. Его значение для принятого в практике уровня критерия безопасности при расчете размеров зоны дозаправки рекомендуется брать не менее 1.43.



Рис. 6.27. Предварительный маневр танкера и заправляемого ЛА

Встреча самолетов (групп) для дозаправки топливом в полете кроме рассмотренных выше способов встречи на встречно-параллельных и попутно-пересекающихся участках маршрутов может быть выполнена на встречно-совмещенных участках маршрутов («нос в нос»). Последний способ удобен тем, что он не требует высокой точности измерения курсового угла взаимодействующего ЛА.

На начальном этапе танкер и заправляемый ЛА осуществляют выход в ЗТВ с использованием навигационного комплекса. После взаимного обнаружения с использованием систем МСН танкер и заправляемый ЛА производят доворот на нулевой курсовой угол (рис. 6.27). На дальности начала разворота D_p ЛА выполняют один из следующих маневров для пристраивания:

- разворот танкера на 180° и отворот заправляемого ЛА на 40° (рис. 6.28);

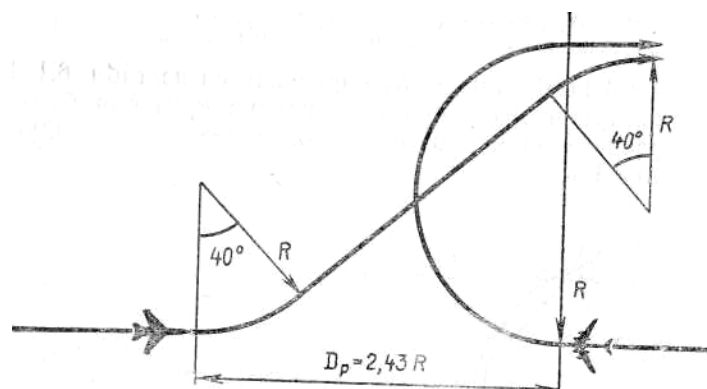


Рис. 6.28. Разворот танкера на 180° и отворот заправляемого ЛА на 40°
 – разворот танкера на 120° и отворот заправляемого ЛА на 60° (рис. 6.29);

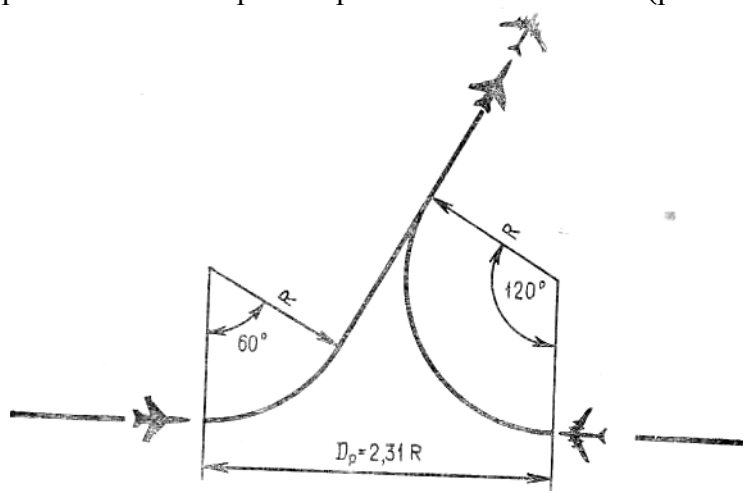


Рис. 6.29. Разворот танкера на 120° и отворот заправляемого ЛА на 60°
 – разворот обоих ЛА на 90° с последующим доворотом в паре на курс следования по маршруту (рис. 6.30);

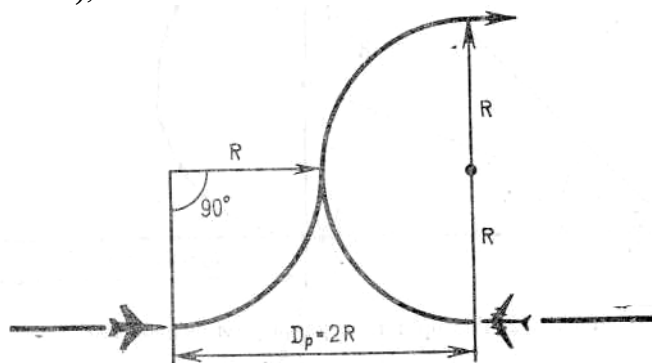


Рис. 6.30. Разворот танкера на 90° с последующим доворотом в паре на курс следования по маршруту
 – стандартный разворот танкера (рис. 6.31);

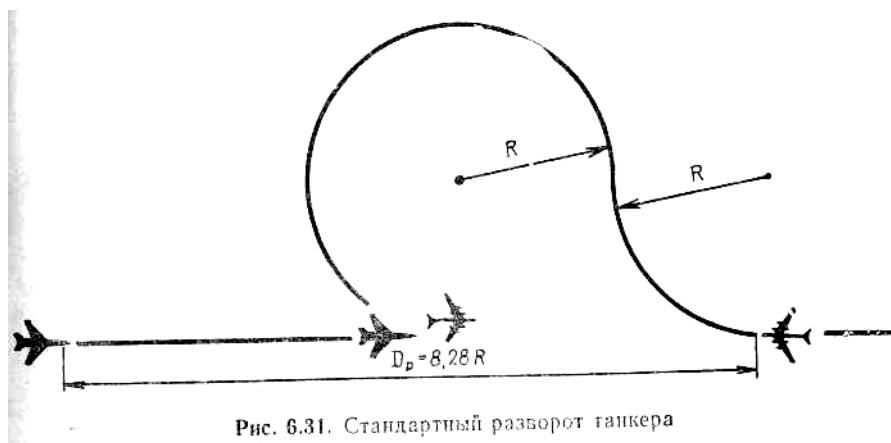


Рис. 6.31. Стандартный разворот танкера

- разворот танкера на угол более 180° с выходом для пристраивания на линию пути заправляемого ЛА (рис. 6.32).

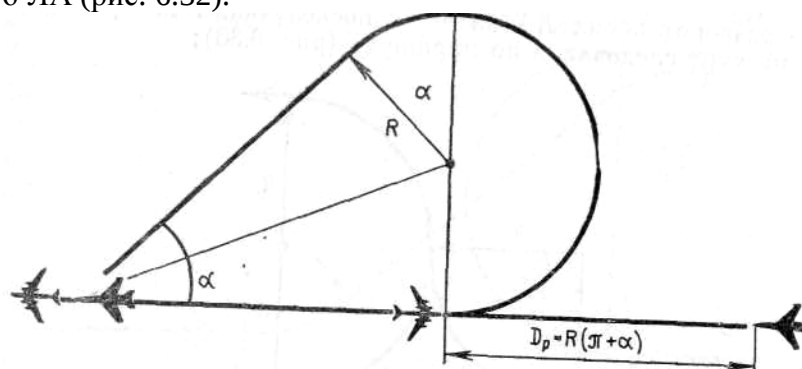


Рис. 6.32. Разворот танкера на угол больше 180°

Начало разворота при всех способах определяется по расчетной дальности разворота D_p . Команда на разворот подается, как правило, экипажем танкера и дублируется экипажем заправляемого ЛА.

При отказе или при отсутствии на ЛА дальномера, но при нормальной работе угломерной части системы МСН полет на встречу друг другу выполняется до визуального контакта, а маневры пристраивания экипажи начинают выполнять от точки встречи (рис. 6.33, 6.34).

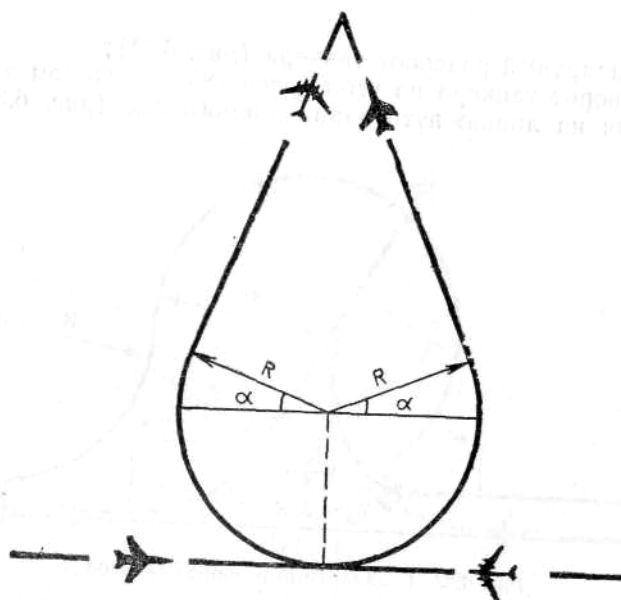


Рис. 6.33. Разворот ЛА на угол больше 180° с последующим доворотом в паре на курс следования по маршруту

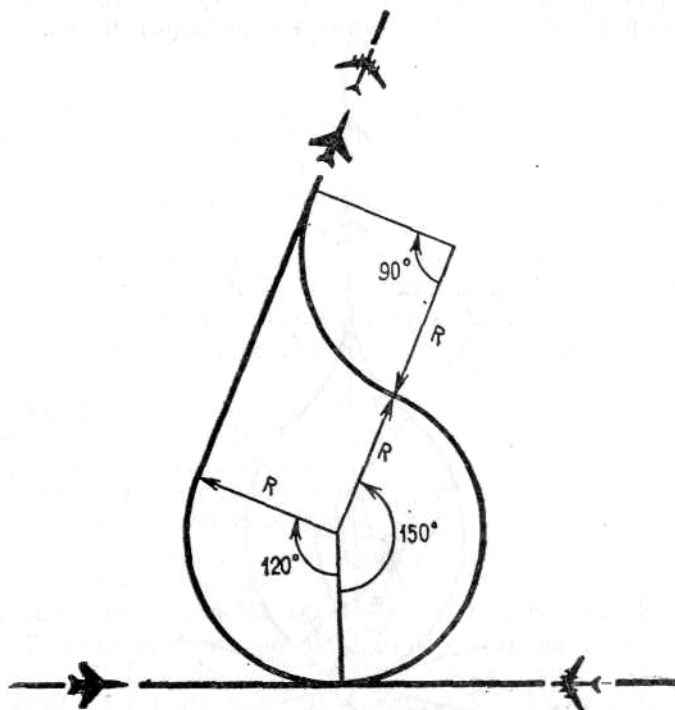


Рис. 6.34. Разворот танкера на 120° и заправляемого ЛА на 150 и 90°

При отсутствии системы МСН применяется одновременный выход на один и тот же ориентир на встречных или попутно-пересекающихся курсах (рис. 6.35). Одновременность выхода на ориентир достигается маневрированием скоростью или направлением полета на основе обмена информацией об оставшихся до ориентиров дальностях. В момент прохода ориентира выполняется маневр «луковица» с выходом на средний курс полета $\Psi_{\text{ср}}$, определяемого соотношением:

$$\Psi_{\text{ср}} = \frac{\Psi_1 + \Psi_2}{2} \pm 180^\circ,$$

где Ψ_1, Ψ_2 – значения курсов выхода первого и второго ЛА на контрольный ориентир.

Первый разворот выполняется на угол УР затем разворот с противоположным креном на угол УР :

$$\text{УР}_1 = \text{УР} + \text{ДУР}; \quad \text{УР} = \text{У}_{\text{ср}} - \text{У}_{1(2)};$$

$$\cos \text{ДУР} = \frac{1 + \cos \text{УР}}{2}.$$

Знак, полученный для значения УР , указывает на правление разворота после прохода контрольного ориентира: «плюс» - разворота вправо, «минус» - разворот влево.

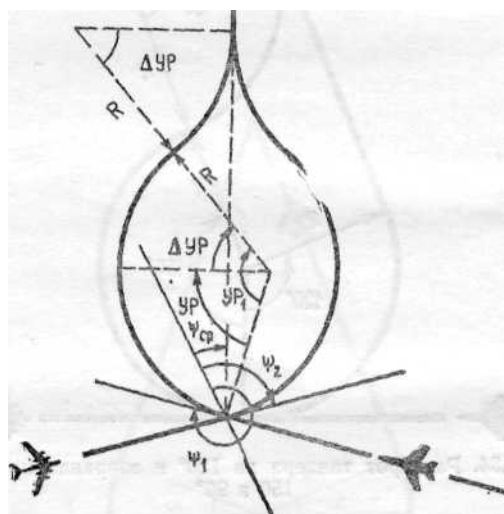


Рис. 6.35. Маневр «луковица»

Величины углов разворота приведены в табл. 6.2.

Таблица 6.2

Угол разворота							
УР°	90	80	70	60	50	40	30
ΔУР°	60	54	48	41	35	28	21
УР₁°	150	134	118	101	85	68	52

РОСПУСК БОЕВЫХ ПОРЯДКОВ И ЗАХОД НА ПОСАДКУ

6.28. Роспуск (размыкание) боевого порядка и заход ЛА на посадку состоят из ряда последовательных этапов:

- выход боевого порядка в точку (на рубеж) начала роспуска;
- маневрирование для установления посадочных интервалов между ЛА (размыкание);
- выход ЛА в точку начала снижения (заход на посадку);
- снижение (пробивание облачности);
- посадка.

В зависимости от состава группы, направления подхода к аэродрому, способа роспуска и захода на посадку некоторые из этапов могут отсутствовать.

6.29. Способы захода на посадку одиночного ЛА делятся на две группы:

1. Заход на посадку с предварительным выходом на радио навигационную точку (РНТ) аэродрома (ДПРМ, маяк РСБН).

2. Заход на посадку с рубежа начала снижения.

П е р в а я группа включает следующие способы захода на посадку:

- отворот на расчетный угол (РУ);
- два разворота на 180°;
- круг над радиостанцией;
- разворот в сторону наименьшего угла;
- большая (малая) коробочка.

Во в т о р у ю группу входят способы захода на посадку:

- по командам с земли;
- с помощью бортовых технических средств навигации.

6.30. Первая группа способов предусматривает построение маневра от РНТ аэродрома, причем точка начала снижения (ТНС) лежит в створе ВПП на удалении $S_{\text{сн}}$, то есть снижение и пробивание облачности выполняется с посадочным курсом.

Удаления ТНС для различных высот приведены в инструкциях экипажу и при их отсутствии могут быть рассчитаны в соответствии с установленными для данного типа ЛА режимами снижения в следующем порядке (рис. 6.36).

Слой высот от высоты подхода ($H_{\text{подх}}$) до высоты прохода ДПРМ делится на слои, в каждом из которых сохраняются постоянными приборная и вертикальная скорости снижения.

