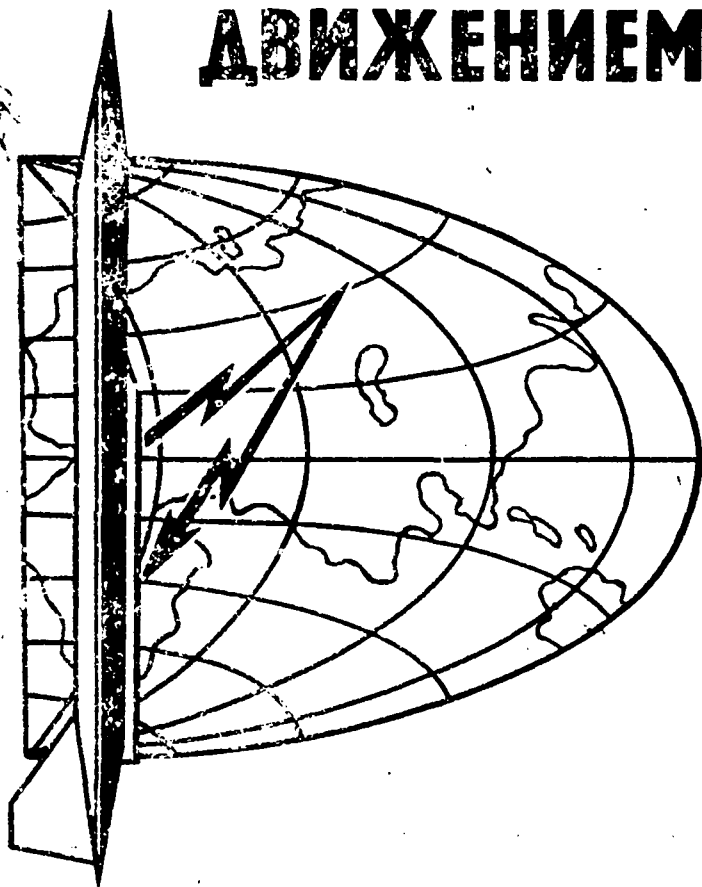


И. М. КУМКОВ

ОСНОВЫ ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ





И. М. КУМКОВ

ОСНОВЫ
ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ
ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Учебное пособие

Гос. публичная
научно-техническая
библиотека СССР
ЭКЗЕМПЛЯР
ЧИТАЛЬНОГО ЗАЛА

24
3269
73 - 23303

В учебном пособии изложены основные положения теории управления воздушным движением. Оно предназначено для слушателей всех специализаций командного и заочного факультетов, а также для слушателей штурманского факультета Ордена Ленина Академии гражданской авиации.

Может быть использовано специалистами службы движения, студентами и курсантами учебных заведений гражданской авиации, изучающими курс управления воздушным движением.

Илл. 72. Табл. 6. Библ. 24 назв.

**Под научной редакцией
доцента М. А. ТЕТЕРИНА**

ВВЕДЕНИЕ

Ведущая тенденция в развитии современного воздушного транспорта — непрерывный рост объема перевозок и, как следствие, увеличение интенсивности воздушного движения. Наблюдается постоянный рост скорости полета воздушных судов гражданской авиации, эксплуатируемых на внутренних и международных воздушных трассах.

Требование обеспечения регулярности воздушного движения вызвало необходимость выполнения полетов в любое время года и суток, практически в любых метеоусловиях.

В ряде зон управления воздушным движением (УВД), особенно в аэроузлах крупных административно-политических и промышленных центров, интенсивность воздушного движения возросла до уровня, при котором диспетчеры службы движения работают в условиях максимальной нагрузки.

Для успешного решения задач управления движением воздушных судов создаются и вводятся в эксплуатацию автоматизированные системы УВД, которые позволяют повысить пропускную способность аэродромов и воздушных трасс.

Обеспечение безопасности полетов при высокой интенсивности воздушного движения и больших скоростях полета до сверхзвуковых включительно поставило перед УВД ряд сложных проблем.

Успешное их решение в условиях автоматизации процессов УВД требует теоретических исследований каждой из этих проблем и создания на этой основе теории управления воздушным движением.

Настоящее учебное пособие является попыткой систематизировать результаты исследований, полученные в области управления воздушным движением отечественными и зарубежными специалистами, и разработать основы теории решения основных задач, встречающихся в практике УВД.

Теоретическая сущность проблем УВД в значительной степени описывается аппаратом общей теории управляемых систем. Это положение подтверждается рядом исследований, в частности, работой А. И. Кухтенко [1], в которой процесс УВД анализируется с помощью аппарата теории управляемых систем.

По аналогии с некоторыми задачами теории управляемых систем, рассмотренными Н. Н. Красовским [2], можно полагать, что фундаментальными в теории УВД являются задачи: планирования воздушного движения; наблюдения за движением воздушных судов как динамических систем; регулирования, в которой содержится исходная информация об управляемых объектах к моменту $t=t_a$ и требуется найти регулирующие воздействия в виде функций от времени $U=U(t)$, где $t \geq t_a$, которые переводят каждое из воздушных судов к моменту окончания процесса регулирующего воздействия $t=t_b$ в заданное состояние. При этом требуется обеспечить качество процесса регулирования, удовлетворяющее критериям безопасности, экономичности и регулярности воздушного движения.

Материалом для учебного пособия является курс лекций, прочитанных автором для слушателей специализации УВД Ордена Ленина Академии гражданской авиации.

При рассмотрении ряда задач, решаемых в УВД, использованы основные работы [1], [2], [3], [17].

Современный процесс УВД — сложная система со строго разграниченными подсистемами, решающими свои функциональные задачи. Одна из систем — «человек — машина». Функции человека в ней реализует диспетчер службы движения, который оперирует техническими средствами управления.

Симбиоз «человек — машина» и возможности человека-оператора в системе УВД — предмет специальных исследований. В этих исследованиях используются психофизиологические методы оценки деятельности человека-диспетчера. Подсистема «диспетчер — машина», как звено в системе УВД, — область специальных исследований и в данной работе не рассматривается.

Автор выражает благодарность кандидату технических наук Е. Д. Маркович за рецензирование и ряд ценных замечаний, способствовавших улучшению рукописи.

ГЛАВА I

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1. ПРЕДМЕТ И ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Управление воздушным движением — прикладная научная дисциплина, предметом которой является изучение организации движения воздушных судов, оптимизации их перемещения в воздушном пространстве и методов управления этим движением.

Как прикладная научная дисциплина УВД базируется на положениях таких фундаментальных наук, как математика, механика, динамика полета, аэронавигация, радиотехника и др. УВД имеет свою теорию и практику.

Под теорией УВД понимается изучение и обоснование решения трех фундаментальных задач: предварительного и текущего планирования воздушного движения; наблюдения за движением воздушных судов как динамических систем; регулирования движения одиночных воздушных судов и их совокупности.

В теории УВД при решении траекторных задач принято рассматривать управляемое воздушное судно как материальную точку, геометрически совмещенную с его центром масс. Это позволяет исключить из задач УВД сложные процессы динамики полета и управления вращательными движениями воздушных судов вокруг их центра масс. В этом случае значительно упрощается математический аппарат, используемый при описании процессов УВД.

Управление воздушным движением является информационным процессом [4] и строится на постоянном обмене информацией и взаимодействии диспетчерских пунктов между собой и с экипажами управляемых воздушных судов. В связи с этим в УВД широко используются методы теории информации.

Диспетчерский пункт (диспетчер) службы движения в совокупности с экипажем управляемого воздушного судна составляют одиночный замкнутый контур системы УВД.

При анализе одиночного контура управления в теории УВД используется гипотеза о единстве трех задач. Согласно этой гипотезе в процессе регулирования движения одиночного воздушного судна одновременно и неразрывно решаются три задачи:

- пространственная стабилизация воздушного судна относительно вектора скорости его центра масс;
- управление движением реального воздушного судна по заданной траектории;
- регулирование движения центра масс воздушного судна в общем потоке по заданной программе, при условии обеспечения безопасных интервалов с учетом критериев экономичности и регулярности полетов.

Первая задача решается бортовой системой управления угловыми (вращательными) движениями самолета относительно его центра масс в связанной системе координат. Контур, обеспечивающий решение этой задачи, называют контуром пилотирования. Колебательные процессы в контурах пилотирования отличаются быстротечностью. Поэтому решение задачи управления угловыми движениями воздушного судна в контурах пилотирования всегда замыкается на борту самолета. Они называются внутренними.

Процессы, связанные с пилотированием воздушных судов, описываются в динамике полета и не входят в круг задач УВД.

Вторая задача решается в неподвижной земной системе координат (географической, ортодромической или условной), относительно которой устанавливается заданная траектория полета воздушного судна.

Управление движением реального воздушного судна по заданной траектории, без учета совокупности воздушных судов в границах данного объема воздушного пространства, осуществляется в одиночных контурах управления линейными координатами. Эти контуры именуется контурами самолетовождения и, как правило, замыкаются на борту воздушного судна. Процесс самолетовождения осуществляется экипажем (штурманом) каждого воздушного судна с использованием методов, описываемых в аэронавигации, и не входит непосредственно в функции диспетчерских пунктов службы движения.

Третья задача — регулирование движения центра масс одиночного воздушного судна и их совокупности, с обеспечением безопасных интервалов, решается системой УВД с помощью технических средств и методов управления воздушным

движением. Наблюдение за движением воздушных судов осуществляется, как правило, в местных полярной или декартовой системах координат, начало которых привязывается к месту установки технических средств УВД или расположения диспетчерских пунктов. Контуры подсистем УВД всегда замыкаются на земле.

В связи с тем, что управляемые воздушные суда принимаются за материальные точки, совмещенные с их центрами масс, движение управляемых объектов описывается в теории УВД системой линейных дифференциальных уравнений в кинематической форме.

При решении третьей задачи предполагается, что контуры пилотирования и самолетовождения воздушного судна непрерывно и независимо от системы УВД обеспечивают его пилотирование и навигацию. Функции системы УВД сводятся в этих условиях к выработке оптимальных команд управления, передаче их на борт и контролю выполнения.

Теоретическая сущность задач наблюдения и регулирования как фундаментальных задач теории УВД с внедрением автоматизированных и автоматических систем управления воздушным движением остается неизменной.

Из сущности второй и третьей задач вытекает принципиальное различие между аэронавигацией и управлением воздушным движением.

Аэронавигация на базе своей теории и с помощью своих методов обеспечивает выполнение полета реального воздушного судна по траектории, заданной перед вылетом или откорректированной диспетчерским пунктом в ходе полета.

В распоряжении экипажа имеются весьма ограниченные средства и возможности для наблюдения за другими воздушными судами в окружающем пространстве, оценки обстановки и предотвращения конфликтных ситуаций.