Для каждого слоя высот рассчитываются продолжительность $t_{\text{сни}i}$ и средняя истинная скорость снижения ЛА $V_{\text{сп}i}$ в каждом слое:

$$t_{\text{сни}i} = \frac{H_{i+1} - H_i}{V_{\text{сп}i}}.$$

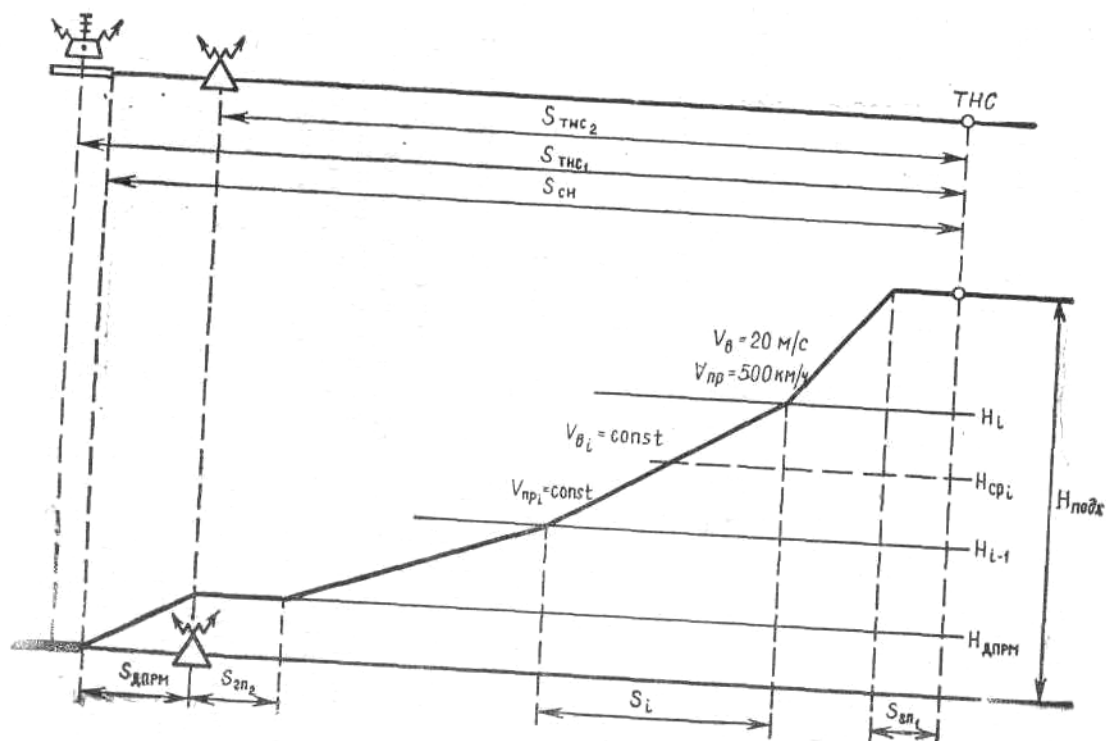


Рис. 6.36. Расчет удаления точки начала снижения

Средняя истинная скорость снижения определяется по заданной приборной скорости и средней высоте слоя:

$$H_{\text{сп}i} = \frac{H_i + H_{i+1}}{2}.$$

По полученным значениям $t_{\text{сни}i}$ и $V_{\text{сп}i}$ определяется горизонтальный путь ЛА за время снижения в i -м слое:

$$S_i = V_{\text{сп}i} t_{\text{сни}i}.$$

В общий путь снижения включаются горизонтальные площадки на высоте подхода после выхода на посадочный курс для установления режима снижения и перед ДПРМ.

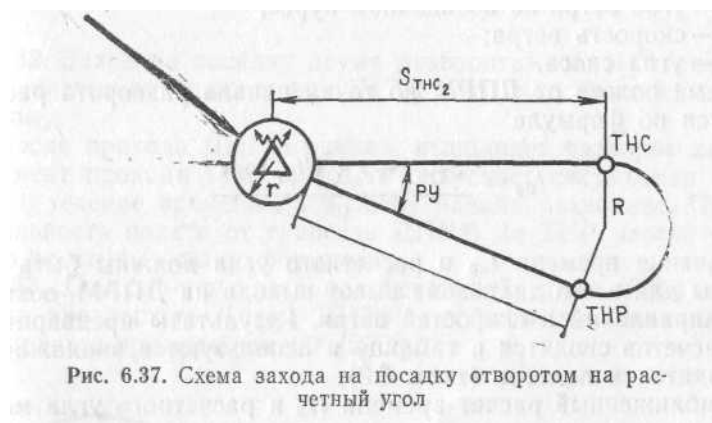


Рис. 6.37. Схема захода на посадку отворотом на расчетный угол

Путь ЛА на горизонтальной площадке

$$S_{гп} = V_{гп} t_{гп},$$

где $t_{гп} = 30$ с.

По полученным таким образом участкам горизонтального пути определяется участок снижения ЛА на посадочном курсе от ДПРМ и положение ТНС:

$$S_{ТНС2} = S_{гп1} + \sum_{i=1}^n S_i + S_{гп2}.$$

В тех случаях, когда снижение на посадочном курсе выполняется по данным глиссадного маяка системы ПРМГ, удаление ТНС от ВПП рассчитывается по формуле

$$S_{сн} = \frac{H_{подх}}{\text{tg } \Theta_{гп}} + S_{гп1},$$

где $\Theta_{гп}$ — угол наклона глиссады снижения.

6.31. Отворот на расчетный угол (рис. 6.37) выполняется при выходе на ДПРМ с курсом, обратным посадочному или отличающимся от него на угол до 45° .

Определив момент прохода ДПРМ, экипаж пускает секундомер и выполняет доворот на курс, отличающийся от обратного посадочному на расчетный угол (РУ), и с учетом угла сноса следует в течение времени $t_{нр}$ в точку начала разворота.

Величина расчетного угла определяется по формуле

$$PY = 2 \arctg \left(\frac{R}{S_{ТНС2} - r + Ut_{yp} \cos \epsilon} \right) \pm \alpha,$$

где R — радиус разворота ЛА;

r — радиус зоны неустановившейся работы радиокompаса, величина которого равна полутора-двум высотам прохода ДПРМ;

ϵ — угол ветра на посадочном курсе;

U — скорость ветра;

α — угол сноса.

Время полета от ДПРМ до точки начала разворота рассчитывается по формуле

$$t_{нр} = \frac{S_{ТНС2} - r + Ut_{yp} \cos \epsilon}{W}.$$

Значения времени $t_{нр}$ и расчетного угла должны быть рассчитаны для всего диапазона высот выхода на ДПРМ, возможных направлений и скоростей ветра. Результаты предварительных расчетов сводятся в таблицу и используются экипажами и руководителем полетов (табл. 6.3).

Приближенный расчет времени $t_{нр}$ и расчетного угла может быть выполнен экипажем по следующим формулам:

$$t_{нр} = \frac{S_{ТНС2}}{V},$$

$$\text{tg } PY = \frac{2R}{S_{ТНС2}}.$$

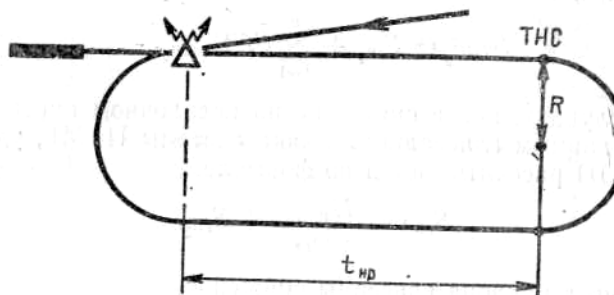


Рис. 6.38. Схема захода на посадку двумя разворотами на 180°

Таблица 6.3.

Значения $РУ$ и $t_{нр}$ в зависимости от высоты подхода и ветра

$U \cos \alpha$, км	Высота подхода, м							
	600	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000
+60	$РУ^\circ / t_{нр}$							
+40								
+20								
0								
-20								
-40								
-60								

6.32. Заход на посадку двумя разворотами на 180° (рис. 6.38) выполняется при выходе на ДПРМ с курсом, близким к посадочному.

После прохода ДПРМ экипаж выполняет разворот на 180° , в момент прохода траверза ДПРМ пускает секундомер и следует в течение времени $t_{нр}$ в точку начала разворота. Продолжительность полета от траверза ДПРМ до ТНР рассчитывается по указанным выше формулам.

6.33. Способ «круг над радиостанцией» (рис. 6.39) применяется при выходе ЛА на ДПРМ с курсом, отличающимся от посадочного примерно на 90° (270°).

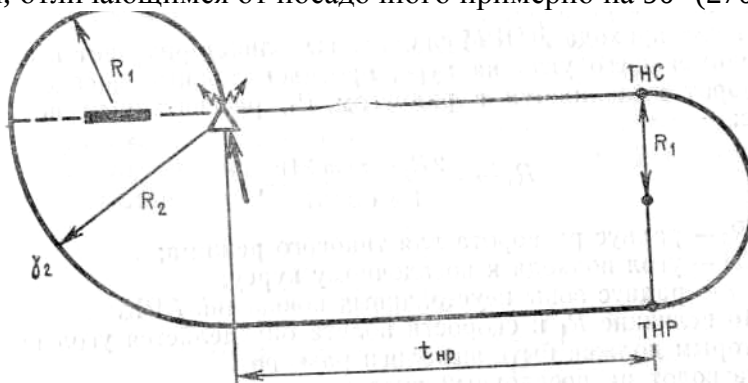


Рис. 6.39. Схема захода на посадку способом «круг над радиостанцией»

Для выполнения маневра необходимо, определив проход ДПРМ, ввести ЛА в разворот с заданным креном γ_1 и следить за показаниями стрелки указателя курсовых углов радиокompаса. Когда КУР станет равным 270° (90°), уменьшить крен вдвое γ_2 и, удерживая указанный КУР, продолжать разворот до выхода на курс, противоположный посадочному. По окончании разворота пустить секундомер и следовать в ТНР с учетом угла сноса. Разворот на посадочный курс начать через время $t_{нр}$ и выполнять его с креном γ_1

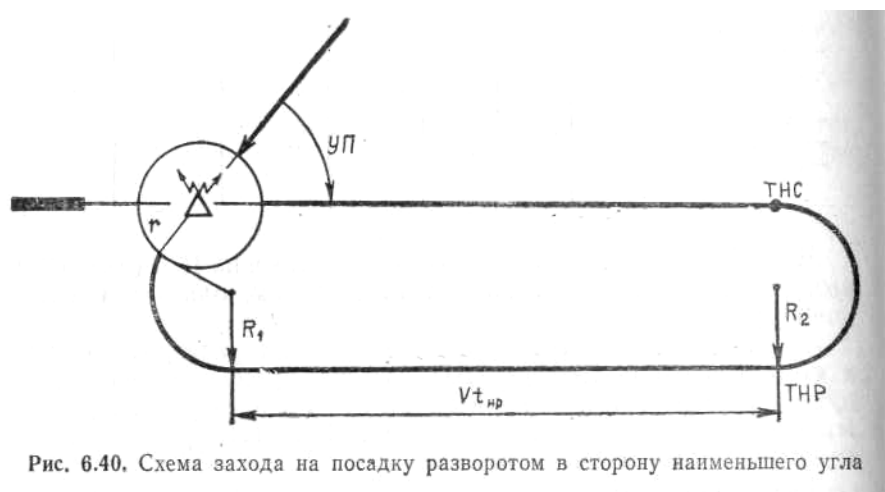


Рис. 6.40. Схема захода на посадку разворотом в сторону наименьшего угла

6.34. Разворот в сторону наименьшего угла (рис. 6.40) применяется в тех же случаях, что и «круг над радиостанцией». Он позволяет упростить маневр и сократить время полета до точки начала разворота.

После прохода ДПРМ экипаж выполняет разворот в сторону наименьшего угла на курс, противоположный посадочному. Разворот выполняется с радиусом R_1 , рассчитанным по формуле:

$$R_1 = \frac{2R_2 - r \sin \text{УП}}{1 + \cos \text{УП}},$$

где R_2 — радиус разворота для типового режима;
 УП — угол подхода к посадочному курсу;
 r — радиус зоны неустойчивых показаний АРК.

По величине R_1 и скорости полета определяется угол крена, с которым должен быть выполнен разворот.

Разворот на посадочный курс выполняется после разворота | на курс, противоположный посадочному, через время $t_{нр}$, которое рассчитывается по формуле:

$$t_{нр} = \frac{S_{\text{ТНЧ}_2} - R_1 \sin \text{УП} + r \cos \text{УП}}{V}.$$

Для определения $t_{нр}$ заранее составляются таблицы или графики.

6.35. Заход на посадку по малой коробочке (рис. 6.41) применяется при выходе на ДПРМ с курсор отличающимся от посадочного примерно на 90° (270).

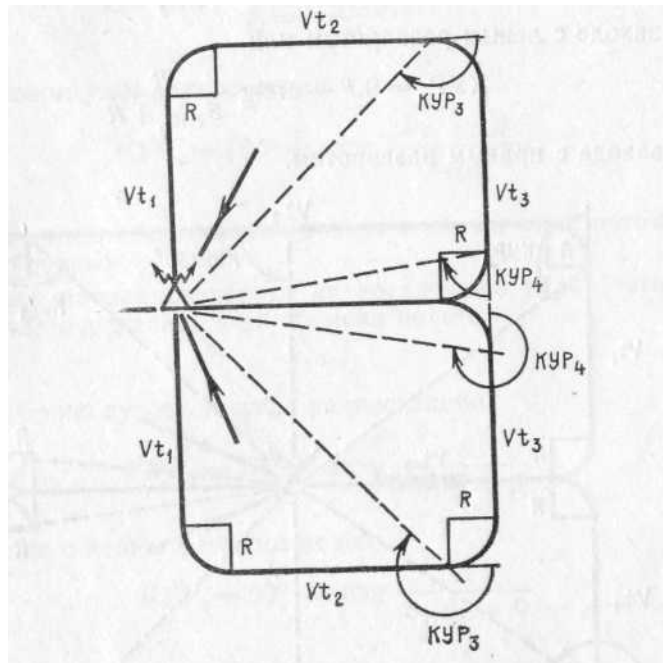


Рис.6.41. Схема захода на посадку по малой коробочке

Определив момент прохода ДПРМ, экипаж должен взять курс, отличающийся от посадочного на 90° (270°), и следовать с этим курсом в течение заданного времени t_1 , после чего выполнить разворот на противопосадочный курс. Начало третьего разворота определяется по времени полета на втором прямолинейном участке

$$t_2 = \frac{S_{\text{THC}_2} + R}{V}$$

и по назначению курсового угла радиостанции

$$\text{KYP}_3 = 180^\circ \pm \arctg \frac{Vt_1 + R}{S_{\text{THC}_2}},$$

где знак «плюс» соответствует заходу с левым разворотом, «минус» - с правым.

Момент начала разворота на осадочный курс (четвертого разворота) определяется по времени полета на третьем прямолинейном участке

$$t_3 = t_1 - \frac{R}{V}$$

и по назначению курсового угла радиостанции

$$\text{KYP}_4 = 270^\circ + \arctg \frac{R}{S_{\text{THC}_2} + R}$$

при заходе с левым разворотом или

$$\text{KYP}_4 = 90^\circ - \arctg \frac{R}{S_{\text{THC}_2} + R}$$

при заходе с правым разворотом.

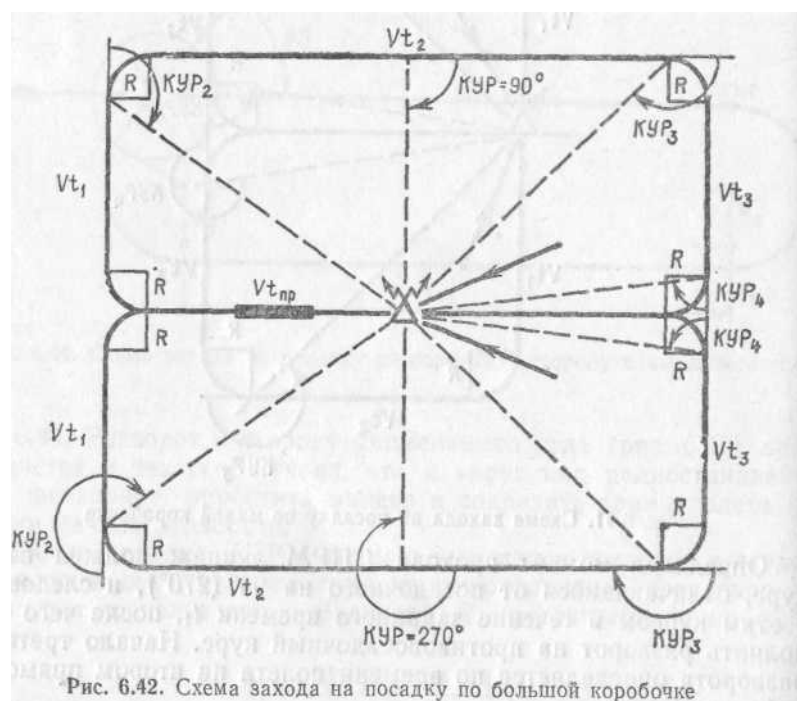


Рис. 6.42. Схема захода на посадку по большой коробочке

6.36. Заход на посадку по большой коробочке применяется при выходе на ДПРМ с курсом, близким к посадочному (рис. 6.42).

Определив момент прохода ДПРМ, экипаж продолжает полет с посадочным курсом в течение установленного времени t_{np} и по его истечении выполняет разворот на 90° .

Момент начала второго разворота определяется по истечении заданного времени t_1 и по соответствующему значению курсового угла радиостанции:

$$KYP_2 = 180^\circ \pm \arctg \frac{Vt_{np} + R}{Vt_1 + R},$$

где знак «плюс» соответствует заходу с левым разворотом, «минус» — с правым.

Третий разворот экипаж выполняет после прохода траверза ДПРМ через время t_2 :

$$t_2 = \frac{S_{THC_2}}{V}$$

при курсовом угле радиостанции

$$KYP_3 = 180^\circ \pm \arctg \frac{Vt_1 + 2R}{S_{THC_2}},$$

где знак «плюс» берется при заходе с левым разворотом, «минус» — с правым.

Момент начала разворота на посадочный курс (четвертого разворота) определяется по времени полета

$$t_3 = t_1$$

и по значению курсового угла радиостанции

$$KYP_4 = 270^\circ + \arctg \frac{R}{S_{THC_2} + R}$$

при заходе с левым разворотом или

$$KYP_4 = 90^\circ - \arctg \frac{R}{S_{THC_2} + R}$$

при заходе с правым разворотом.

6.37. На самолетах, оборудованных системой РСБН-6С, маневр для захода на посадку может быть построен не только относительно ДПРМ, но и относительно наземного маяка РСБН, который, как правило, устанавливается по центру ВПП на удалении бокового выноса Z_6 от ее оси. Использование маяка РСБН в качестве маркированной точки в

районе аэродрома существенно повышает точность построения маневра захода на посадку.

Схема захода на посадку с использованием наземного маяка с РСБН показана на рис. 6.43.

В район аэродрома экипаж выходит, выполняя полет на маяк РСБН курсовым или путевым способом. В зависимости от курса подхода и схемы захода на посадку, установленной для данного аэродрома, экипаж должен выполнить разворот на противопосадочный курс на определенной дальности до маяка ($D_{нр}$). Значения дальности начала разворота в зависимости от угла разворота на противопосадочный курс ($УР$) и радиуса разворота рассчитываются по формуле

$$D_{нр} = \frac{R(1 + \cos УР)}{\sin УР},$$

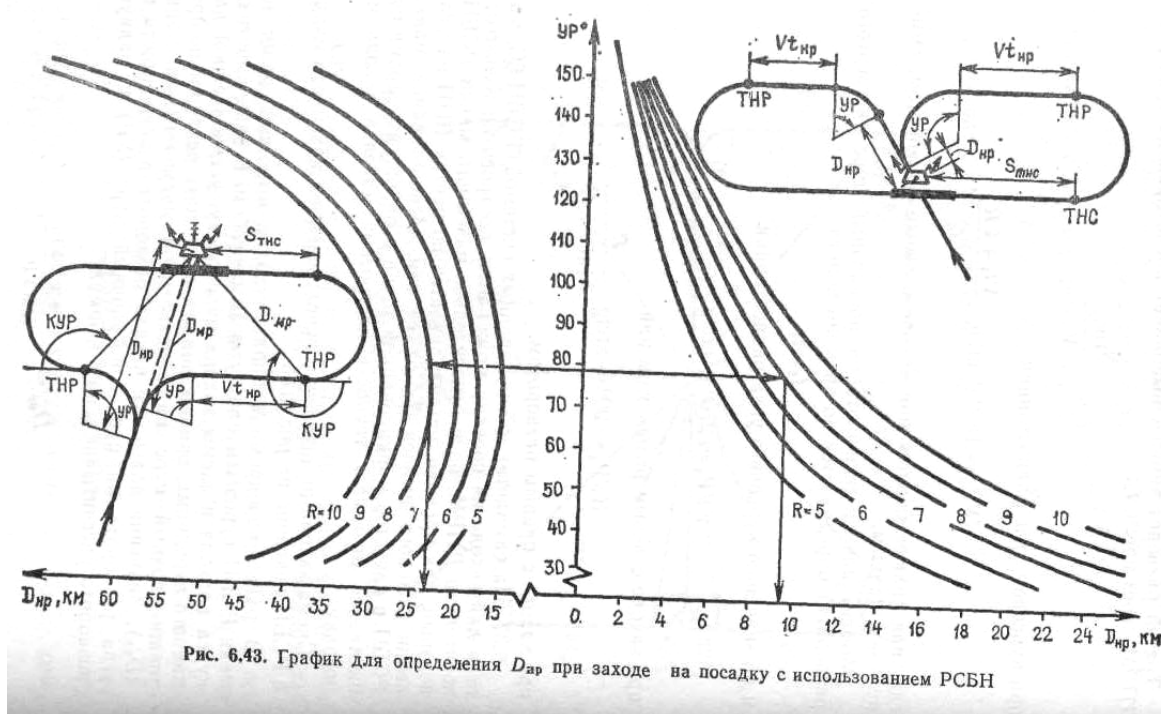


Рис. 6.43. График для определения $D_{нр}$ при заходе на посадку с использованием РСБН

если, разворот выполняется после пересечения посадочного курса, или по формуле

$$D_{нр} = \frac{R(3 - \cos УР)}{\sin УР},$$

если разворот выполняется без пересечения посадочного курса. На рис. 6.43 приведены графики для определения дальности начала разворота без учета высоты полета и величины бокового выноса маяка РСБН. Продолжительность полета с проти-вопосадочным курсом до точки начала разворота определяется по формуле

$$t_{нр} = \frac{S_{ТНЧ_1} + D_{нр} \cos УР - R \sin УР}{V},$$

если, разворот выполняется после пересечения посадочного курса, или по формуле

$$t_{нр} = \frac{S_{ТНЧ_1} - D_{нр} \cos УР - R \sin УР}{V},$$

если разворот выполняется без пересечения посадочного курса.

Точка начала разворота на посадочный курс определяется также по дальности до маяка и курсовому углу.

6.38. Режим СРП системы РСБН-2С с достаточной точностью обеспечивает заход на посадку любым из рассмотренных способов. При этом маяк РСБН может быть расположен как непосредственно на аэродроме посадки, так и в любой точке вне его, что позволяет выполнять заход на посадку при ограниченном использовании (отказе) средств

РСТО аэродрома.

Для захода на посадку двумя разворотами на 180° или с прямой (рис. 6.44) экипаж должен установить на блоке управления СРП (БУ СРП) заданный путевой угол (ЗПУ), угол цели (УЦ) относительно истинного меридиана маяка РСБН и дальность до цели ($D_{ц}$). Для сигнализации о моменте пролета точки начала разворота на щитке управления (ЩУ) установить ее азимут и дальность.

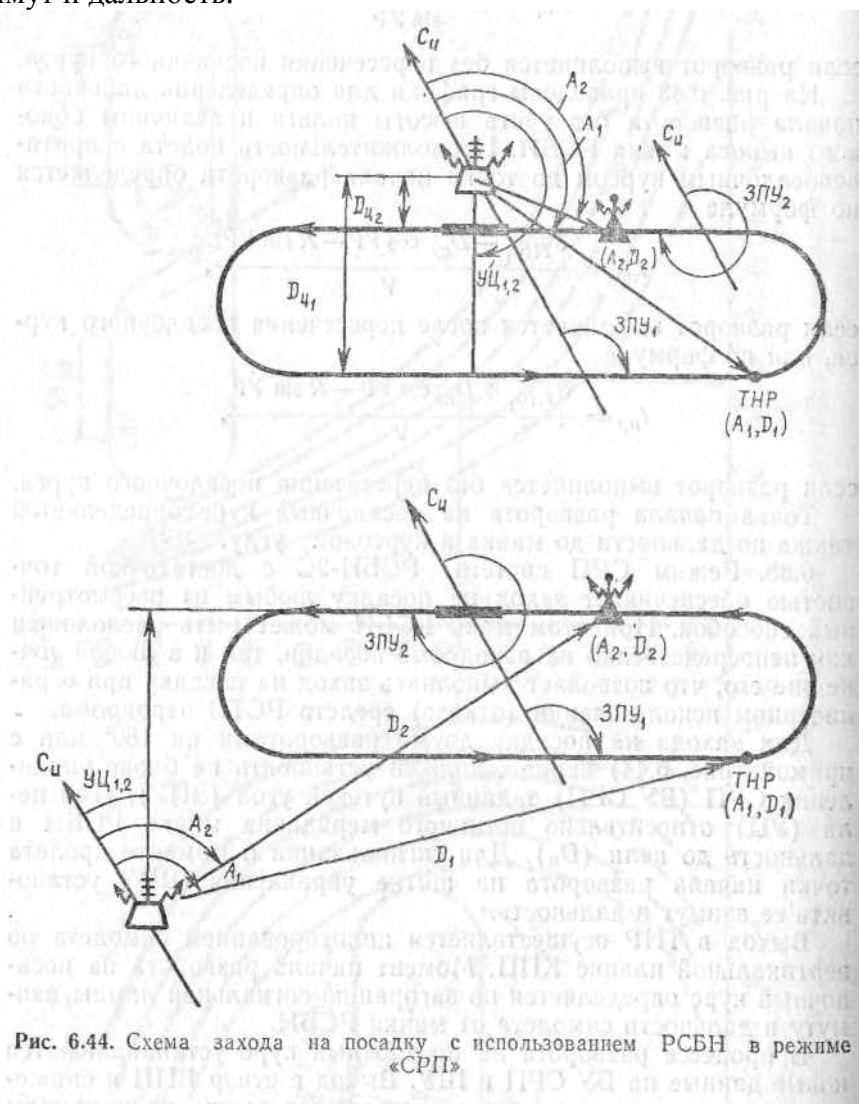


Рис. 6.44. Схема захода на посадку с использованием РСБН в режиме «СРП»

Э

Выход в ТНР осуществляется пилотированием самолета по вертикальной планке КПП. Момент начала разворота на посадочный курс определяется по загоранию сигнальной лампы, азимуту и дальности самолета от маяка РСБН.

В процессе разворота на посадочный курс устанавливаются новые данные на БУ СРП и ЩУ. Выход в створ ВПП и снижение с посадочным курсом осуществляются также по командам вертикальной планки КПП. Если аэродром оборудован системой ПРМГ, за $20\text{—}30^\circ$ до выхода на посадочный курс включается режим «Посадка».

6.39. Заход на посадку с рубежа начала снижения (РНС) (рис. 6.45) состоит в том, что ЛА активно выводится из любой точки воздушного пространства в расчетную точку (РТ), лежащую в створе ВПП, на заданной высоте. Снижение с высоты полета по маршруту до высоты РТ начинается на рубеже начала снижения, осуществляется с заданным режимом в направлении касательной к окружности разворота на посадочный курс и заканчивается на высоте РТ за 30 с до точки начала разворота на посадочный курс.

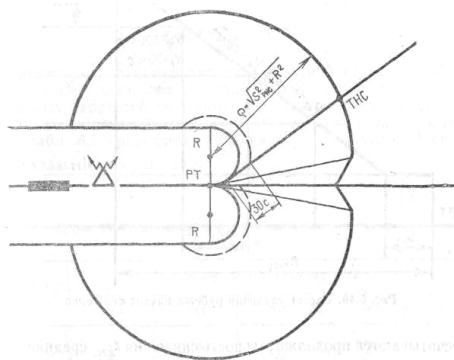


Рис. 6.45. Схема захода на посадку с рубежа начала снижения

Высота выхода в расчетную точку задается в Инструкции по производству полетов на данном аэродроме.