Для обеспечения безопасности полетов экипаж нуждается в дополнительной информации, которую он получает от диспетчерских пунктов в форме сообщений и команд.

Система УВД, используя свою теорию, свои методы и технические средства, осуществляет планирование движения и непрерывное наблюдение одновременно за всеми воздушными судами, во всем контролируемом пространстве. На основе полученной информации о воздушном движении и установленных ограничений в контролируемом пространстве диспетчерские пункты регулируют движение каждого воздушного судна и всей их совокупности, исходя из критериев безопасности, экономичности и регулярности полетов.

Под практикой управления воздушным движением понимается деятельность диспетчерских пунктов (диспетчеров) по управлению движением воздушных судов в контролируемом воздушном пространстве.

Практика управления движением воздушных судов объединяет разработку программ воздушного движения в зонах УВД, обеспечение воздушного движения, регулирование воздушного движения.

Программа воздушного движения обычно разрабатывается для различных зон УВД на предстоящие сутки, на основе документов, представляемых в планирующие органы. Поэтому программа воздушного движения, на основании которой строится работа диспетчерских пунктов и осуществляется обеспечение полетов, известна как суточный план, а процесс составления суточных планов называют предварительным планированием воздушного движения.

Регулирование воздушного движения в каждой зоне УВД осуществляется в соответствии с алгоритмом, определяющим последовательность и содержание логических и вычислительных операций, выполняемых диспетчерами и техническими средствами, входящими в состав системы УВД.

Практическая деятельность диспетчеров в процессе управления воздушным движением осуществляется согласно типовой технологии.

1.2. ХАРАКТЕРИСТИКА ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА КАК СРЕДЫ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Воздушное пространство от уровня земной поверхности до практического потолка самолетов с газотурбинными двигателями, эксплуатируемых в гражданской авиации и других ведомствах, является рабочей средой, в пределах которой перемещаются управляемые воздушные суда.

По геометрическим параметрам воздушное пространство — трехмерное. Движущиеся в нем воздушные суда имеют шесть степеней свободы, что значительно усложняет решение задач регулирования воздушного движения.

При управлении воздушным движением учитываются: метеорологические факторы, характеризующие состояние атмосферы; структура организации воздушного пространства.

1.2.1. Метеорологические факторы, учитываемые в процессе управления воздушным движением

Основными метеорологическими факторами, которые характеризуют состояние атмосферы, влияют на движение воздушных судов и учитываются в процессе УВД, являются: ско-

рость и направление ветра; атмосферное давление; высота и характер облачности; дальность видимости; температура воздуха; опасные для авиации метеорологические явления.

Ветром называют горизонтальное перемещение воздушных масс относительно земной поверхности, которое характеризуется скоростью U и направлением δ° .

При решении задач УВД используются данные о ветре, скорость и направление которого определяются различными методами. В зависимости от методов определения значений U и δ различают ветры:

градиентный; действительный или фактический; преобладающий; эквивалентный.

Порядок определения скорости и направления градиентного, действительного, преобладающего и эквивалентного ветров, а также их изменчивости по высоте, расстоянию и во времени глубоко исследованы в ряде специальных трудов [6—9, 11].

Градиентным ветром называется установившееся горизонтальное движение воздушных масс параллельно изобарам без учета влияния сил трения.

Градиентный ветер при прямолинейных изобарах называют геострофическим ветром. В практике УВД и самолетовождения действительный ветер, представляющий очень сложное движение воздуха, в ряде случаев допустимо заменять геострофическим ветром. При радиусе кривизны изобар более 1000 км в антициклоне и более 500 км в циклоне (82—86% случаев) отклонение скорости фактического ветра от геострофического не превышает $\pm 30\%$ от измеряемой величины [9], что при УВД может быть приемлемо.

В связи с некоторыми отклонениями от действительного ветра и невозможностью определения в экваториальных районах геострофический ветер применяется в процессе управления воздушным движением для прогнозирования и оценки ветровой обстановки по воздушным трассам в средних и полярных широтах.

Действительным ветром называют фактическое движение воздушных масс в реальной атмосфере относительно земной поверхности в данном пункте (районе) у земли и на заданной высоте.

Действительный ветер характеризуется скоростью U и направлением δ° , которые измеряются наземными наблюдателями с помощью специальных наземных средств или методами зондирования атмосферы, а также определяются экипажами воздушных судов в полете.

Скорость и направление действительного ветра учитываются при организации полетов на аэродроме, в процессе регулирования воздушного движения и при выполнении навигационных расчетов.

В зависимости от направления действительного ветра устанавливается направление взлета и посадки воздушных судов на данном аэродроме.

По абсолютным значениям скорости действительного ветра U и его боковой составляющей U_6 на направление оси ВПП устанавливаются ограничения на прием и выпуск воздушных судов:

$$U_6 = U \cdot \sin (MK_{\text{пос}}^{\circ} - \delta^{\circ}),$$

где $MK_{\text{пос}}^{\circ}$ — магнитный курс посадки,

δ° — навигационное направление ветра, равное углу между северным направлением магнитного меридиана и направлением куда дует ветер, отсчитанному по ходу часовой стрелки.

Предельно допустимые значения U и U_6 , при которых разрешается руление, взлет и посадка каждого из типов воздушных судов, указываются в руководствах по летной эксплуатации этих судов и строго учитываются диспетчерами службы движения и экипажами.

Действительный ветер в реальной атмосфере изменяет скорость и направление как во времени, так и в пространстве.

Преобладающим ветром называется равнодействующая векторов действительного ветра, имеющих наибольшую повторяемость в четырех смежных октантах плоскости горизонта в заданном пункте земной поверхности. Он определяется по результатам статистической обработки данных наблюдений действительного ветра.

Если не учитывать ветры редко встречающихся направлений и рассматривать только часть горизонта с преобладающими сильными ветрами, то равнодействующая этих преобладающих ветров с большой достоверностью будет характеризовать ветер в данном районе земной поверхности. На этом предположении основана методика определения преобладающего ветра, разработанная климатологами Б. П. Алисовым, О. А. Дроздовым и Е. С. Рубинштейн [9], базирующаяся на результатах многолетних наблюдений ветра.

Равнодействующая векторов ветра, имеющих наибольшую повторяемость, является преобладающим ветром и определяется по указанной методике.

Преобладающий ветер является статистическим ветром и используется при составлении расписания движения самолетов. Он положен в основу расчета эквивалентного ветра для заданных воздушных трасс.

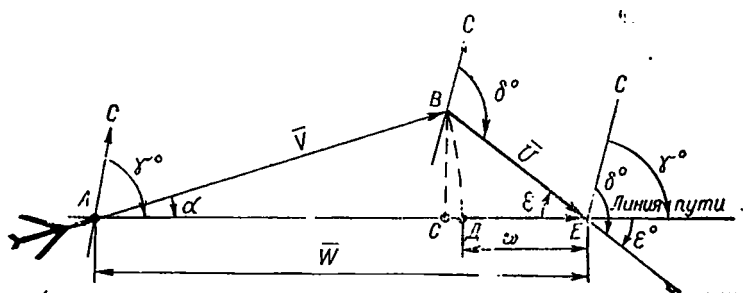


Рис. 1.1. Определение эквивалентного ветра

Эквивалентным ветром называется фиктивный ветер, всегда совпадающий с линией пути воздушного судна и в сумме с истинной воздушной скоростью дающий такую же путевую скорость, что и фактический. Как показано на рис. 1.1, эквивалентный ветер w равен разности модулей путевой W и истинной воздушной скорости V :

$$w = W - V,$$

или

$$W = V + w.$$

Зависимость для определения эквивалентного ветра w получим из навигационного треугольника ABE (см. рис. 1.1), у которого сторона AB — вектор истинной воздушной скорости \bar{V} , BE — вектор ветра \bar{U} , AE — вектор путевой скорости \bar{W} .

Из навигационного треугольника ABE :

$$w = DE = CE + AC - AD,$$

где $CE = U \cos \epsilon$,

$$AC = V \cos \alpha,$$

AD — радиус дуги BD , равный V ,

α — угол сноса,

ϵ — угол ветра, $\epsilon = \delta - \gamma$,

δ — навигационное направление ветра,

γ — путевой угол.

Выполнив подстановки, получим

$$w = U \cos \epsilon + V \cos \alpha - V.$$

Но

$$\cos \alpha = (1 - \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}}.$$

Выражение $(1 - \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}}$ может быть разложено в ряд

$$(1 - \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}} = \left(1 - \frac{1}{2} \sin^2 \alpha - \frac{1}{8} \sin^4 \alpha - \dots \right).$$

В связи с малостью угла α третий член пренебрежимо мал и можно ограничиться двумя первыми членами ряда.

Тогда

$$w = U \cdot \cos \varepsilon + V \left(1 - \frac{1}{2} \sin^2 \alpha \right) - V.$$

Из треугольников ABC и BCE

$$\sin \alpha = \frac{U \cdot \sin \varepsilon}{V} \quad \text{или} \quad \frac{1}{2} \sin^2 \alpha = \frac{U^2}{2V^2} \sin^2 \varepsilon.$$

После подстановки

$$w = U \cdot \cos \varepsilon + V \left(1 - \frac{U^2}{2V^2} \sin^2 \varepsilon \right) - V.$$

Окончательно

$$w = U \cdot \cos \varepsilon - \frac{U^2}{2V} \sin^2 \varepsilon.$$

Первое слагаемое в правой части этого равенства является продольной составляющей ветра на направление линии пути — $U_{\parallel} = U \cdot \cos \varepsilon$. Второе слагаемое представляет собой дробь, числитель которой — квадрат боковой составляющей ветра:

$$\frac{U^2 \cdot \sin^2 \varepsilon}{2V} = \frac{U_{\perp}^2}{2V}.$$

Эквивалентный ветер принят Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) и используется при составлении расписания движения воздушных судов и для выполнения предварительных навигационных расчетов.

В связи с тем, что воздушные трассы имеют постоянное направление для районов, через которые они проходят, по результатам многолетних наблюдений может быть получен преобладающий ветер. При известных истинных скоростях эксплуатируемых воздушных судов можно заранее рассчитать эквивалентный ветер по участкам воздушных трасс и использовать его в качестве нормативных справочных данных для составления расписания движения самолетов.

Выше было указано, что помимо ветра в процессе управления воздушным движением учитываются и другие метеофакторы: атмосферное давление, высота и характер облачности, дальность видимости, температура воздуха и опасные для авиации метеорологические явления.

Атмосферное давление используется для определения заданной высоты полета по воздушным трассам, в зонах ожидания, при заходе на посадку, расчете безопасной высоты полета и потребной длины ВПП для взлета воздушных судов.

Атмосферное давление определяется диспетчерами службы движения по данным метеорологических станций или по синоптическим картам.