Удаление РТ от ВПП (S_{PT}) рассчитывается аналогично удалению ТНС (п. 6.30).

Рубежи начала снижения для различных высот подхода к аэродрому представляют собой дуги окружностей радиусом R , центр которых совпадает с центром окружностей разворота на посадочный курс:

$$r_i = \sqrt{R^2 + S_{PNCi}^2},$$

где R — радиус разворота на высоте выхода в расчетную точку;

S_{PNCi} — длина участка снижения от высоты полета по маршруту до высоты расчетной точки.

Расчет значений S_{PNCi} для различных высот подхода к аэродрому выполняется в следующем порядке.

Весь диапазон высот от практического потолка ЛА до высоты расчетной точки (H_{PT}) делится на слои $\Delta H \leq 200$ м (рис. 6.46). Для каждого слоя высот по толщине слоя и режиму снижения

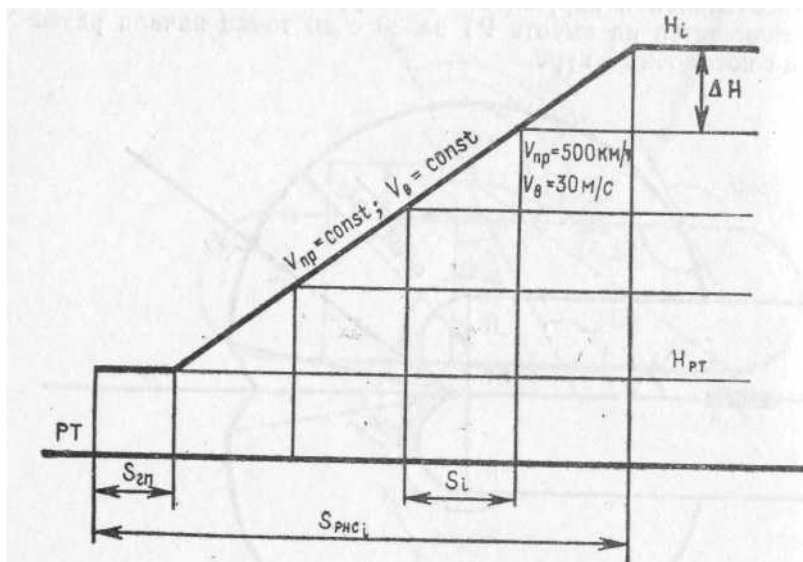


Рис. 6.46. Расчет удаления рубежа начала снижения

рассчитываются продолжительность снижения $t_{\Delta H}$, средняя горизонтальная скорость на снижении V_{gi} и путь ЛА за время снижения в каждом слое:

$$t_{\Delta H} = \frac{\Delta H}{V_{vi}};$$

$$V_{gi} = \sqrt{V_i^2 - V_{vi}^2};$$

$$S_i = V_{gi} t_{\Delta H};$$

где V_i и V_{vi} — соответственно средняя истинная и вертикальная скорости ЛА в i -м

слое высот.

При вертикальной скорости снижения менее 50 м/с средняя горизонтальная скорость V_{ri} на снижении принимается равной средней истинной скорости в i -м слое:

$$V_{ri} = V_i$$

В тех случаях, когда выход в РТ осуществляется с курсом, отличающимся от посадочного более чем на 10° , снижение должно быть закончено за 30 с до начала разворота на посадочный курс. Величина этой горизонтальной площадки рассчитывается по истинной скорости полета на высоте расчетной точки:

$$S_{гп} = V_{РТ} 30$$

Длина участка снижения от высоты полета по маршруту до высоты расчетной точки определяется по формуле

$$S_{РНС} = \sum_{i=1}^n S_i + S_{гп}.$$

Расчеты выполняются для ряда значений вертикальной скорости во всем диапазоне допустимых для данного типа ЛА вертикальных скоростей снижения. Результаты расчетов сводятся в таблицы и используются для управления посадкой ЛА с РНС.

В табл. 6.4 приведены значения $S_{РНСi}$ для условий снижения, указанных на рис. 6.46.

Таблица 6.4

Вертикальная скорость сни- жения, м/с	Длина участка снижения $S_{РНС}$ в зависимости от высоты полета и V_B Высота полета по маршруту, м				
	4000	6000	8000	10000	12000
10	37	73	113	158	209
20	21	39	59	82	108
30	17	30	45	60	78
40	13	22	32	43	56
50	11	18	26	35	45

6.40. Управление посадкой с использованием РНС осуществляется с пунктов управления по данным наземных РЛС, При этом необходимо:

- определить курс снижения;
- определить момент перехода на снижение;
- осуществлять контроль за снижающимся ЛА по направлению полета и вертикальной скорости снижения;
- определить момент начала разворота на посадочный курс.

Указанные задачи решаются с помощью палеток и графиков глиссад снижения, построенных по данным таблиц.

Палетка для управления посадкой с использованием РНС (рис. 6.47, построенный на основании табл. 6.4) представляет собой сетку рубежей начала снижения и строится непосредственно на карте (планшете) или на прозрачном материале в масштабе карты (планшета).

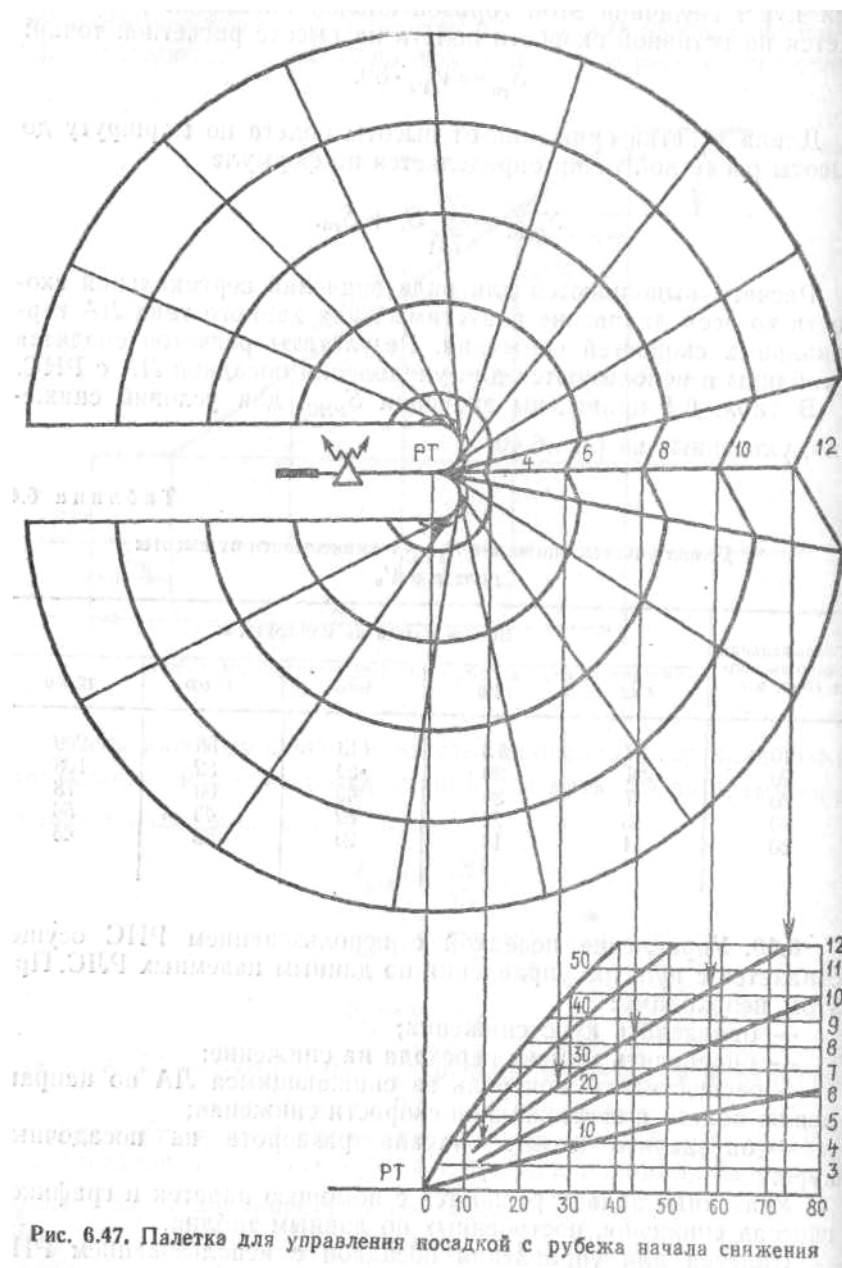


Рис. 6.47. Палетка для управления посадкой с рубежа начала снижения

Для построения сетки РНС необходимо:

- на посадочном курсе на удалении S_{PT} от торца ВПП наметить положение РТ;
- радиусом, равным радиусу разворота ЛА на высоте расчетной точки, провести две полуокружности разворота, касательные к РТ;

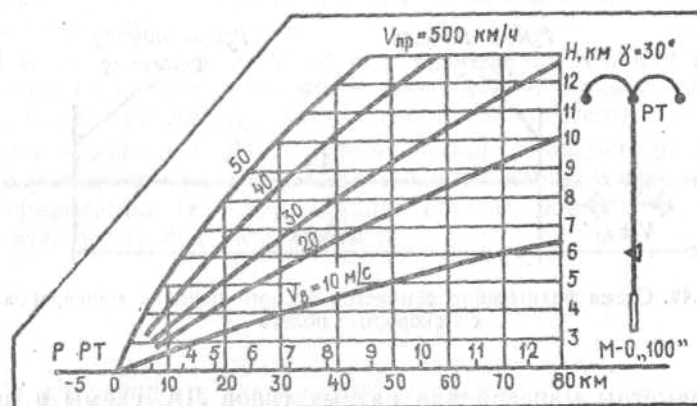


Рис. 6.48. График глиссад снижения

из РТ провести три луча, один из которых является продолжением оси ВПП, а два других отстоят от него на 10° ;

на продолжении оси ВПП от РТ отложить последовательно значения S_{PHCi} без учета S_m для заданной вертикальной скорости снижения (в табл. 6.4 строка для $V_B = 30$ м/с);

- на лучах, отстоящих от оси ВПП влево и вправо на 10° , отложить S_{PHCi} с учетом S_m ;
- из центра полуокружности разворота на посадочный курс провести дуги окружностей через полученные точки на лучах;
- полученные таким образом рубежи начала снижения оцифровать соответствующими высотами;
- провести касательные к полуокружностям разворота на посадочный курс через каждые $10 - 20^\circ$ и оцифровать их значениями курсов снижения в РТ.

На сетке рубежей начала снижения по данным РЛС ведется прокладка линии пути ЛА, по результатам которой экипажу определяются команды на исправление курса и изменение режима снижения ЛА.

Для контроля за правильностью выдерживания режима снижения строится график глиссады снижения в масштабе планшета или индикатора кругового обзора РЛС (на рис. 6.48 график построен по данным табл. 6.4).

По удалению ЛА от ТНР, полученному на экране РЛС, и высоте полета, периодически докладываемой экипажем, по графику определяется и передается летчику необходимая вертикальная скорость снижения.

6.41. На ЛА, оборудованных навигационными комплексами, предусмотрен автоматизированный заход на посадку с РНС. Повторный заход осуществляется двумя разворотами на 180° ,

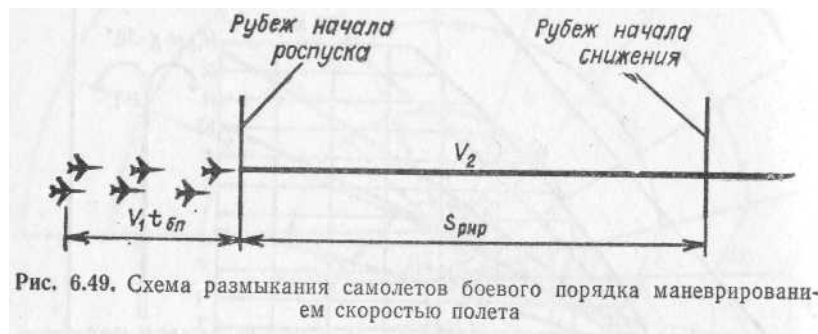


Рис. 6.49. Схема размыкания самолетов боевого порядка маневрированием скоростью полета

Параметры маневра для разных типов ЛА, схемы и действия экипажа при заходе на посадку изложены в инструкциях (руководствах) и методических пособиях ЛА.

6.42. Роспуск боевых порядков (размыкание) перед посадкой должен обеспечить безопасность при выполнении захода на посадку всех ЛА группы в минимальное время.

Безопасность полета при выполнении посадки группы ЛА в сложных метеорологических условиях достигается своевременным установлением и выдерживанием безопасных временных дистанций между ЛА.

Величина безопасной временной дистанции между заходящими на посадку ЛА рассчитывается по следующей формуле:

$$\Delta t_{\text{без}} = 4,25 \cdot V \left(\frac{S_{PHC}}{V_1^2} + \frac{S_{PT} - S_{ДПРМ}}{V_2^2} \right),$$

где V_1 и V_2 — средние истинные скорости снижения соответственно от РНС до РТ (S_{PHC}) и от РТ до ДПРМ ($S_{PT} - S_{ДПРМ}$).

Интервал посадки ЛА задается не менее $\Delta t_{\text{без}}$.

6.43. Размыкание групп ЛА перед посадкой осуществляется одним из следующих способов:

- маневрированием скоростью полета на маршруте до выхода в точку (на рубеж) начала снижения;
- разворотом на 180° в районе аэродрома;
- разворотом на 90° или маневром «змейка» на рубеже начала снижения.

6.44. Размыкание (ропуск) боевого порядка маневрированием скоростью на маршруте (рис. 6.49) исключает необходимость размыкания групп в районе аэродрома, упрощает организацию посадки ЛА, обеспечивает экономию топлива и полетного времени. Способ применяется для ЛА, имеющих большой диапазон скоростей горизонтального полета.

Маневр размыкания начинается в момент выхода ведущего на рубеж начала размыкания (РНР) и должен быть закончен каждым экипажем (группой) в момент прохода точки (рубежа) начала снижения.

В момент выхода на РНР ведущий подает команду на размыкание, по которой каждый ведомый устанавливает свою скорость V_{2i} , а ведущий продолжает полет на скорости V_1 .

Если удаление РНР от рубежа начала снижения не задано, оно определяется по возможной разности скоростей полета при маневрировании ($V_1 - V_2$), глубине боевого порядка $t_{бп}$ и продолжительности посадки группы $t_{пос}$:

$$S_{РНР} = \frac{V_1(V_2 t_{пос} - V_1 t_{бп})}{V_1 - V_2}.$$

По полученному (заданному) удалению $S_{РНР}$ для каждого ЛА (группы) боевого порядка рассчитывается скорость при маневрировании:

$$V_{2i} = \frac{V_1 t_{бпi} + S_{РНР}}{t_{посi} + \frac{S_{РНР}}{V_1}},$$

где $t_{бпi}$, $t_{посi}$ — соответственно временная дистанция в боевом порядке и интервал посадки i -го ЛА относительно ведущего боевого порядка.

Заход на посадку после размыкания может быть выполнен любым из рассмотренных способов.

6.45. Ропуск (размыкание) разворотом на 180° (на петле) производится при невозможности разомкнуть боевой порядок на заданные дистанции на маршруте до выхода в район аэродрома.

После выхода на ДПРМ ведущий выводит группу в точку начала разворота (рис. 6.50,а), выполняет разворот на посадочный курс и подает команду на ропуск. Остальные экипажи выходят в ТНР, выполняют разворот и продолжают полет с курсом, противоположным посадочному.

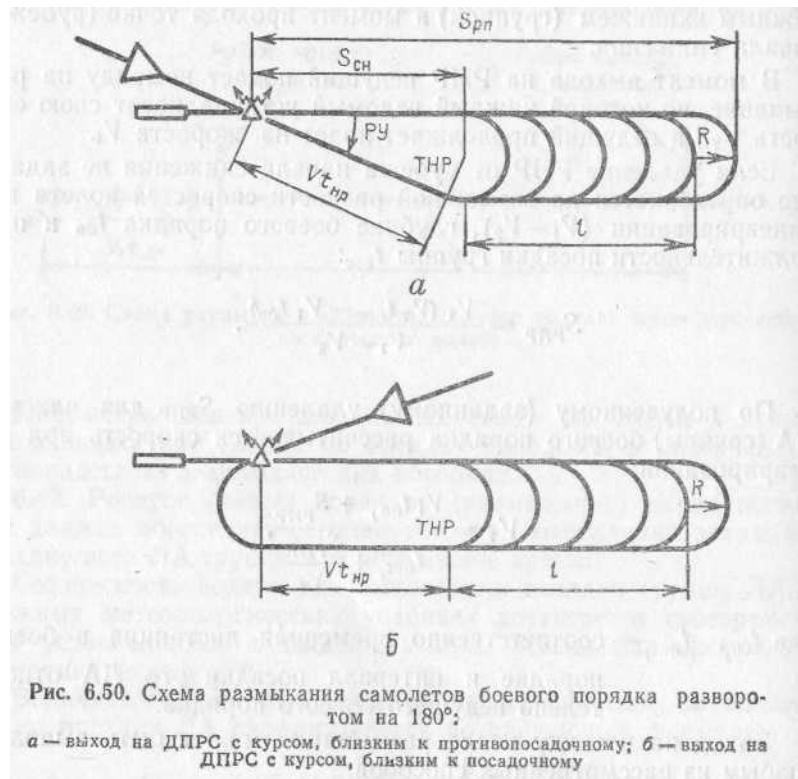


Рис. 6.50. Схема размыкания самолетов боевого порядка разворотом на 180°:

а — выход на ДПРС с курсом, близким к противоположному; б — выход на ДПРС с курсом, близким к посадочному

Момент начала разворота на посадочный курс каждым ведомым определяется самостоятельно по выдержке времени от момента подачи команды ведущим

$$t_{\text{выд}_i} = \frac{t_{\text{пос}_i} + t_{\text{бп}_i}}{2}$$

или по команде, подаваемой впереди идущим экипажем:

$$t_{\text{выд}_i} = \frac{\Delta t_{\text{пос}} + \Delta t_{\text{бп}}}{2}$$

В целях повышения скрытности момент начала разворота на посадочный курс может быть определен по выдержке времени от момента пролета контрольного ориентира (естественного или искусственного), В этом случае

$$t_{\text{выд}_i} = \frac{t_{\text{пос}_i} - t_{\text{бп}_i}}{2}$$

Продолжительность роспуска и посадки группы от момента выхода ведущего на ДПРМ и до момента посадки последнего самолета

$$t_{\text{рп}} = t_{\text{нр}} + t_{180+py} + t_{\text{сн}} + t_{\text{пос}}$$

При выходе группы на ДПРМ с курсом, близким к посадочному (рис. 6.50,б), продолжительность роспуска и посадки увеличивается на t_{180} .

Длина участка роспуска

$$S_{\text{рп}} = S_{\text{ТНС}_2} + l + R,$$

где l — длина петли.

$$l = V \frac{t_{\text{пос}} - t_{\text{бп}}}{2}$$

6.46. Если боевой порядок состоит из нескольких групп или из большого числа ЛА, которые условно могут быть разделены на отдельные группы, роспуск в районе аэродрома осуществляется на двойной петле, что позволяет значительно уменьшить район роспуска.

Первая группа после прохода ДПРМ выполняет размыкание и посадку на петле (рис. 6.51). Вторая и последующие группы гасят избыток времени на второй петле. Время полета на прямолинейном участке второй петли рассчитывается по формулам:

а) при выходе на аэродром с курсом, близким к противоположному посадочному (рис.

6.51,а):

$$t_2 = \frac{n_1 \Delta t_{\text{пос}} - \Delta t_{\text{бп2}} - t_{\text{зб0}}}{2} + t_{\text{зап2}};$$

б) при выходе на аэродром с курсом, близким к посадочному (рис. 6.51,б):

$$t_2 = \frac{n_1 \Delta t_{\text{пос}} - \Delta t_{\text{бп2}}}{2} + t_{\text{зап2}},$$

где n_1 — число ЛА в первой группе;

$\Delta t_{\text{бп2}}$ — временная дистанция между ведущим первой и второй групп (разность во времени выхода ведущих групп на ДПРМ);

$t_{\text{зап2}}$ — запасное время (30—60 с).

Для третьей группы время полета на прямолинейном участке второй петли рассчитывался следующим образом:

$$t_3 = \frac{(n_1 + n_2) \Delta t_{\text{пос}} - \Delta t_{\text{бп3}} - t_{\text{зб0}}}{2} + t_{\text{зап3}};$$

$$t_3 = \frac{(n_1 + n_2) \Delta t_{\text{пос}} - \Delta t_{\text{бп3}}}{2} + t_{\text{зап3}},$$

где $t_{\text{зап3}}$ — запасное время (30—60 с).

Продолжительность роспуска и посадки боевого порядка

$$t_{\text{рп}} = t_{\text{нр}} + t_{\text{ис0+пу}} + t_{\text{сн}} + t_{\text{пос}} + t_{\text{зап(2+3)}};$$

длина участка роспуска

$$S_{\text{рп}} = S_{\text{ГНС}} + Vt_3 + l + 2R,$$

Петля погашения избытка времени для второй и доследующих групп может быть ориентирована по-разному в зависимости от ограничений воздушного пространства в районе аэродрома.

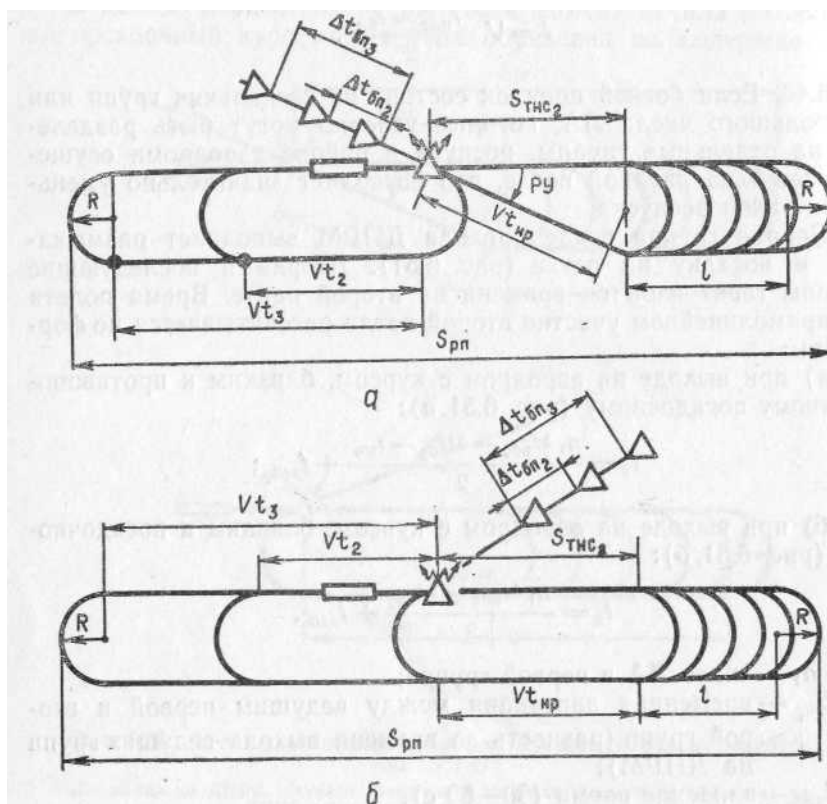


Рис. 6.51. Схема размыкания самолетов боевого порядка на двойной петле:

а — выход на ДПРС с курсом, близким к противопосадочному; б — выход на ДПРС с курсом, близким к посадочному

6.47. Разворотом на 90° или маневром «змейка» на рубеже начала снижения обеспе-

чивается размыкание на посадочные дистанции ЛА боевого порядка составом до звена включительно.

Размыкание разворотом на 90° выполняется при выходе группы в район аэродрома вдоль рубежа начала снижения (рис. 6.52, а).

Точка начала разворота ведущего выбирается на удалении от рубежа начала снижения, равном радиусу разворота. В момент выхода в точку начала разворота ведущий подает команду на роспуск, выполняет разворот на 90° и заходит на посадку с РНС.

РНС. Остальные экипажи группы продолжают полет с прежним курсом и по истечении выдержки времени, равной интервалу посадки, последовательно выполняют развороты и заходят на посадку с РНС.

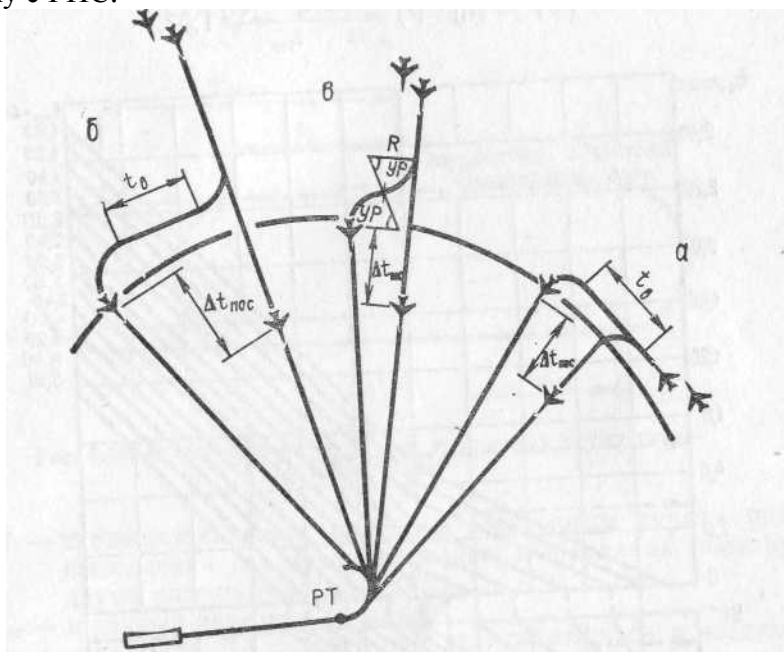


Рис. 6.52. Схема размыкания самолетов боевого порядка на рубеже начала снижения: а – разворотом на 90° ; б – «змейка» с прямолинейным участком; в – «змейка» без прямолинейного участка

6.48. Если группа выходит перпендикулярно рубежу начала снижения, размыкание на посадочные дистанции достигается выполнением маневра «змейка».

В зависимости от дистанций между ЛА боевого порядка и интервала посадки «змейка» может быть с прямолинейным участком и без него.

При выполнении «змейки» с прямолинейным участком (рис. 6.52, б) в точке начала роспуска ведущий подает команду на роспуск и выполняет заход на посадку с РНС. Ведомые по этой команде отворачивают на 90° , следуют с новым курсом время t_{Bi} , после чего последовательно разворачиваются на 90° и заходят на посадку с РНС.

$$t_{Bi} = t_{посi} - t_{6pi} - 0,36t_{180}.$$

«Змейка» без прямолинейного участка (рис. 6.52, в) выполняется в том случае, когда величина изменения дистанции между ЛА боевого порядка меньше продолжительности разворота самолета на 180° .

В этом случае параметром маневра является угол разворота (УР), который рассчитывается по формуле

$$(\text{УР} - \sin \text{УР}) = \frac{t_{посi} - t_{6pi}}{t_{180}} 1,57.$$

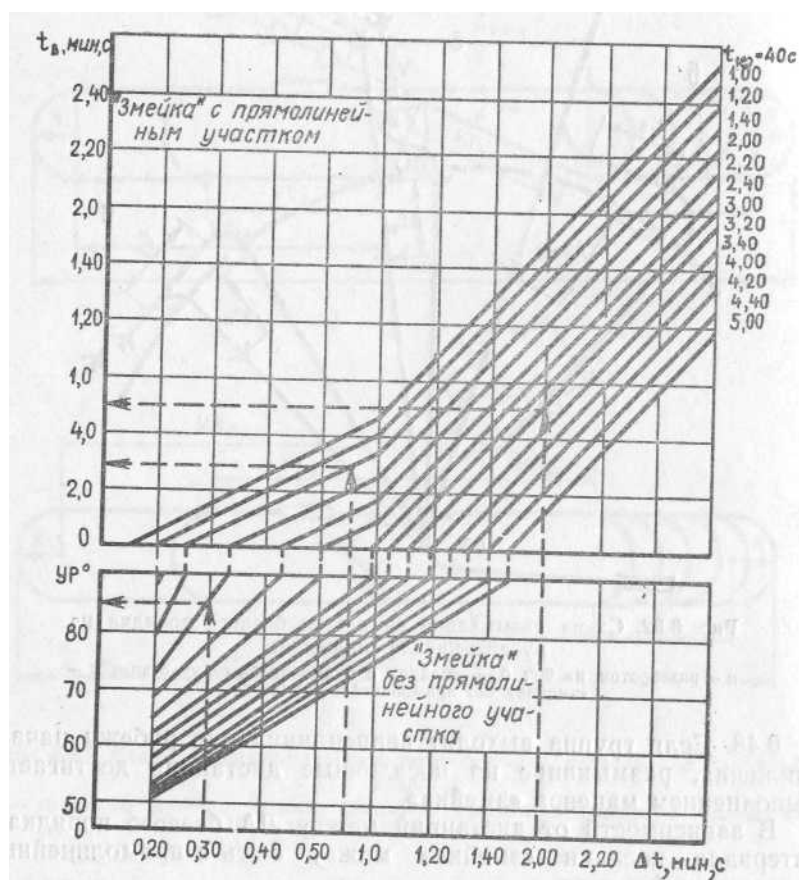


Рис. 6.53. График для определения параметров «змейки»

Параметры «змейки» в зависимости от величины изменения дистанции ($\Delta t_i = t_{\text{пос}i} - t_{\text{бп}i}$) и продолжительности разворота на 180° приведены на графике (рис. 6.53).