Высота облачности (нижней и верхней границы) — элемент минимумов для взлета и посадки воздушных судов, используется при определении минимальных метеорологических условий для полетов по ПВП (правила визуальных полетов) согласно требованиям НПП ГА-71.

Характер облачности определяет возможность и безопасность полетов в облаках как по воздушным трассам, так и в районах аэродромов. В грозовой и мощнокучевой облачности, а также в облаках с интенсивным обледенением полеты запрещены.

Высота нижней и верхней границ облачности и ее характер учитываются диспетчерскими пунктами и экипажами воздушных судов в период принятия решения на вылет или прием самолетов и в процессе регулирования воздушного движения.

В зависимости от высоты нижней границы облаков в районе аэродрома и характера облачности принимается решение о закрытии и открытии полетов по метеоусловиям.

Данные о высоте и характере облачности поступают на диспетчерские пункты от метеонаблюдателей по результатам разведки погоды, докладам экипажей и учитываются в соответствии с требованиями НПП ГА-71 и документов, регламентирующих летную работу в гражданской авиации.

Дальность видимости — элемент минимумов для посадки и взлета воздушных судов. Требования к дальности наклонной видимости при выполнении посадки и взлета изложены в методике определения минимумов для взлета и посадки воздушных судов гражданской авиации [23, 24], а минимумы видимости для полетов по ПВП приведены в НПП ГА-71. Дальность видимости определяется метеонаблюдателями с помощью специальной наземной аппаратуры, а также по данным разведки погоды и используется диспетчерами в процессе регулирования воздушного движения.

Температура воздуха у земли влияет на условия взлета и учитывается диспетчерами службы движения и экипажами при определении потребной длины ВПП для взлета воздушных судов.

Температура на высоте используется диспетчерами, чтобы прогнозировать зоны возможного обледенения и предотвращать попадание управляемых воздушных судов в эти зоны.

Температура воздуха на земле определяется аэродромными метеостанциями, а на высоте — по докладам экипажей, по данным разведки погоды, методами зондирования атмосферы и прогнозирования.

Опасные для авиации метеорологические явления (грозы, ураганы, обледенения, пыльные бури и др.) создают угрозу безопасности полетов, они строго учитываются диспетчерскими пунктами в период принятия решения на вылет и прием воздушных судов и в процессе регулирования воздушного движения в своих зонах.

Для предотвращения попадания управляемых воздушных судов в опасные метеорологические явления в гражданской авиации организована система предупреждения и оповещения диспетчерского состава и экипажей воздушных судов об этих явлениях.

1.2.2. Общие принципы организации воздушного пространства

Управление воздушным движением осуществляется при условии, когда в воздушном пространстве страны одновременно выполняют полеты воздушные суда гражданской авиации и других ведомств. Помимо этого в ряде районов производятся специальные полеты беспилотных и пилотируемых летательных аппаратов, для которых выделяются значительные объемы воздушного пространства.

Совокупность воздушных судов гражданской авиации и других ведомств, выполняющих полеты в воздушном пространстве страны и особенно в зонах крупных административно-политических и промышленных центров, представляет сложную динамическую систему. Это положение обусловлено большим количеством воздушных судов одновременно находящихся в полете, значительными различиями их летно-технических данных и выполняемых задач.

Интенсивность воздушного движения растет в связи с непрерывным увеличением объема перевозок и постоянным ростом количества летательных аппаратов, используемых для решения народно-хозяйственных и других задач. В этих условиях безопасность полетов может быть обеспечена при научно обоснованной организации управления воздушным движением. Система управления воздушным движением создается и функционирует на базе принятой организации воздушного пространства страны.

Воздушным пространством страны называют пространство над ее сухопутной территорией, внутренними водными бассейнами и территориальными водами морей и океанов, омывающих побережье сухопутной территории.

ПРОСТРАНСТВО ДЛЯ ПОЛЕТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГА

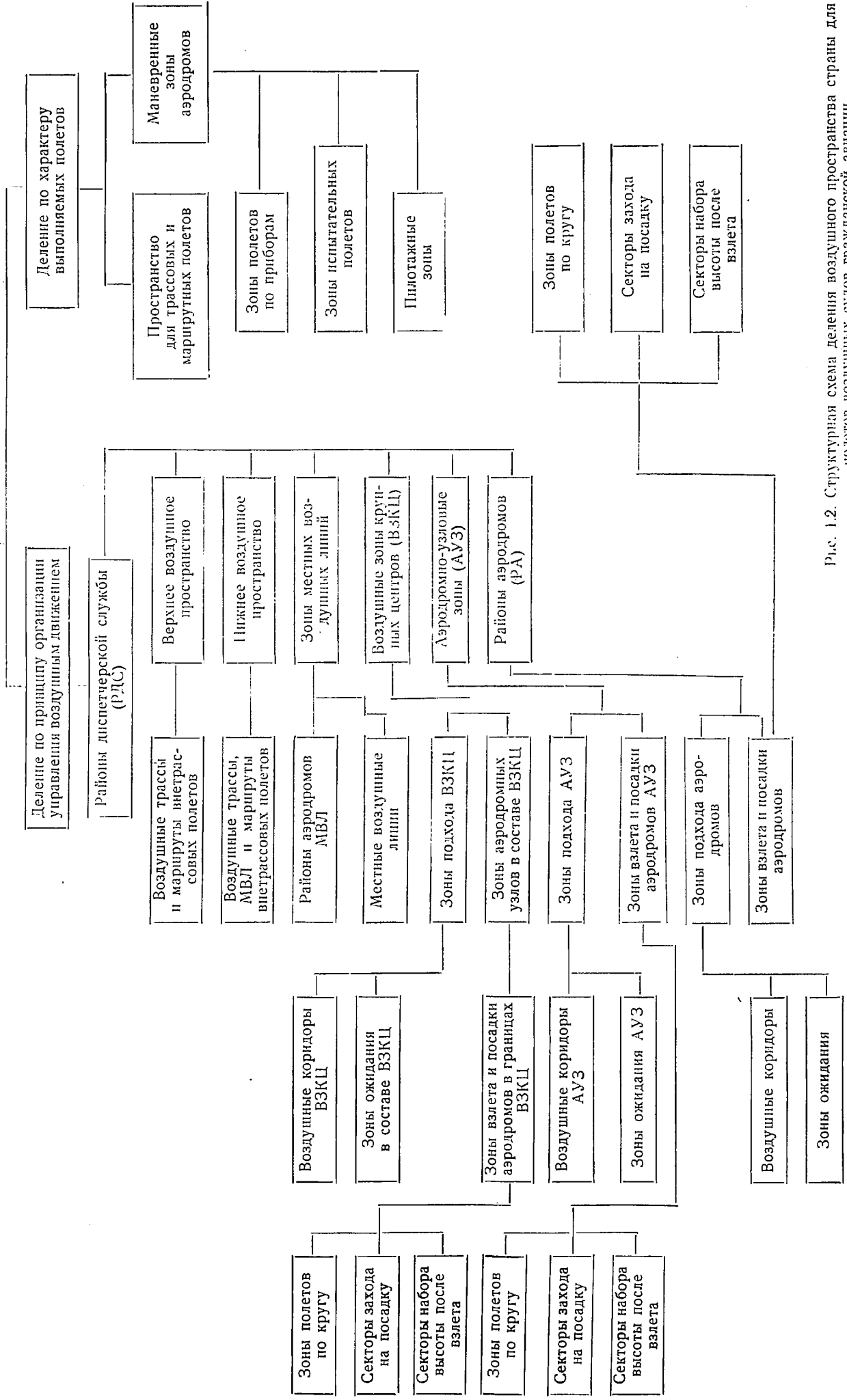
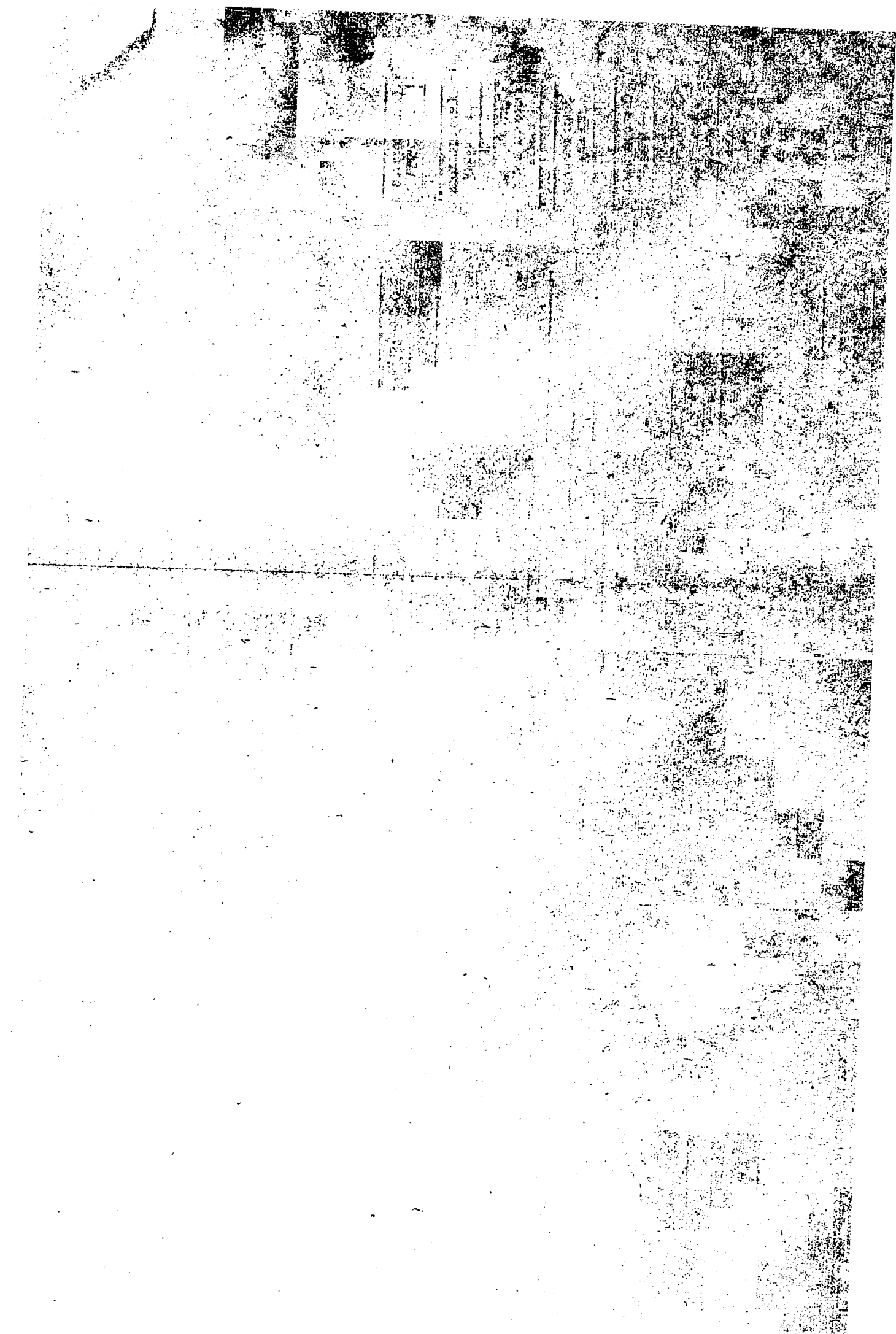


Рис. 1.2. Структурная схема деления воздушного пространства страны для полетов воздушных судов гражданской авиации



В СССР ширина полосы территориальных вод установлена равной 12 морским милям (22,3 км). В соответствии с международными договорами и законодательством различных стран ширина этой полосы в разных странах колеблется в пределах от 3 до 90 морских миль.