6.49. В случае ухода на второй круг одного из экипажей боевого порядка он должен выполнить повторный заход на посадку двумя разворотами на 180° (рис. 6.54) и произвести посадку за последним ЛА боевого порядка через интервал посадки $\Delta t_{\text{пос}}$. Для этого ушедший на второй круг экипаж должен пройти с посадочным курсом расчетное время:

$$t_{\text{расч}} = t_1 + \frac{\Delta t_{\text{пос}}}{2} (n_{\text{ф}} - n_{\text{р}});$$

$$n_{\text{р}} = \frac{t_{\text{манст}} - t_{\text{зап}}}{\Delta t_{\text{пос}}},$$

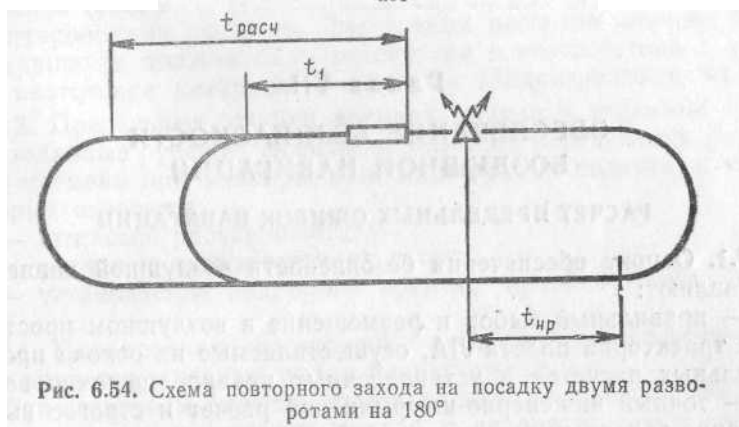


Рис. 6.54. Схема повторного захода на посадку двумя разворотами на 180°

где t_1 — продолжительность полета с посадочным курсом при выполнении стандартного маневра захода на посадку двумя разворотами на 180° ;

$\Delta t_{\text{пос}}$ — заданный интервал посадки;

$n_{\text{ф}}$ — количество ЛА боевого порядка, оставшихся в воздухе

в момент ухода на второй круг;

n_p — количество ЛА, которые могут выполнить посадку с заданным интервалом за время выполнения стандартного маневра захода на посадку двумя разворотами на 180° ;

$t_{\text{манст}}$ — продолжительность стандартного маневра захода на посадку двумя разворотами на 180° ;

$t_{\text{зап}}$ — запасное время (30-60 с).

По этой формуле рассчитывается таблица для различного числа ЛА и возможных интервалов посадки, которая используется экипажами боевого порядка и руководителем полетов для определения параметров маневра захода на посадку экипажа, ушедшего на второй круг.

Глава VII. ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

РАСЧЕТ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОШИБОК НАВИГАЦИИ

7.1. Основу обеспечения безопасности воздушной навигации составляют:

- правильный выбор и размещение в воздушном пространстве траекторий полета ЛА, осуществляемые на основе предварительных расчетов и установленных правил эшелонирования;
- точный инженерно-штурманский расчет и строгое выдерживание заданных режима и профиля полета;
- неукоснительное соблюдение основных правил воздушной навигации.

7.2. Предельная ошибка выдерживания ЛЗП (ширина полосы маршрута C) определяется либо для одного этапа маршрута, либо для участка маршрута, состоящего из N этапов ($N \geq 2$).

Расчет ширины полосы маршрута производится по формулам:

- для одного этапа маршрута

$$C = m_l - \sigma_l [0,45 + 0,78 \ln (\ln P_0)];$$

- для участка маршрута, состоящего из N этапов:

$$C = m_l - \sigma_l \{0,45 + 0,78 \ln [1n N - (1nP_0 + N)]\}.$$

Математическое ожидание m_l и среднее квадратическое отклонение величины максимального линейного бокового отклонения (ЛБУ) на этапе маршрута определяются путем статистической обработки фактических значений максимальных ЛБУ от ЛЗП (на каждом этапе), наблюдавшихся в полетах, выполненных в одинаковых условиях:

$$m_l = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |l_i|;$$
$$\sigma_l = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (|l_i| - m_l)^2},$$

где $|l_i|$ — абсолютные значения максимальных ЛБУ;
 n — количество максимальных ЛБУ.

Результаты расчетов значений C сводятся в таблицы или графики, которые используются при практической работе. Расчеты целесообразно выполнять для следующих значений гарантийной вероятности: 0,9; 0,95; 0,99; 0,997 и 0,9999. Вариант расчетов значений C для различных родов авиации приведен на графиках (рис. 7.1). Данные графиков можно использовать для ориентировочных расчетов. Для точных расчетов ширина полосы маршрута должна быть рассчитана в соответствии с уровнем подготовки конкретного экипажа (подразделения, части).

7.3. Предельные ошибки времени выхода в заданные точки (на заданные рубежи) зависят от способов определения расчетного времени при планировании маршрутных полетов, к числу которых относятся:

- штилевой расчет полета;
- расчет по эквивалентному ветру;
- установление заданного времени прохода точек (рубежей).

7.4. Планирование маршрутных полетов по штилевому расчету является основным видом планирования.

При штилевом расчете полета оценка возможного отклонения фактического времени выхода в заданную точку (на рубеж) от расчетного производится с использованием формулы

$$T = T_{шт} + (3t_{обр} \pm 4Xt_{туда}),$$

где $t_{обр}$ — расчетное время полета в часах до заданного рубежа после прохода дальней точки маршрута (цели). Если рубеж находится до цели, следует считать $t_{обр} = 0$;
 $t_{туда}$ — расчетное время полета в часах до заданного рубежа от ИПМ. При этом, если рубеж расположен на второй половине маршрута, то есть после пролета наиболее удаленной точки (цели), следует считать $t_{туда}$ равным половине общей продолжительности полета;

$T_{шт}$ — штилевое расчетное время выхода в заданную точку (на рубеж);

T — наиболее раннее (со знаком «минус» в формуле) или наиболее позднее ожидаемое время прохода точки (рубежа);

X — нормированная переменная, соответствующая определенному значению гарантийной вероятности. Величина X для наиболее употребительных значений $P_{гар}$ приведена в табл. 7.1.

Увеличение продолжительности полета по сравнению со штилевой расчетной для некоторых значений гарантийной вероятности приведено в табл. 7.2.

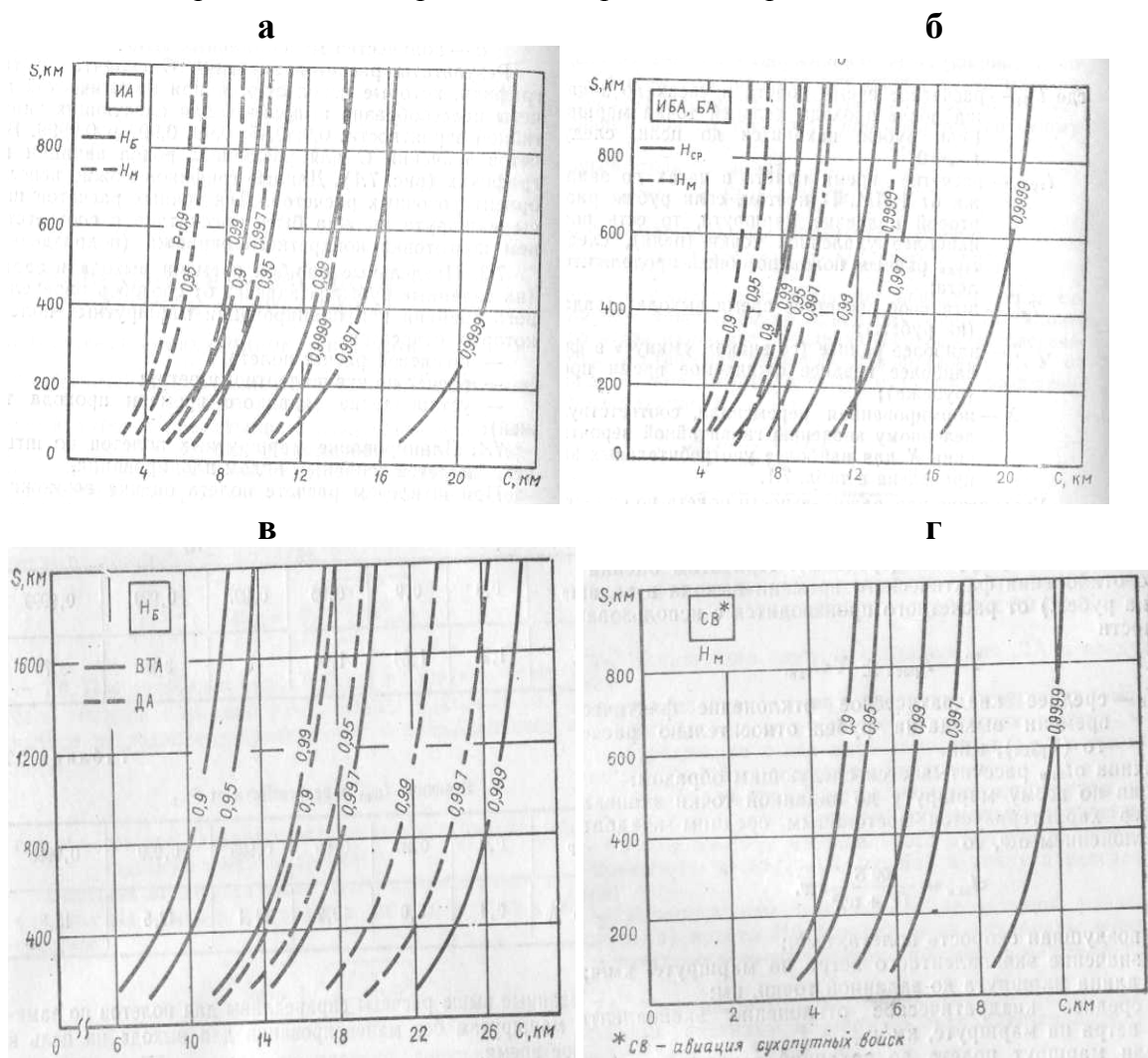


Рис. 7.1. Ширина полосы маршрута C :

а - для ИА на малых и больших высотах; б - для ИБА, БА на малых и средних высотах; в - для ВТА, ДА на больших высотах; г - для АА на малых высотах

Таблица 7.1

Величина X в зависимости от P _{гар}						
P _{гар}	0,8	0,9	0,95	0,997	0,999	0,9999
X	1,28	1,64	1,96	3	3,29	3,76

Таблица 7.2

Величина в зависимости от P _{гар}					
P _{гар}	0,9	0,95	0,995	0,999	0,9998
Δt _{max} , %	6,8	8,0	10,2	11,1	15,8

Указанные выше расчеты справедливы для полетов по замкнутым маршрутам без маневрирования для выхода на цель в заданное время.

7.5. Расчет полета по среднему статистическому значению эквивалентного ветра производится при систематических полетах по одним и тем же маршрутам (трассам). При этом оценка возможного отклонения фактического времени выхода в заданную точку (на рубеж) от расчетного производится с использованием зависимости

$$T = T_{\text{расч}} \pm X \sigma t_{\text{экв}},$$

где $\sigma t_{\text{экв}}$ — среднее квадратическое отклонение фактического времени выхода на рубеж относительно расчетного ($T_{\text{расч}}$), мин.

Величина $\sigma t_{\text{экв}}$ рассчитывается следующим образом:

если по всему маршруту до заданной точки эквивалентный ветер характеризуется постоянным средним квадратическим отклонением $\sigma \omega$, то

$$\sigma t_{\text{экв}} = \frac{60 S}{(V + w)^2} \sigma \omega,$$

где V — воздушная скорость полета, км/ч;

ω — значение эквивалентного ветра на маршруте, км/ч;

S — длина маршрута до заданной точки, км;

$\sigma \omega$ — среднее квадратическое отклонение эквивалентного ветра на маршруте, км/ч;

– если маршрут полета до заданной точки состоит из N этапов, на каждом из которых среднее квадратическое отклонение ветра имеет различную величину $\sigma \omega_i$, то сначала определяются значения $\sigma t_{\text{экв}i}$ для каждого этапа, а суммарное значение определяется по формуле

$$\sigma t_{\text{экв}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma t_{\text{экв}i}^2}.$$

7.6. При задании времени выхода в заданную точку (на рубеж) оценка возможного отклонения фактического времени выхода от заданного производится с использованием зависимости

$$T = T_{\text{зад}} \pm X \sigma t,$$

где σt — среднее квадратическое отклонение ошибки выхода в заданную точку по времени.

Величина σt определяется путем статистической обработки фактических ошибок во времени выхода на цель (рубеж) по формуле

$$\sigma t = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta t_i^2}$$

где Δt_i — ошибки выхода по времени, допущенные в полетах;

n — количество ошибок.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ОТ СТОЛКНОВЕНИЙ И ПОПАДАНИЯ В ЗАПРЕТНЫЕ ЗОНЫ

7.7. Исключение случаев столкновения ЛА в воздухе достигается:

- а) при полетах по параллельным маршрутам «установлением минимально допустимого расстояния между маршрутами, исключающего с заданной гарантийной вероятностью попадание ЛА в полосы соседних маршрутов;
- б) при полетах по пересекающимся маршрутам или сходящимся на расстояние, меньшее минимально допустимого:
 - установлением минимального временного интервала между моментами выхода ЛА (групп) в точку пересечения маршрутов;
 - установлением минимально допустимой разности высот (эшелонов) полета ЛА (групп), если интервалы времени выхода в точку пересечения маршрутов менее минимально допустимых.