Воздушное пространство страны разделено на 2 объема: пространство, в котором запрещены или ограничены полеты; пространство, выделенное для полетов воздушных судов гражданской авиации и других ведомств.

В пространстве, запрещенном или ограниченном для полетов, устанавливаются зоны с временным, местным или особым режимами полетов.

Воздушное пространство зон с временным, местным и особым режимами запрещено для полетов гражданских воздушных судов в соответствии с требованиями документов, регламентирующих полеты.

В зонах с особым режимом полетов, установленных в приграничных районах в отдельных случаях полеты могут производиться по специальному разрешению органов, контролирующих и координирующих полеты в воздушном пространстве страны.

Под организацией воздушного пространства для полетов гражданских воздушных судов понимают его деление на зоны управления воздушным движением. Деление воздушного пространства нашей страны для полетов воздушных судов гражданской авиации приведено на рис. 1.2. В основу деления воздушного пространства, в котором разрешены полеты воздушных судов гражданской авиации, положены районы диспетчерской службы (РДС).

В настоящее время все воздушное пространство СССР разделено на РДС, число которых может изменяться в зависимости от необходимости. Район диспетчерской службы делится на следующие объемы, являющиеся зонами УВД:

- верхнее воздушное пространство РДС (ВВП РДС);
- нижнее воздушное пространство РДС (НВП РДС);
- зоны местных воздушных линий (зоны МВЛ);
- воздушные зоны крупных центров (ВЗКЦ);
- аэродромно-узловые зоны (АУЗ);
- районы отдельно расположенных аэродромов, не входящих в состав АУЗ и ВЗКЦ.

В границах ВВП РДС расположены воздушные трассы и маршруты внетрассовых полетов тяжелых дозвуковых самолетов с ТРД, ТВД и СТС.

В НВП РДС размещены воздушные трассы, МВЛ и маршруты внетрассовых полетов по местным воздушным линиям.

Воздушное пространство зон МВЛ объединяет районы аэродромов МВЛ, местные воздушные линии и маршруты полетов в границах зон МВЛ. В границах ВЗКЦ расположены аэродромные узлы, как правило, нескольких ведомств.

ВЗКЦ в своих границах имеет зону подхода с воздушными коридорами, зонами ожидания и аэродромные узлы (рис. 1.3). Воздушное пространство каждого из аэродромных узлов, входящих в состав ВЗКЦ, включает зоны взлета и посадки своих аэродромов. Каждая из таких зон в свою очередь, делится на три части: сектор захода на посадку; сектор набора высоты после взлета; зону полетов по кругу.

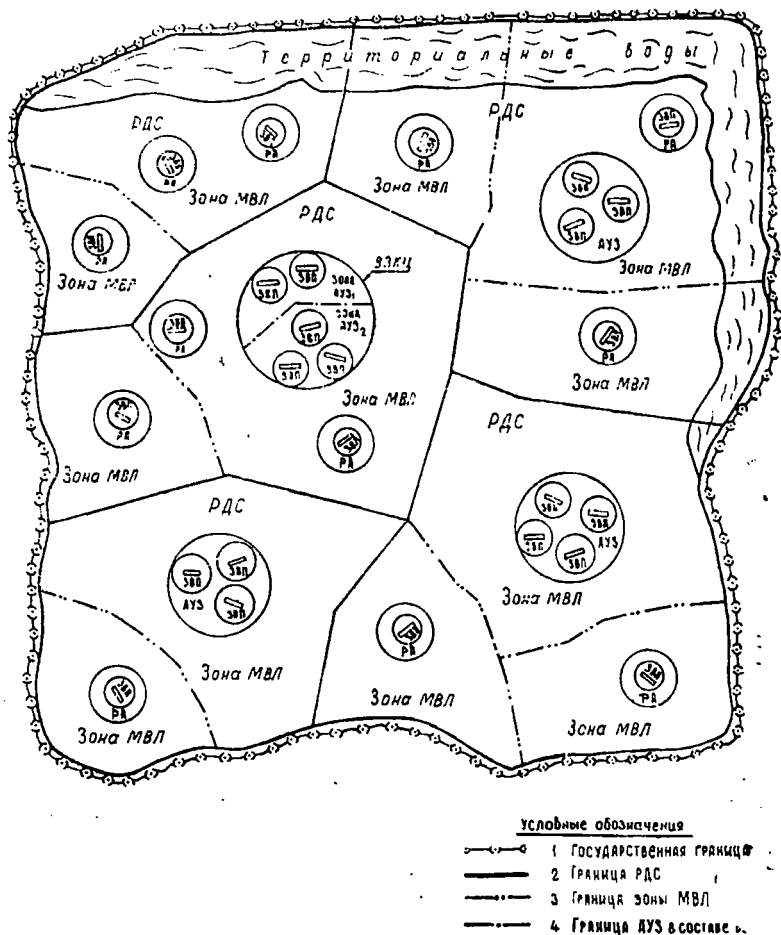


Рис. 1.3. Схема деления воздушного пространства на зоны УВД в плане

В границах РДС могут располагаться аэродромные узлы, не входящие в состав ВЗКЦ. В этом случае воздушное пространство АУЗ имеет зону подхода с воздушными коридорами и зонами ожидания и зоны взлета и посадки аэродромов, входящих в состав аэродромного узла.

Зоны взлета и посадки аэродромов, входящих в состав АУЗ, имеют такую же структуру, как и аэродромов, расположенных в границах ВЗКЦ. В границах РДС размещено значительное количество отдельно расположенных аэродромов, не входящих в состав ВЗКЦ или АУЗ. Воздушное пространство таких аэродромов называют районами аэродромов (РА).

В границах РА расположены: зона подхода с воздушными коридорами и зонами ожидания; зона взлета и посадки стандартной структуры, имеющая сектор захода на посадку, сектор набора высоты после взлета и зону полетов по кругу.

Деление воздушного пространства РДС на зоны УВД в плане и вертикальной плоскости приведены на рис. 1.3 и 1.4.

На схеме деления воздушного пространства РДС в вертикальной плоскости (см. рис. 1.4) приведены размеры зон УВД в границах РДС по высоте и в плане. Как показано на рис. 1.4, верхнее воздушное пространство РДС в соответствии с требованиями НПП ГА-71 разделено по высоте на две части:

— в диапазоне высот от 6000 до 12000 м — верхнее воздушное пространство РДС для полетов тяжелых самолетов с ТРД и ТВД;

— в диапазоне высот от 12000 и выше (до 20000—25000 м) — верхнее воздушное пространство РДС, выделенное для полетов СТС, которые в ближайшее время начнут регулярные полеты по внутрисоюзным и международным воздушным трассам.

Размеры НВП РДС и зоны МВЛ установлены [5]:

— нижнее воздушное пространство — от поверхности земли до высоты 6000 м; в отдельных районах верхняя граница НВП может быть установлена на одной из высот полетов по эшелонам в пределах от 4500 до 6000 м;

— зона МВЛ является частью нижнего воздушного пространства РДС от поверхности земли до высоты второго безопасного эшелона; при отсчете высоты от уровня изобарической поверхности 760 мм рт. ст. в случае отсутствия наземных препятствий верхняя граница зоны МВЛ устанавливается на высоте 1200 м. Размеры РДС в плане определяются факторами, основные из которых дальность действия РЛС, используемых для контроля воздушного движения по трассам; летно-технические данные эксплуатируемых воздушных судов;

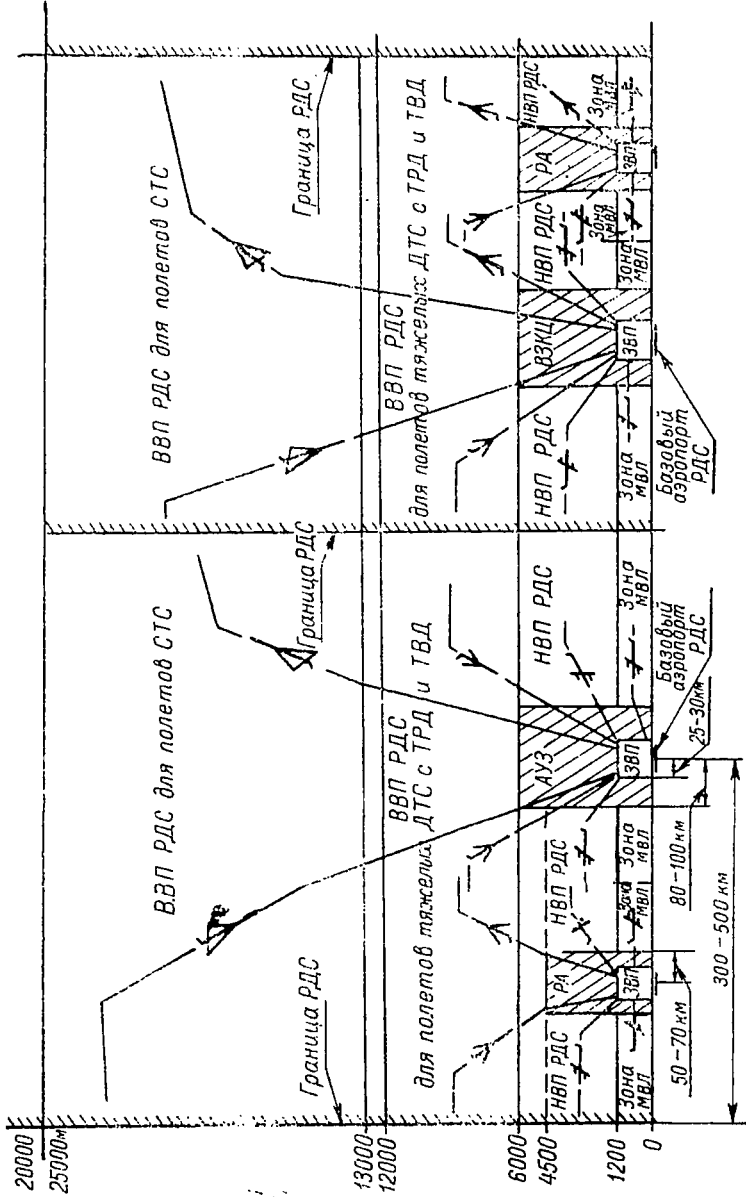


Рис. 1.4. Схема деления воздушного пространства РДС на зоны УВД в вертикальной плоскости

расположение государственной границы и границ административных районов внутри страны; границы территорий, объединяемых управлениями ГА; физико-географические характеристики местности и особенности полетов в РДС.

Границы РДС в воздушном пространстве страны устанавливаются приказом Министра гражданской авиации. Размеры секторов захода на посадку и сектора набора высоты после взлета, зоны взлета и посадки, зоны подхода, района аэродрома. АУЗ и ВЗКЦ рассчитываются по специальным методикам.

Границы РДС, районов аэродромов и зон взлета и посадки объявляются в сборниках аэронавигационной информации, издаваемых службой аэронавигационной информации МГА.

ГЛАВА 2

ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМЫ УВД КАК СЛОЖНОЙ СИСТЕМЫ С ИЕРАРХИЧЕСКОЙ СТРУКТУРОЙ УПРАВЛЕНИЯ

2.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СЛОЖНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Научно-технический прогресс обусловил потребность в системах, способных управлять деятельностью больших производственных и исследовательских комплексов на уровне последних научно-технических достижений. Развитие таких научных направлений, как кибернетика, теория информации, теория регулирования, создание промышленности, производящей электронно-вычислительную технику и технические средства управления, подготовили базу для таких систем. На этой базе создаются и развиваются системы, широко применяющиеся в области управления деятельностью целых отраслей производства, одна из которых — воздушный транспорт.

Для характеристики систем управления необходима их классификация. Одним из основных признаков, по которому классифицируются системы управления, является степень сложности их структурных схем.

Системы управления могут быть разделены на следующие основные типы [1]:

- одномерные одноконтурные;
- одномерные многоконтурные;
- многомерные системы со взаимосвязанным регулированием;
- системы управления с переменной структурой;
- замкнутые системы с иерархической* структурой управления;
- системы с радиальным централизованным управлением.

* *Иерархия* — подчинение нижестоящих органов вышестоящим по строго определенным ступеням (уровням).

Из приведенной классификации следует, что существующие системы управления значительно отличаются по количеству входящих в них подсистем и по структурным особенностям.

Системы с замкнутой структурой управления, в состав которых на уровне подсистем входят одномерные и многомерные замкнутые системы, решающие самостоятельные задачи, называются большими, или сложными системами управления. Большими системами с иерархической структурой управления называют системы, в составе которых отдельные подсистемы разделены по уровням, связанным строго определенными ступенями подчинения. Вышестоящие ступени (уровни) являются управляющими по отношению к нижестоящим.

Основные черты характеристики больших (сложных) систем управления следующие:

- наличие замкнутых подсистем с явно выраженными локальными свойствами;
- иерархичность структуры управления с установленными уровнями подчиненности;
- существование глобального критерия оптимальности для системы в целом и частных (локальных) критериев — для отдельных подсистем;
- связь между подсистемами и уровнями осуществляется не только непосредственно, но и через управляющие сигналы, вырабатываемые на основе зависимости между глобальными и частными (локальными) критериями оптимальности;
- наличие подсистемы «человек—машина».

Сложность большой системы определяется главным образом числом уровней иерархии управления, а не только большим числом входящих в них элементов.

Система УВД, обеспечивающая управление движением воздушных судов в воздушном пространстве страны, по своим параметрам является большой (сложной) системой с иерархической структурой управления. Укрупненная блок-схема этой системы приведена на рис. 2.1.

Большая система УВД складывается из трех систем, каждая из которых является подсистемой, составляющей уровень (ступень) в иерархической структуре управления (см. рис. 2.1).

Уровни иерархии распределяются между системами, входящими в большую систему УВД, по следующей схеме:

1-й уровень (низший) — система регулирования воздушного движения;

2-й уровень (средний) — система предварительного (суточного) планирования и обеспечения воздушного движения;

3-й уровень (высший) — система руководства воздушным движением. На первом и втором уровнях большой системы УВД решаются задачи предварительного (суточного) планирования, обеспечения и регулирования воздушного движения.

Деятельность органов службы движения при решении совокупности этих задач называют **управлением воздушным движением**.

Все три уровня (ступени) большой системы связаны по линии подчинения — сверху вниз и по линиям обратной связи — снизу вверх.

Схема большой системы УВД с иерархической структурой управления движением самолетов и вертолетов гражданской авиации в воздушном пространстве СССР приведена на рис. 2.2. На схеме показаны все три уровня иерархической структуры управления, а также основные функциональные задачи, решаемые на каждом уровне, линии подчинения и взаимодействия (прямые и обратные связи) между уровнями (ступенями) и подсистемами внутри уровней.

Пользуясь схемой (см. рис. 2.2), рассмотрим структуру системы, решаемые на каждом уровне задачи и характер их взаимодействия.

2.2. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Система регулирования воздушного движения расположена на первом уровне иерархической структуры и играет роль нижней подсистемы в большой системе УВД.

Отличительная особенность этой системы заключается в том что только в ее контурах осуществляется непосредственное взаимодействие регулирующих органов (диспетчерских пунктов) с управляемыми воздушными судами. На 2-м и 3-м уровнях большой системы УВД такое взаимодействие отсутствует.

Структура системы регулирования воздушного движения в гражданской авиации СССР (см. рис. 2.2) включает все органы службы движения аэропортов, осуществляющие регулирование воздушного движения согласно суточному плану.

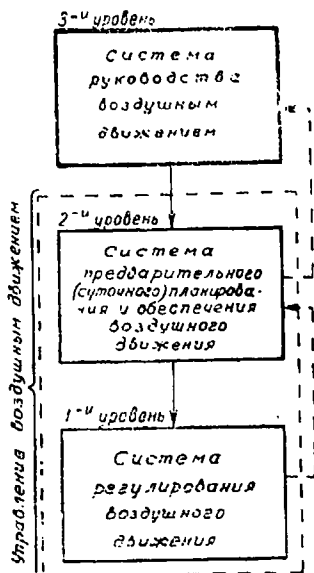


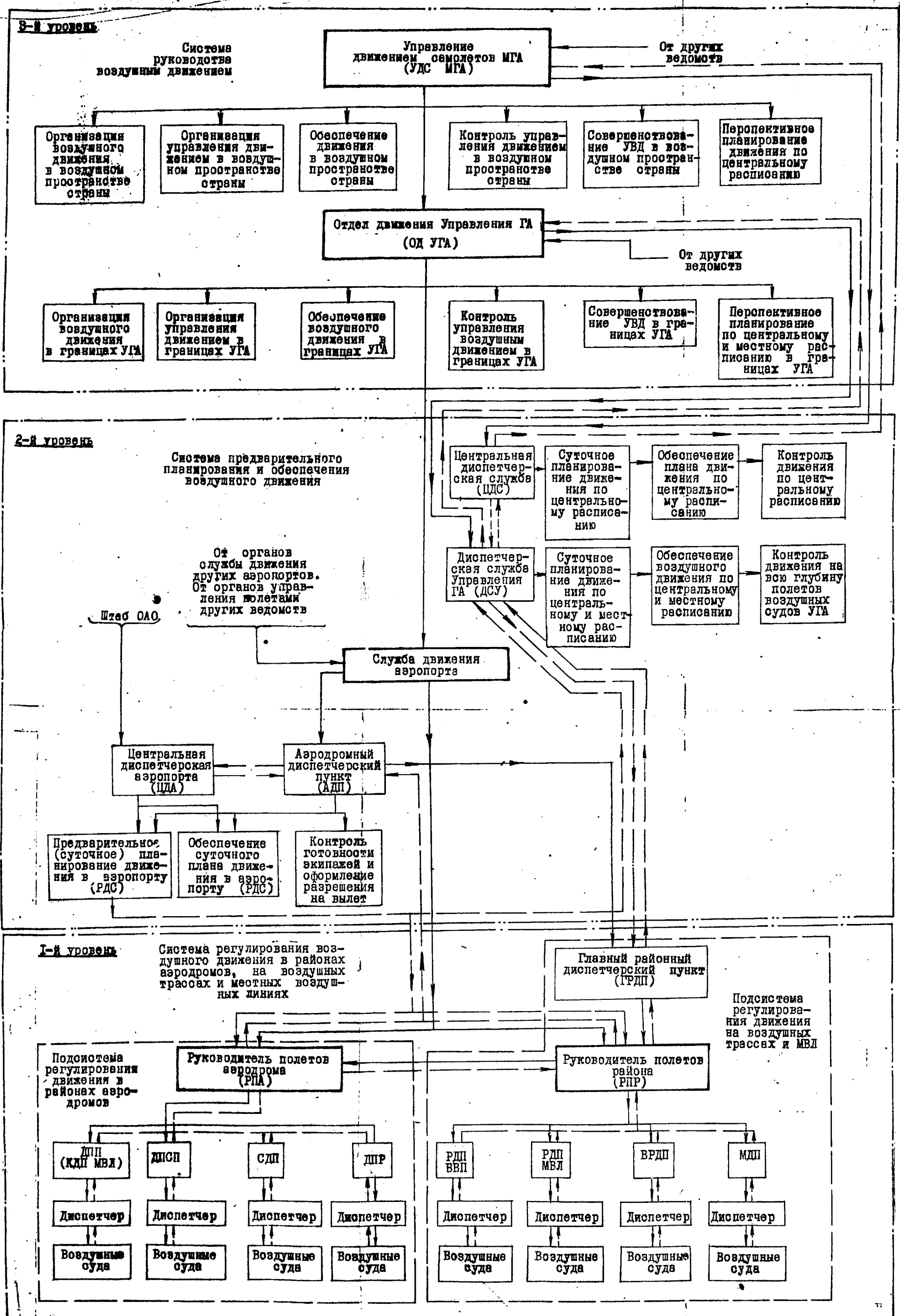
Рис. 2.1. Укрупненная блок-схема большой (сложной) системы управления воздушным движением