7.8. Минимально допустимое расстояние $L_{\min}$ между параллельными участками маршрутов определяется по формуле

$$L_{\min} = C_1 + C_2,$$

где C_1 и C_2 — половина ширины полосы соответственно первого и второго маршрутов.

Значения C_1 и C_2 рассчитываются по приведенной выше методике для вероятности P_0 , которая зависит от общего количества ЛА N_c в обеих группах и заданной гарантийной вероятности $P_{\text{гар}}$ непопадания ни одного из ЛА в полосу маршрута соседней группы.

Гарантийная вероятность принимается равной 0,9 при полете групп на попутных и 0,99 — на встречных курсах. Для указанных значений гарантийной вероятности $P_{\text{гар}}$ и некоторых значений общего количества ЛА N_c в табл. 7.3 приведены значения вероятности P_0 .

Таблица 7.3

$P_{\text{гар}}$	Значение P_0 в зависимости от $P_{\text{гар}}$ и N_c			
	N_c			
	10	20	50	100
0,9	0,9789	0,9895	0,9958	0,9979
0,99	0,998	0,999	0,9996	0,9998

7.9. Минимальный временной интервал выхода групп в точку пересечения их маршрутов $\Delta t_{\min}$ определяется по формуле

$$\Delta t_{\min} = m\Delta t_n + X_1\sigma t_n + \Delta t_c,$$

где $m\Delta t_n$ — математическое ожидание возможного сокращения интервала между группами;

X_1 — нормированная переменная, соответствующая заданной гарантийной вероятности $P_{\text{гар}}$ исключения сокращения временного интервала меньше допустимого. Рекомендуется принимать $P_{\text{гар}} \geq 0,9$ в зонах с надежным радиолокационным контролем ($X_1 = 1,28$) и $P_{\text{гар}} \geq 0,99$ в зонах с недостаточным радиолокационным контролем ($X_1 = 2,33$);

σt_n — суммарное среднее квадратическое отклонение временного интервала между моментами выхода групп в точку пересечения маршрутов;

Δt_c — поправка на возможные боковые отклонения групп при выходе в точку пересечения маршрутов

$$\Delta t_c = \frac{2C}{V} \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2},$$

где C — половина ширины полосы маршрута;

* Под моментами прохода группами точки пересечения маршрутов подразумеваются моменты прохода этой точки замыкающим самолетом первой и ведущим самолетом второй группы.

V — средняя скорость подхода групп к точке пересечения маршрутов;

α — угол между направлениями подхода групп к точке пересечения маршрутов (отсчитывается со знаком «плюс» от 0 до 180°).

Значение $m\Delta t_{и}$, мин, при штилевом расчете времени прохода определяется по формуле

$$m\Delta t_{и} = 3(t_{обpI} - t_{обpII}),$$

где $t_{обpI}$ и $t_{обpII}$ — расчетное время полета первой и второй групп в часах от наиболее дальних точек маршрутов до точки пересечения маршрутов. Если точка пересечения находится на первой половине маршрута, расчет ведется по эквивалентному ветру, $t_{обp}$ принимается равным нулю.

Величина $\sigma t_{и}$ рассчитывается по соотношению

$$\sigma t_{и} = \sqrt{\sigma t_I^2 + \sigma t_{II}^2},$$

где Δt_I и Δt_{II} — средние квадратические отклонения времени выхода в точку пересечения соответственно первой и второй групп, которые рассчитываются:

а) при определении момента выхода по штилевому расчету в минутах

$$\sigma t_I (и) = 4t_{туда I} (и);$$

б) при определении момента выхода расчетом по эквивалентному ветру в качестве величин $\sigma t_I (и)$ берутся значения $\sigma t_{эkv}$;

в) если время выхода групп в точку пересечения задано, следует полагать $\sigma t_I \approx \sigma t_{II} = 1$ мин и $\sigma t_{и} = 1,4$ мин.

7.10. Минимально допустимая разность высот (эшелонов) полета ЛА (групп), интервал времени выхода которых в точку пересечения маршрутов менее минимально допустимого, определяется по формуле

$$\Delta H_{min} = h + X / \sqrt{2} \sigma H,$$

где h — вертикальный размер (высота) ЛА;

X — нормированная переменная, соответствующая заданной гарантийной вероятности $P_{гар}$ расхождения ЛА по высоте (табл. 7.1);

σH — среднее квадратическое отклонение ошибки измерения и выдерживания заданной высоты (эшелона) полета.

Величина σH рассчитывается следующим образом:

а) при эшелонировании по показаниям барометрических высотомеров, устанавливаемых на единое начальное давление:

$$\sigma H = \sqrt{\sigma^2 H_{бар} + \sigma^2 H_{выд}},$$

где $\sigma H_{бар}$ — среднее квадратическое отклонение ошибки измерения высоты эшелона за счет инструментальных и аэродинамических погрешностей барометрических высотомеров;

$\sigma H_{выд}$ — среднее квадратическое отклонение ошибки выдерживания заданной высоты;

б) при эшелонировании полетов ниже нижнего эшелона на заданных высотах с совместным использованием барометрических и радиовысотомеров

$$\sigma H = \sqrt{\sigma^2 H_{рв} + \sigma^2 H_{выд} + \sigma^2 H_{рел}},$$

где $\sigma H_{рв}$ — среднее квадратическое отклонение ошибки измерения высоты радиовысотомером (~15 м);

$\sigma H_{выд}$ — среднее квадратическое отклонение ошибки выдерживания заданной высоты;

$\sigma H_{рел}$ — среднее квадратическое отклонение абсолютной высоты рельефа, равное 1/3 максимального перепада высот рельефа местности на участке измерения высоты с радиовысотомером.

7.11. Истинная безопасная высота полетов может быть рассчитана по формуле

$$H_{\text{ист.без}} = \Delta H_{\text{изм}} + \Delta H_{\text{выд}} + \Delta H + \Delta H_{\text{зап}},$$

- где $\Delta H_{\text{выд}}$ — максимальная ошибка выдерживания заданной высоты (для вероятности 0,9999 $\Delta H_{\text{выд}} = 3,9 \sigma H_{\text{выд}}$);
 $\Delta H_{\text{изм}}$ — максимальная ошибка измерения относительной высоты полета ($\Delta H_{\text{изм}} = 3,9 \sigma H_{\text{изм}}$);
 ΔH — ошибка измерения высоты барометрическим высотомером вследствие локальных понижений атмосферного давления в зонах завихрений горизонтального воздушного потока. Учитывается при выполнении полетов над местностью с резкими перепадами высот рельефа (500 м и более) и рассчитывается в метрах по формуле $\Delta H = 0,1 U^2$ (U — скорость ветра, м/с);
 $\Delta H_{\text{зап}}$ — запас высоты на ошибки в определении высоты наземных препятствий и методические погрешности расчета показаний прибора для полета на безопасной высоте (40—50 м).

При пилотировании по показаниям барометрического высотомера без контроля высоты по радиовысотомеру среднее квадратическое отклонение ошибки измерения высоты $\sigma H_{\text{изм}}$ определяется по формуле

$$\sigma H_{\text{изм}} = \sqrt{\sigma^2 H_{\text{сум}} + \sigma^2 H_{\text{р}}},$$

- где $\sigma H_{\text{сум}}$ — суммарное среднее квадратическое отклонение ошибки определения инструментальной и аэродинамической поправок (~30 м);
 $\sigma H_{\text{р}}$ — среднее квадратическое отклонение ошибки в высоте за счет ошибки определения минимального приведенного атмосферного давления на участке полета в метрах;

$$\sigma H_{\text{р}} = \sqrt{10S + 36t},$$

- где S — удаление, км, участка полета от ближайшей точки измерения атмосферного давления;
 t — время, ч, от момента измерения атмосферного давления до выхода в район полета на безопасной высоте (формула справедлива при $t \leq 12$ ч).



Рис. 7.2. К расчету атмосферного давления на уровне отсчета высоты

При пилотировании с контролем высоты по радиовысотомеру

$$\sigma H_{\text{изм}} = \sqrt{\sigma^2 H_{\text{рв}} + \sigma^2 H_{\text{рел}}},$$

7.12. Экипаж ЛА при подготовке к полету обязан по заданной истинной безопасной высоте рассчитать минимальную безопасную высоту полета по прибору с учетом рельефа местности, высоты препятствий, температурной поправки и данных о состоянии атмосферного давления, а также аэродинамических, волновых и инструментальных поправок высотомера. Расчеты производятся по формуле

$$H_{\text{пр. без}} = H_{\text{отн. ур}} + (P_{\text{выс}} - P_{\text{ур}}) 11 - \Delta H_{\text{тем}} - \Delta H_{\text{сум}},$$

- где $H_{\text{отн.ур}}$ — безопасная высота относительно уровня отсчета (моря, аэродрома);
 $P_{\text{выс}}$ — давление, на которое установлен высотомер в полете;
 $P_{\text{ур}}$ — атмосферное давление на уровне отсчета ЯОТн.ур, то есть при полетах в

районе аэродрома $P_{ур} = P_{аэр}$; при полетах по маршруту, если на высотомере установлено давление на аэродроме взлета $P_{ур} = P_{ур.аэр}$ (определяется согласно рис. 7.2), во всех остальных случаях — это минимальное приведенное атмосферное давление на маршруте полета; $\Delta H_{сум}$ — суммарная инструментальная, аэродинамическая и волновая поправка для данного прибора;

$\Delta H_{темп}$ — поправка в показание прибора на отличие фактической температуры воздуха от стандартной на высоте $H_{отн.ур}$ рассчитывается на навигационной линейке или при $H_{отн.ур} < 1000$ м по формуле

$$\Delta H_{темп} = \frac{t_0 - 15}{300} H_{испр},$$

где t_0 — температура воздуха у земли в точке минимального давления на маршруте;

$$H_{испр} = H_{отн.ур} + (P_{выс} - P_{ур}) 11.$$

Безопасная высота относительно уровня аэродрома рассчитывается следующим образом:

– если на высотомере установлено атмосферное давление аэродрома,

$$H_{отн.ур} = H_{ист.без} + \Delta H_{рел} + \Delta H_{пр},$$

где $\Delta H_{рел}$ — превышение наивысшей точки рельефа местности в районе маршрута (аэродрома) над уровнем ВПП;

$\Delta H_{пр}$ — превышение препятствия над наивысшей точкой рельефа местности;

– если на высотомере установлено любое другое давление, отличающееся от атмосферного давления аэродрома,

$$H_{отн.ур} = H_{абс.без} = H_{ист.без} + H_{рел} + \Delta H_{пр},$$

где $H_{рел}$ — превышение наивысшей точки рельефа на участке маршрута (коридора, трассы) в пределах заданной полосы над уровнем моря;

$H_{пр}$ — превышение препятствия над наивысшей точкой рельефа местности в пределах полосы учета $H_{рел}$.

7.13. Для контроля показаний барометрического высотомера с помощью радиовысотомера в полете на безопасной высоте необходимо рассчитывать показания радиовысотомера для выбранных с этой целью участков маршрута. Рельеф на этих участках не должен иметь перепадов более 50 м.

Расчет показаний радиовысотомера производится по формуле

$$H_{рв} = H_{без.абс} - h_{рел},$$

где $H_{рв}$ — показания радиовысотомера (истинная высота полета) на участках измерения;

$H_{без.абс}$ — абсолютная безопасная высота полета;

$h_{рел}$ — средняя абсолютная высота рельефа местности на участке измерения.

7.14. Исключение случаев попадания в запретные и опасные зоны достигается установлением минимально допустимого удаления маршрута от границ зоны, исключающего с заданной гарантийной вероятностью попадание ЛА в пределы запретных (опасных) зон.

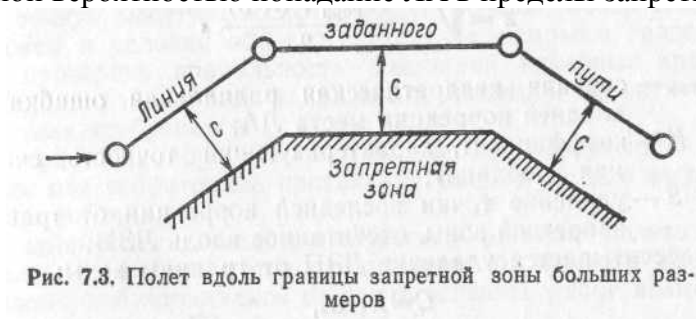


Рис. 7.3. Полет вдоль границы запретной зоны больших размеров

При определении минимального удаления маршрута от границы запретной зоны различают два случая:

- полет на протяжении одного или нескольких этапов совершается вдоль границы запретной (опасной) зоны (рис. 7.3);

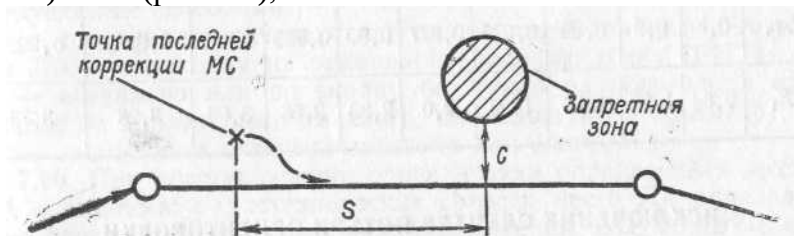


Рис. 7.4. Полет вблизи запретной зоны небольших размеров

- линия заданного пути проходит вблизи запретной зоны небольших размеров (рис. 7.4).

7.15. В случае длительного полета вдоль границы запретной зоны минимально допустимое удаление ЛЗП от ее границы равно половине ширины полосы маршрута C на участке полета вдоль зоны, которая рассчитывается по методике п. 7.3 для вероятности

$$P_0 = 2P_{\text{гар}} - 1,$$

где $P_{\text{гар}}$ — требуемая гарантийная вероятность непадания ЛА в запретную зону.