Руководство воздушным движением

Планирование и обеспечение воздушного движения

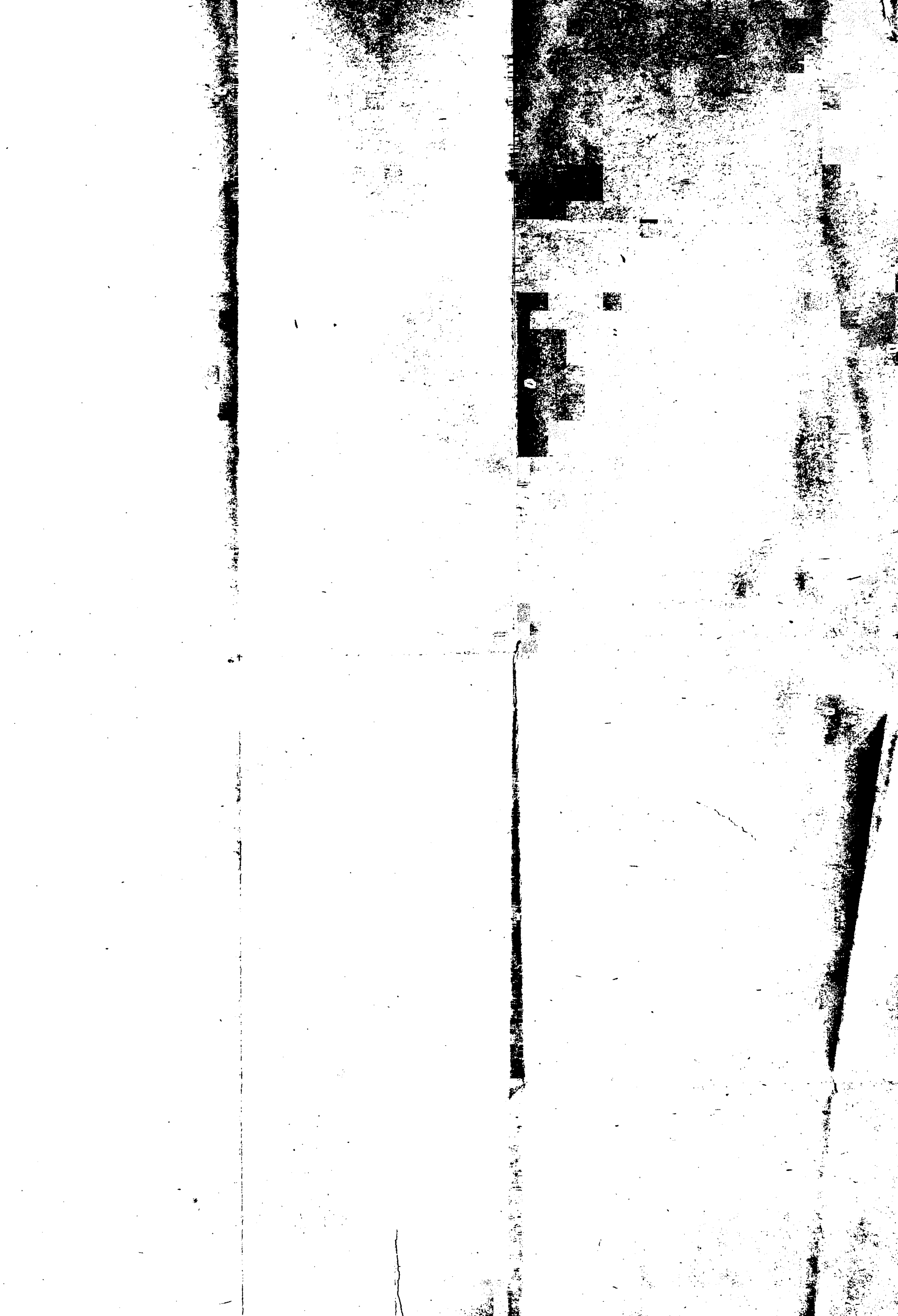
УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Регулирование воздушного движения



Условные обозначения: — линии подчинения; - - - - - линии взаимодействия (обратной связи)

Рис. 2.2. Большая система УВД с иерархической структурой управления



В систему регулирования воздушного движения в условиях гражданской авиации СССР входят:

— диспетчерские пункты, обеспечивающие регулирование воздушного движения в районах аэродромов, возглавляемые руководителями полетов аэродромов (РПА):

— главные районные диспетчерские пункты (ГРДП);

— диспетчерские пункты, обеспечивающие регулирование воздушного движения на воздушных трассах и в зонах местных воздушных линий, возглавляемые руководителями полетов районов (РПР).

На 1-м уровне большой системы УВД решаются задачи регулирования движения воздушных судов на аэродромах перед взлетом и после посадки; в зонах взлета и посадки, подхода и ожидания; на воздушных трассах и маршрутах вне-трассовых полетов в верхнем и нижнем воздушном пространстве РДС; на местных воздушных линиях и маршрутах полетов в зонах МВЛ. Низшим звеном системы регулирования воздушного движения являются одиночные замкнутые контуры «диспетчер — воздушное судно».

Процессы в одиночных замкнутых контурах определяют сущность и конечную цель функционирования 1-го уровня большой системы УВД при регулировании воздушного движения.

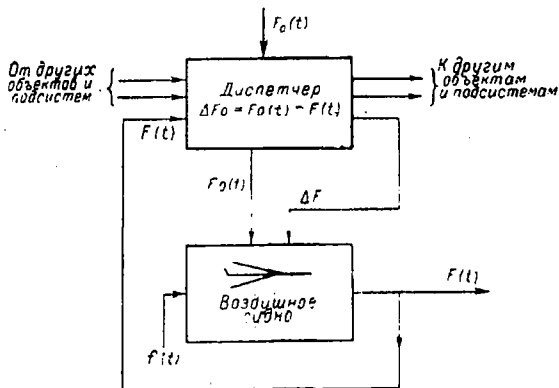


Рис. 2.3. Схема регулирования движения воздушного судна в одиночном замкнутом контуре

Глобальными критериями оптимальности для большой системы УВД являются: безопасность воздушного движения, пропускная способность зон УВД, экономичность полетов и регулярность воздушного движения при решающем значении первого из указанных критериев.

С помощью структурной схемы (рис. 2.3) рассмотрим характеристику одиночного замкнутого контура.

Воздушное судно как объект регулирования в одиночном замкнутом контуре — звено данного контура с явно выраженными локальными свойствами. В условиях полета воздушное судно представляет собой систему управления, описываемую сложной системой дифференциальных уравнений. Однако в соответствии с гипотезой о единстве трех задач рассмотрение воздушного судна как элементарного звена в замкнутом одиночном контуре регулирования воздушного движения вполне правомерно.

На диспетчерский пункт поступает заданная программа движения воздушного судна в виде некоторой программной функции $F_0(t)$. В начальный момент регулирования программа движения $F_0(t)$ задается объекту регулирования (экипажу воздушного судна) и является для него планом полета.

В процессе движения на воздушное судно воздействуют внешние возмущения и помехи, описываемые функцией $f(t)$. Под влиянием возмущений фактическое движение воздушного судна может не соответствовать программному и характеризуется некоторой функцией $F(t)$.

В процессе контроля воздушного движения по каналам обратной связи диспетчеру поступает информация о фактическом движении одиночного судна, описываемом функцией $F(t)$. По результатам сравнения программного движения с фактическим определяются отклонения управляемого воздушного судна от программы:

$$\Delta F_0 = F_0(t) - F(t).$$

На основе оценки обстановки в зоне УВД по сигналам от других управляемых объектов и взаимодействующих подсистем с учетом обнаруженного отклонения ΔF_0 вырабатывается регулирующее воздействие ΔF , которое передается на объект в виде команды. При необходимости информация о новых параметрах движения данного объекта передается на взаимодействующие диспетчерские пункты и в заинтересованные органы системы УВД. Этим заканчивается очередной и начинается каждый последующий цикл регулирования в одиночном замкнутом контуре «диспетчер — воздушное судно».

В зоне УВД, контролируемой диспетчерским пунктом, одновременно может находиться несколько воздушных судов. При этом условии принимается допущение, что непосредственная связь между управляемыми воздушными судами отсутствует и каждое из них является обособленным звеном в одиночном контуре регулирования. Но в связи с иерархией структуры большой системы УВД, поведение каждого из воздушных судов подчинено единой цели, определяемой глобаль-

ными критериями оптимальности, принятыми для всей системы. Поэтому несмотря на отсутствие прямой связи между управляемыми воздушными судами они могут рассматриваться как элементы единой динамической системы. Одиночные замкнутые контуры объединяются в сложную динамическую систему на основе функциональной связи между глобальными критериями оптимальности для всей системы в целом и локальными критериями, характеризующими работу одиночных замкнутых контуров.

Так как глобальные критерии — доминирующие, для удовлетворения требований этих критериев одиночные замкнутые контуры в некотором интервале времени могут работать не в оптимальном для каждого из них режиме.

Например, в случаях, когда интенсивность воздушного движения в зоне УВД очень велика, в качестве одного из глобальных критериев целесообразно принять критерий пропускной способности.

Для удовлетворения требований этого глобального критерия регулирование движения воздушных судов в одиночных замкнутых контурах может осуществляться с отклонениями от локальных критериев оптимальности (например, от оптимальных режимов полета).

Движение воздушного судна в одиночном замкнутом контуре регулируется в соответствии с заданной программой.

Различают два вида программ движения воздушных судов в границах зон УВД:

программы движения совокупности воздушных судов в районах аэродромов и на воздушных трассах, разрабатываемые в период предварительного планирования воздушного движения на предстоящие сутки;

программы движения отдельных воздушных судов, которые разрабатываются в процессе регулирования воздушного движения в каждой зоне УВД.

Суточный план полетов разрабатывается на 2-м уровне иерархической структуры большой системы УВД. Он является предварительным планом, так как не может учесть фактическую обстановку, в которой будет протекать полет каждого воздушного судна. Поэтому программы движения отдельных воздушных судов, по которым осуществляется регулирование их движения в одиночных контурах, уточняются или разрабатываются в ходе текущего планирования, исходя из условий сложившихся к моменту входа воздушного судна в зону УВД.

Диспетчерские пункты, возглавляемые руководителями полетов аэродромов (см. рис. 2.2), образуют подсистемы регу-

лирования воздушного движения в районах аэродромов. Диспетчерские пункты, подчиненные руководителям полетов районов, составляют подсистемы регулирования воздушного движения на воздушных трассах и местных воздушных линиях.

Следовательно, 1-й уровень большой системы УВД объединяет две группы подсистем: подсистемы регулирования воздушного движения в районах аэродромов (аэроузлах); подсистемы регулирования воздушного движения на воздушных трассах и местных воздушных линиях.

Регулирующие воздействия диспетчеров на движение воздушных судов в одиночных замкнутых контурах и деятельность каждого из диспетчерских пунктов в масштабе зоны УВД взаимосвязаны и оказывают влияние друг на друга. Регулируемыми величинами в условиях подсистем 1-го уровня являются не отдельные скалярные или векторные величины, а некоторые функционалы, выражаемые через исходные переменные, характеризующие процессы регулирования в одиночных замкнутых контурах и их взаимное влияние.

Исходя из этого положения, математической базой для решения задач регулирования воздушного движения в условиях большой системы с иерархической структурой управления служит теория регулирования функционалов.

В большой системе используются два вида взаимодействия между уровнями системы и внутри уровней: подчинение нижестоящих уровней вышестоящим; взаимодействие по каналам обратной связи и обмена информацией.

По линии подчинения органы системы регулирования воздушного движения входят в состав служб движения аэропортов, которые подчинены отделам движения управлений гражданской авиации.

Подчинение контуров и подсистем внутри системы регулирования воздушного движения показано на рис. 2.2. Каналы обратной связи и обмена информацией функционируют в системе регулирования воздушного движения по следующим направлениям:

- воздушное судно — диспетчер;
- диспетчеры (диспетчерские пункты) — руководители полетов;
- руководитель полетов аэродрома — руководитель полетов района;
- руководитель полетов района — главный районный диспетчерский пункт.

2.3. СИСТЕМА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Система предварительного планирования и обеспечения воздушного движения составляет 2-й уровень в иерархической структуре большой системы УВД и является ее подсистемой. Структура системы предварительного планирования и обеспечения воздушного движения в гражданской авиации СССР приведена на рис. 2.2.

В структуру системы входят: аэродромные диспетчерские пункты (АДП); центральные диспетчерские аэродромов (ЦДА).

Диспетчерская служба управления (ДСУ) и центральная диспетчерская служба (ЦДС) также решают задачи предварительного планирования и обеспечения полетов, но на более высоком уровне, чем АДП и ЦДА. Поэтому, хотя ДСУ и ЦДС не входят в состав службы движения аэропортов, по характеру решаемых задач они являются составной частью системы предварительного планирования и обеспечения полетов.

ДСУ и ЦДС в вопросах предварительного планирования и обеспечения воздушного движения имеют права руководящих органов по отношению к службе движения аэропортов, поэтому они расположены на более высоком уровне (см. рис. 2.2).

В системе предварительного планирования и обеспечения воздушного движения решаются следующие основные задачи:

- составление программ воздушного движения (суточных планов) на предстоящие сутки в районах аэродромов, на внутрисоюзных, международных и местных воздушных линиях;
- утверждение суточных планов движения в установленном порядке;
- обеспечение запланированных рейсов по линии органов, координирующих и контролирующих полеты в воздушном пространстве страны;
- аэродромное обеспечение полетов согласно суточным планам;
- обеспечение международных полетов в установленном порядке с учетом их специфики.

Эти задачи указаны на схеме системы предварительного планирования и обеспечения полетов (см. рис. 2.2) для каждого из органов, которые их решают (АДП, ЦДА, ДСУ и ЦДС).

Функции предварительного планирования и обеспечения воздушного движения в аэропорту (РДС) выполняют одновременно ЦДА и АДП (см. рис. 2.2).

В связи с тем, что ЦДА созданы только в аэропортах I и II классов это положение следует понимать так: в аэропортах, где созданы ЦДА, предварительное планирование воздушного движения возложено на эти пункты, при отсутствии ЦДА эта задача решается АДП.

Воздушное движение согласно суточному плану обеспечивается АДП совместно с ЦДА или только АДП (при отсутствии ЦДА).

Взаимодействие между элементами внутри системы предварительного планирования и обеспечения полетов (2-й уровень) и самой системы с высшим и низшим уровнями приведено на рис. 2.2.

По линии подчинения аэродромные диспетчерские пункты входят в состав служб движения аэропортов, а центральные диспетчерские аэродромов являются органами штабов в объединенных авиаотрядах. Диспетчерская служба Управления ГА подчинена отделу движения, а центральная диспетчерская служба выступает как оперативный орган Управления движением самолетов МГА. Службы движения аэропортов подчинены непосредственно отделам движения управлений ГА.

Взаимодействие по каналам обратной связи и обмена информацией внутри 2-го уровня большой системы УВД и его связи с 1-м и 3-м уровнями показаны на рис. 2.2.

2.4. СИСТЕМА РУКОВОДСТВА ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Система руководства воздушным движением расположена на высшем, 3-м уровне иерархической структуры большой системы УВД и является ее подсистемой.

Отличительная особенность этой системы — право разрабатывать руководящие документы и издавать распоряжения, выполнение которых обязательно для всех контуров и звеньев нижестоящих уровней большой системы УВД.

В основу этих руководящих документов и распоряжений, как правило, положены требования глобальных критериев оптимальности, принятых для большой системы УВД.

В структуру системы руководства воздушным движением входят: Управление движением самолетов Министерства гражданской авиации (УДС МГА); отделы движения управлений гражданской авиации (ОД УГА); заместители начальников аэропортов по движению (ЗНА), руководящие деятельностью служб движения аэропортов.

При рассмотрении структуры 2-го уровня большой системы УВД было указано, что ЦДС оперативно подчинена УДС МГА, а ДСУ находится в подчинении ОД УГА. Однако по ха-

рактору решаемых функциональных задач ЦДС и ДСУ отнесены ко 2-му уровню и в структуру 3-го уровня большой системы УВД не входят.

УДС МГА, ОД УГА и ЗНА — три ступени в системе руководства воздушным движением. При этом УДС МГА — высшая руководящая ступень, ОД УГА — промежуточная, ЗНА — низшая.

Согласно структурно-функциональной схеме системы УВД (см. рис. 2.2) на Управление движением самолетов Министерства гражданской авиации возложены следующие основные задачи по управлению движением гражданских воздушных судов в воздушном пространстве страны: организация движения; организация управления движением; обеспечение движения; контроль управления движением; совершенствование управления движением; некоторые задачи перспективного планирования движения воздушных судов гражданской авиации по центральному расписанию.

Отделы движения управлений гражданской авиации решают те же задачи по управлению воздушным движением, только в границах воздушного пространства своих управлений.

Взаимодействие между ступенями внутри системы руководства воздушным движением и самой системы с нижестоящими уровнями большой системы УВД по каналам подчинения и обратной связи показано на рис. 2.2.

ГЛАВА 3

ПОЛОЖЕНИЕ И ДВИЖЕНИЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА В ТРЕХМЕРНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

3.1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Решение задач регулирования воздушного движения базируется на информации о текущем и экстраполированном положении управляемых воздушных судов и параметрах их движения в трехмерном пространстве.

Система УВД обеспечивает регулирование движения совокупности воздушных судов в зонах управления большой протяженности, достигающей сотен километров.

В процессе регулирования одновременно участвует значительное количество диспетчерских пунктов, которые взаимодействуют между собой и с управляемыми воздушными судами. Поэтому процесс регулирования воздушного движения во всех зонах УВД для всех диспетчерских пунктов должен описываться в единой системе координат, обеспечивающей простоту перехода от координат воздушных судов, определяемых любым из пунктов, к единой системе координат, которая принята для всей системы УВД.

Системы координат, используемые при управлении воздушным движением, исходя из рассмотренных условий, должны быть привязаны к земной поверхности и учитывать форму и размеры Земли и специфику применяемых технических средств контроля воздушного движения.

В соответствии с рекомендациями, изложенными В. М. Лещенко в работе [12], системы координат, применяемые в процессе управления воздушным движением, должны удовлетворять следующим основным требованиям: возможность определения положения воздушных судов в пространстве на всех возможных удалениях от пунктов управления; точность оп-

ределения и наглядность отображения места воздушных судов в трехмерном пространстве; высокая точность сопряжения информации об управляемых воздушных судах, получаемой с помощью различных технических средств в границах каждой зоны УВД и в смежных зонах; минимальное количество операций при пересчете координат из одной системы в другую; наиболее простое аналитическое выражение программ (траекторий) движения отдельных воздушных судов и их совокупности в пространстве и времени.

Физическая конфигурация Земли сложна и не имеет формы какого-либо геометрически правильного тела [13].

За математическую форму Земли принят геоид [14], представляющий собой пространственную фигуру, поверхность которой совпадает с уровнем моря (рис. 3.1). Но поверхность геоида также не имеет правильной геометрической формы, что не позволяет описать ее аналитически уравнениями в законченном виде.

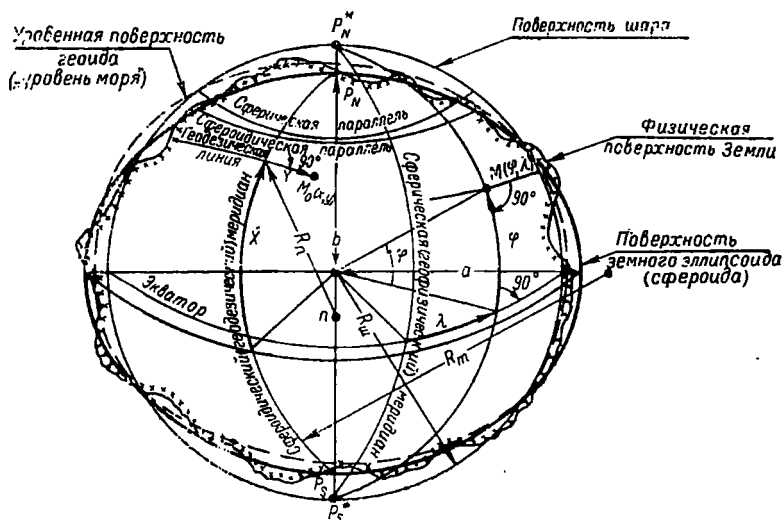


Рис. 3.1. Фактическая (физическая) и приближенная формы Земли

В качестве исходной формы Земли, обеспечивающей наибольшее соответствие поверхности геоида, для территории СССР принят эллипсоид Красовского. Для эллипсоида Красовского установлены следующие размеры полуосей (см. рис. 3.1): большая полуось — $a = 6378245$ м, малая полуось — $b = 6356863$ м.

Для упрощения расчетов в практике управления воздушным движением и в аэронавигации в первом приближе-

нии принимают земной эллипсоид за шар, поверхность которого равна поверхности эллипсоида. Радиус такого шара для эллипсоида Красовского $R_{ш} = 6371116$ м.

На рис. 3.1 схематически изображены конфигурации эллипсоида, эллипсоида вращения (сфероида) и шара, принятого в качестве приближенной формы Земли при выборе системы координат для решения задач УВД.

Для определения положения и параметров движения воздушных судов и решения других задач в теории и практике УВД используются следующие системы координат: географическая, полярная, прямоугольная декартова, совмещенная и связанная. Из них первые четыре системы привязаны к земной поверхности и являются неподвижными. Связанная система координат совмещена с осями симметрии воздушного судна и называется подвижной системой.

3.1.1. Географическая система координат

С точностью, приемлемой при решении задач УВД, земной эллипсоид принят за шар. Радиусы кривизны нормальных сечений в произвольных точках на поверхности шара имеют постоянную величину $R_{ш}$ (см. рис. 3.1).

Координатная сетка географической системы координат образуется на поверхности земного шара в результате пересечения сферических меридианов и параллелей (см. рис. 3.1).