7.16. При полете вблизи запретной зоны небольших размеров минимально допустимое удаление линии заданного пути от ее границы определяется в следующем порядке:

- рассчитывается среднее квадратическое линейное боковое отклонение на траверзе запретной зоны (σ_z):

$$\sigma_z = \sqrt{\frac{\sigma_{\text{корр}}^2 + (K \cdot S)^2}{2}},$$

где $\sigma_{\text{корр}}$ — средняя квадратическая радиальная ошибка последней коррекции места ЛА;

K — коэффициент, характеризующий точность счисления координат;

S — удаление точки последней коррекции от траверза запретной зоны, отсчитанное вдоль ЛЗП; — рассчитывается удаление ЛЗП от границы зоны;

$$C = X_1 \sigma_z,$$

где X_1 — нормированная переменная, выбираемая в зависимости от требуемой гарантийной вероятности $P_{\text{гар}}$ из табл. 7.4.

Таблица 7.4

Нормированная переменная в зависимости от $P_{\text{гар}}$									
$P_{\text{гар}}$	0,8	0,9	0,95	0,975	0,977	0,99	0,995	0,999	0,9995
X_1	0,84	1,28	1,65	1,96	2,0	2,33	2,58	3,09	3,28

ИСКЛЮЧЕНИЕ СЛУЧАЕВ ПОТЕРИ ОРИЕНТИРОВКИ

7.17. Основными причинами потери ориентировки могут быть:

- неудовлетворительная штурманская подготовка экипажа, а также некачественная подготовка ПНС (ПИО) к полету;
- нарушение экипажем правил навигации ЛА и штурманского плана полета;
- отсутствие контроля за выполнением полета и четкого управления им;
- слабые практические навыки в использовании бортовых и наземных средств навигации;
- слабые навыки в ведении визуальной и радиолокационной ориентировки;

- неподготовленность экипажа к полету в усложнившихся условиях.

7.18. При потере ориентировки экипаж обязан:

- не допускать необдуманных поспешных действий и полета с произвольными курсами;
- доложить о потере ориентировки на пункт управления, включить сигнал «Бедствие», передать по радио сигнал «Полюс»;
- перейти на режим максимальной продолжительности полета, занять высоту, обеспечивающую лучший обзор местности экипажем и условия обнаружения ЛА наземными средствами;
- проверить правильность показаний курсовых приборов, определить фактическое направление полета и оценить его соответствие требуемому;
- при потере ориентировки вблизи государственной границы или над территорией противника взять курс для выхода на свою территорию;
- проверить записи фактического режима полета (курс, скорость, время) от последней достоверной отметки места ЛА и глазомерной прокладкой от нее определить район возможного местонахождения ЛА;
- проверить координаты места ЛА по показаниям ПНС в основном и резервном режимах работы и дублирующими средствами навигации;
- приступить к восстановлению ориентировки, руководствуясь штурманским планом полета.

7.19. Восстановление ориентировки может осуществляться следующими способами:

- с помощью радиотехнических средств — определением места ЛА или выходом на радионавигационную точку (РНТ);
- визуально или по экрану бортового радиолокатора при выходе на характерный линейный или площадной ориентир;
- выходом на световой ориентир или светомаяк.

7.20. При восстановлении ориентировки определением места ЛА с помощью радиотехнических средств место ЛА определяется прокладкой двух-трех линий положения, полученных с использованием РВС, ПАР и пеленгаторов или запросом у радиопеленгаторной базы.

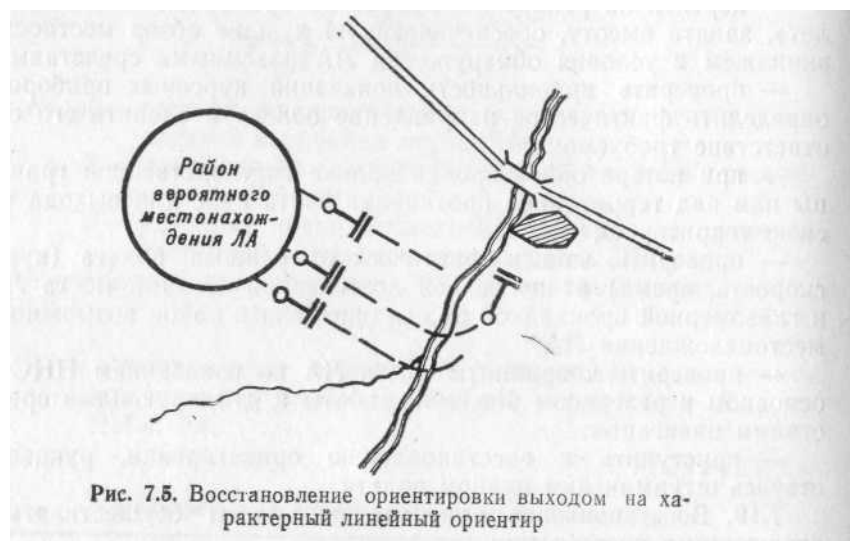
Если детальную ориентировку при этом восстановить не удалось из-за сравнительно невысокой точности определения МС, необходимо восстановить ее выходом на радионавигационную точку.

7.21. Восстановление ориентировки выходом на РНТ является наиболее простым и надежным способом и может применяться в любых условиях полета на любых ЛА.

В качестве радионавигационной точки используются РВС, ПАР, наземные радиопеленгаторы и навигационные маяки.

При полете на РНТ необходимо точно установить ее частоту (канал) и внимательно прослушивать позывные этой РНТ чтобы ошибочно не выйти на другую РНТ, координаты которой неизвестны. При полете на ПАР для контроля следует использовать также радиопеленгатор этого аэродрома.

В полете необходимо стремиться восстановить ориентировку до выхода на РНТ. Для этого нужно проложить линию положения от используемой РНТ и сверить карту с местностью в полосе относительно линии положения. Если это не удалось, место ЛА определяется в момент прохода РНТ с соответствующей отметкой на полетной карте.



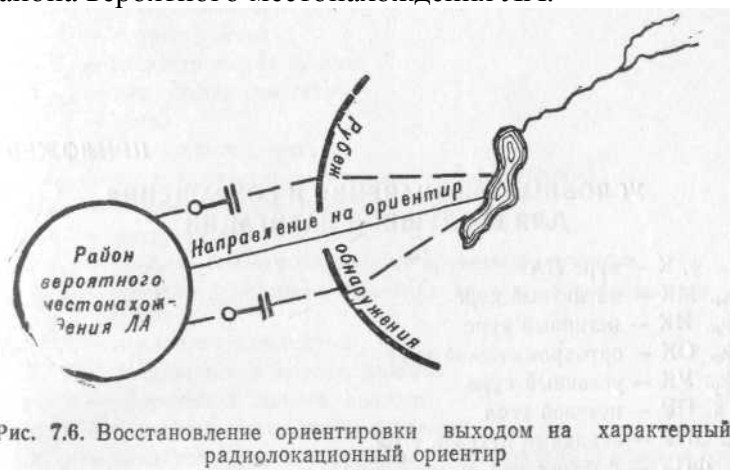
7.22. Восстановление ориентировки визуально или по экрану бортового локатора при выходе на характерный линейный или площадной ориентир можно применять, если запас топлива на ЛА позволяет после восстановления ориентировки выйти на аэродром посадки.

В качестве линейных ориентиров используются хорошо видимые с воздуха реки, авто-страды и железные дороги, выделяющиеся на общем фоне дорожной сети, береговая чер-та океанов, морей и крупных озер, границы крупных лесных массивов, горные хребты.

Используемый линейный ориентир должен иметь достаточную протяженность и ле-жать за пределами района вероятного местонахождения ЛА.

Для восстановления ориентировки берется курс, перпендикулярный линейному ориен-тиру или близкий к перпендикулярному. При полете к ориентиру путем сличения карты с местностью надо стремиться восстановить ориентировку. Если до выхода на линейный ориентир ориентировка не восстановлена, после выхода на него следует продолжать по-лет вдоль ориентира до полного восстановления ориентировки (рис. 7.5).

На ЛА, оборудованных бортовым радиолокатором, при отсутствии линейного ориен-тира и наличии вблизи района потери ориентировки характерного радиолокационного ориентира (крупное озеро, город, изгибы реки, сочетание группы ориентиров, дающих характерные засветки на экране, и др.) восстановление ориентировки можно осущест-влять выходом на этот ориентир (рис. 7.6) при условии, что дальность его обнаружения превышает размер района вероятного местонахождения ЛА.



Для этого необходимо взять курс, соответствующий направлению от центра района ве-роятного местонахождения ЛА на ориентир, и следовать до обнаружения ориентира с по-следующим выходом на него.

7.23. Восстановление ориентировки выходом на крупный световой ориентир или светомаяки применяется в ночных полетах при условии, что дальность видимости светового ориентира (светомаяка) превышает размер района вероятного местонахождения ЛА.

Для восстановления ориентировки следует взять курс, соответствующий направлению из центра района вероятного местонахождения ЛА на светомаяк (ориентир), и следовать с этим курсом до обнаружения светомаяка (ориентира) с последующим выходом на него.

При потере ориентировки в групповом полете ведущий руководствуется общими правилами восстановления ориентировки. Кроме того, запрашивает ведомые экипажи об их местонахождении, а при необходимости передает управление группой своему заместителю или одному из ведомых экипажей, знающему свое местонахождение.

Восстановив ориентировку, экипаж докладывает на командный пункт и действует согласно его указаниям. При отсутствии связи с командным пунктом командир экипажа, оценив запас топлива и возможности выхода на цель (площадку десантирования, район разведки), продолжает выполнение задания или следует на аэродром посадки.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ ДЛЯ ВОЗДУШНОЙ НАВИГАЦИИ

K	– курс ЛА
$МК$	– магнитный курс
$ИК$	– истинный курс
$ОК$	– ортодромический курс
$УК$	– условный курс
$ПУ$	– путевой угол
$ЗПУ$	– заданный путевой угол
$ФПУ$	– фактический путевой угол
$УПУ$	– условный путевой угол
$ИПУ$	– истинный путевой угол
$МПУ$	– магнитный путевой угол
$ОПУ$	– ортодромический путевой угол
$ПК$	– поправка в курс
δ	– направление ветра навигационное
δ_m	– направление ветра метеорологическое
A	– азимут
$A_{и}$	– истинный азимут
A_m	– магнитный азимут
$ИПР, МПР$	– истинный пеленг НТ, магнитный пеленг РНТ
$УПР, ОПР$	– условный пеленг РНТ, ортодромический пеленг РНТ
$ИПС, МПС$	– истинный пеленг ЛА, магнитный пеленг ЛА
$УПС, ОПС$	– условный пеленг ЛА, ортодромический пеленг ЛА
α, γ_c	– угол сноса
ν	– угол тангажа
γ	– угол крена
θ_n	– угол пикирования
$\varepsilon_{ц}$	– курсовой угол ориентира
ε_k	– угол места цели
q_{op}	– курсовой угол ветра
q_p	– курсовой угол РНТ
q_c, KUC	– курсовой угол ЛА
$q_{св}, KUC$	– курсовой угол светила
ω	– угловая скорость ЛА
h	– высота полета
ΔH	– разность высот
h_a	– высота РИТ над уровнем моря
h_m	– высота мачты антенны
V	– воздушная скорость
$V_{пр}$	– приборная скорость
W	– путевая скорость
U	– скорость ветра
V_p	– скорость полета ракеты
$V_{рад}$	– радиальная скорость
T	– время
t	– продолжительность

$t_{\delta\delta}$	–	продолжительность периода боевых действий
$t_{взл}, t_{пос}$	–	интервал взлета, посадки
ΔT	–	интервал времени
$t_{\delta n}, d_{\delta n}$	–	глубина боевого порядка во времени, расстоянии
$\Delta t_{\delta n}, \Delta d_{\delta n}$	–	временной интервал, линейная дистанция в боевом порядке
$D_a, HД$	–	наклонная дальность
B, L	–	геодезическая широта, долгота
φ, λ	–	сферическая широта, долгота
σ, μ	–	ортодромическая широта, долгота
x, y	–	ортодромическая широта, долгота в линейной мере

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава I. Общие положения	2
Основные определения	2
Основные задачи воздушной навигации	6
Глава II. Возможности технических средств воздушной навигации	8
Геотехнические средства навигации	8
Средства определения высоты и скорости полета	8
Средства определения и выдерживания направления полета ЛА	9
Инерциальные навигационные система	11
Радиотехнические средства навигации ЛА	13
Угломерные радионавигационные системы	13
Угломерно-дальномерные радионавигационные системы	14
Разностно-дальномерные радионавигационные системы	15
Бортовые радиолокационные станции	15
Доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса (ДИСС)	16
Астрономические средства и системы навигации.	16
Глава III. Оценка точности воздушной навигации	21
Способы и оценка точности определения координат местоположения ЛА	21
Способы и методика оценки точности воздушной навигации	32
Организация контроля точности воздушной навигации	37
Глава IV. Штурманская подготовка к полету	40
Объем и содержание подготовки к полету	40
Предварительная штурманская подготовка экипажа	41
Подготовка карт	41
Выбор и прокладка маршрута. Расчет полета	42
Изучение маршрута полета и средств РТО	47
Изучение метеорологических условий	48
Инженерно-штурманский расчет полета	48
Разработка штурманского плана полета	50
Предварительная штурманская подготовка ПНС	51
Подготовка карт	51
Выбор и построение ортодромической системы координат	51
Определение навигационных координат программируемых точек маршрута	57
Определение угловых поправок	59
Расчет данных, необходимых для проверки правильности решения навигационных задач	61
Программирование маршрута полета и ввод программы полета в ПНС	62
Проверка исправности ПНС	63
Контроль штурманской подготовки к полету	64
Предполетная штурманская подготовка к полету	64
Глава V. Общие правила и порядок осуществления воздушной навигации	
Порядок выполнения маршрутного полета	70
Выход на исходный пункт маршрута и линию заданного пути	70
Выполнение полета на этапах маршрута	70
Способы контроля за работой ПНС	72
Применение навигационного оборудования ЛЛ для выхода на заданные цели и при перенацеливании	85

Выход на конечный пункт маршрута и аэродром посадки	86
Особенности осуществления навигации в различных условиях обстановки	90
Глава VI. Решение задач межсамолетной навигации	91
Построение боевых порядков	95
Выдерживание боевых порядков при полете по маршруту	95
Маневрирование при встрече для дозаправки топливом в полете	107
Роспуск боевых порядков и заход на посадку	113
Глава VII. Обеспечение безопасности воздушной навигации	120
Расчет предельных ошибок навигации	139
Обеспечение безопасности от столкновений и попадания в запретные зоны	139
Исключение случаев потери ориентировки	142
	146