Географические меридианы представляют собой дуги больших кругов (ортодромии), проведенные через географические полюса Земли P_N^* и P_S^* .

Географические параллели являются окружностями, полученными при сечении земного шара плоскостями, перпендикулярными земной оси. Плоскость, перпендикулярная оси Земли и проходящая через ее центр, образует на поверхности земного шара большой круг, называемый экватором. Остальные параллели — дуги малых кругов.

Положение географического меридиана, параллелей и экватора на поверхности земного шара схематически показано на рис. 3.1. Положение точки на поверхности земного шара определяется ее географическими координатами — широтой φ и долготой λ .

Отсчет широты ведется от 0 до $\pm 90^\circ$ к северу и югу от экватора, который является нулевой параллелью. Отсчет долготы осуществляется к востоку и западу от нулевого (гринвичского) меридиана от 0 до 180° восточной и западной долготы.

Географическая система координат охватывает всю земную поверхность и используется для определения положения: диспетчерских пунктов, управляемых воздушных судов, зон

УВД, мест установки радиолокационных станций и других радиотехнических средств, коридоров в границах зон УВД, контрольных пунктов воздушных трасс, аэродромов, границ зон с установленными режимами полетов и других объектов.

Благодаря глобальности и практически постоянной точности при любом удалении управляемых воздушных судов от диспетчерских пунктов, географическая система координат принята в качестве единой базовой системы при решении задач управления движением одиночных воздушных судов и их совокупности.

При очевидных преимуществах географическая система координат имеет существенные недостатки, затрудняющие ее применение в процессе регулирования воздушного движения:

— определение положения и параметров движения управляемых воздушных судов с помощью радиолокационных станций как основного средства контроля воздушного движения осуществляется не в географической системе координат, а в полярной, привязанной к месту установки РЛС;

— географическая система не обеспечивает наглядности определения местонахождения воздушных судов относительно заданной линии пути как программы движения;

— в географической системе определяется положение проекции воздушного судна на земную поверхность, но отсутствует третья координата — высота полета.

Эти недостатки отсутствуют в местных плоскостных системах координат, к которым относятся полярная и декартова системы.

3.1.2. Полярная система координат

В плоскостных (плоских) системах координат, одной из которых является полярная система, сферическая земная поверхность в пределах небольшого участка принимается за касательную плоскость, а точка касания плоскости к поверхности земного шара — за начало координат точка O , (рис. 3.2).

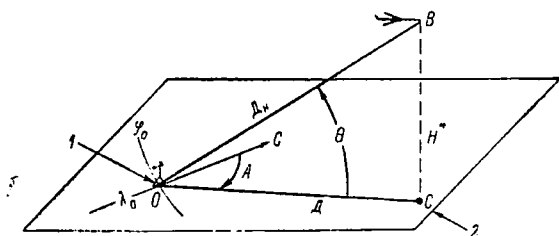


Рис. 3.2. Полярная система координат:

1 — точка касания горизонтальной плоскости к поверхности земного шара; 2 — горизонтальная азимутальная плоскость

Положение воздушных судов в трехмерном пространстве определяется в плоскостных системах, относительно этой плоскости, а не относительно земной поверхности. При этом кривизной Земли пренебрегают, полагая, что координаты на плоскости равны соответствующим координатам на земной поверхности, и задачи на земном шаре решаются по формулам плоской тригонометрии и аналитической геометрии.

Плоскостную систему координат, в том числе и полярную, с началом (полюсом) в некоторой точке на земном шаре, нельзя распространить на всю земную поверхность или на значительную ее часть в связи с большими ошибками, возникающими вследствие кривизны Земли и пренебрежения сходимостью меридианов. Поэтому плоскостные системы координат применяются на небольших участках земной поверхности, границы которых незначительно удалены от места касания плоскости к поверхности земного шара. В связи с этим обстоятельством плоскостные системы координат называют местными.

Полярная система координат (см. рис. 3.2) применяется при определении положения и параметров движения управляемых воздушных судов в трехмерном пространстве с помощью радиолокационных станций. Точка начала координат в этой системе совмещается с точкой касания горизонтальной плоскости к поверхности земного шара в месте установки РЛС и определяется географическими координатами φ_0 и λ_0 .

Положение точки в пространстве определяется в полярной системе четырьмя координатами: азимутом (A), наклонной дальностью (D_n), горизонтальной дальностью (D), углом места (θ). Азимут (A°) отсчитывается в горизонтальной плоскости в градусах дуги от меридиана точки установки РЛС до направления на объект по ходу часовой стрелки — от 0 до 360° .

Наклонная дальность (D_n) определяется как длина наклонной прямой OB , равной расстоянию от станции до объекта.

Горизонтальная дальность (D) равна проекции наклонной дальности на горизонтальную плоскость:

$$D = D_n \cdot \cos \theta.$$

Угол места θ° отсчитывается в вертикальной плоскости от горизонта РЛС до направления на объект. При малых углах θ величина $\cos \theta$ близка к единице и наклонная дальность практически равна горизонтальной. В практике УВД принято полагать, что в случаях, когда наклонная дальность (D_n) $\geq \geq 5H$, с допустимой для практических расчетов погрешностью можно считать $D = D_n$.

Высота полета (H^*) может быть получена с помощью РЛС по известным наклонной дальности и углу места:

$$H^* = D_{\text{н}} \cdot \sin \theta.$$

Как показано на рис. 3.2, в полярной системе координат высота полета воздушных судов (H^*) измеряется от уровня горизонтальной плоскости, проходящей через точку установки антенны РЛС; горизонтальная дальность (D) определяется в этой же плоскости, а не по земной поверхности.

Для решения задач УВД необходимо знать высоту полета $H = BF$ (рис. 3.3), измеренную по истинной вертикали от воздушного судна до уровня земной поверхности (уровня моря).

Расстояние до воздушного судна от некоторой точки O должно определяться как длина дуги $S_{\text{ш}} = OF$, соединяющей эту точку с проекцией воздушного судна на поверхность земного шара.

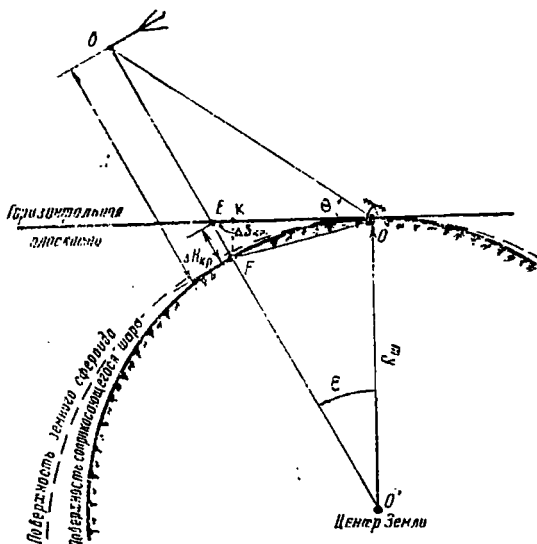


Рис. 3.3. Ошибки измерения высоты полета ($\Delta H_{\text{кр}}$) и расстояния до воздушного судна ($\Delta S_{\text{кр}}$) с помощью РЛС, возникающие вследствие кривизны Земли

В результате, высоты полета и горизонтальные расстояния до воздушных судов, полученные с помощью РЛС, содержат ошибки, возникающие из-за кривизны Земли и метода измерения.

По мере удаления от начала полярных координат (точка O) горизонтальная плоскость все более отходит от поверхно-

сти земного шара, и ошибки в определении высоты полета и расстояния до проекции воздушного судна на земную поверхность, возникающие из-за кривизны Земли, будут расти.

С помощью схемы (см. рис. 3.3) рассмотрим порядок определения величины этих ошибок.

Зададимся условием: РЛС установлена в точке O . Высота установки антенны равна нулю, и горизонтальная плоскость, проходящая через антенну, является касательной к поверхности земного шара в этой точке. Воздушное судно находится в точке B на высоте $H = BF$ относительно поверхности земного шара. Вертикали $O'O$ и BO' образуют центральный угол $OO'B = \epsilon$. Стороны этого угла — радиусы земного шара:

$$R_{\text{ш}} = OO' = O'F.$$

Ошибка в определении высоты полета вследствие кривизны Земли при нахождении воздушного судна в точке B :

$$\Delta H_{\text{кр}} = EF = O'E - O'F.$$

Из прямоугольного треугольника $O'OE$

$$O'E = \frac{R_{\text{ш}}}{\cos \epsilon}.$$

Тогда

$$\Delta H_{\text{кр}} = O'E - O'F = \frac{R_{\text{ш}}}{\cos \epsilon} - R = R_{\text{ш}} \left(\frac{1}{\cos \epsilon} - 1 \right);$$

$$\Delta H_{\text{кр}} = R_{\text{ш}} \left(\frac{1}{\cos \epsilon} - 1 \right).$$

В связи с неудобством определения центрального угла ϵ для вычисления поправки за кривизну Земли $\Delta H_{\text{кр}}$ воспользуемся приближенной формулой, которую можно получить из треугольника OFE , образованного линией горизонта OE , хордой OF и отрезком истинной вертикали EF .

Из геометрии известно, что угол, образованный касательной и хордой, равен половине центрального угла, который замыкает данная хорда. Тогда угол $FOE = \frac{1}{2} \epsilon$. Вследствие малости этого угла длина хорды OF может быть принята равной длине дуги $OF = S_{\text{ш}}$. При этом допущении отрезок

$$EF = \Delta H_{\text{кр}} = S_{\text{ш}} \frac{1}{2} \epsilon.$$

Но длина дуги

$$S_{\text{ш}} = R_{\text{ш}} \cdot \epsilon \quad \text{или} \quad \epsilon = \frac{S_{\text{ш}}}{R_{\text{ш}}}.$$

После подстановки получим:

$$\Delta H_{\text{кр}} = \frac{S_{\text{ш}}^2}{2R_{\text{ш}}}. \quad (3.1)$$

Ошибка в определении расстояния до вертикали воздушного судна по поверхности земного шара $\Delta S_{кр}$, возникающая из-за кривизны Земли, получена при сравнении длин касательной прямой OE и дуги $OF = S_{ш}$ (см. рис. 3.3):

$$\Delta S_{кр} = KE = OE - S_{ш}.$$

Из треугольника $O'OE$ длина касательной прямой

$$OE = O'E \cdot \operatorname{tg} \varepsilon = R_{ш} \cdot \operatorname{tg} \varepsilon.$$

Разложим $\operatorname{tg} \varepsilon$ в ряд:

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \varepsilon + \frac{1}{3} \varepsilon^3 + \frac{2}{15} \varepsilon^5 + \frac{17}{315} \varepsilon^7 + \dots$$

Отбросим по малости члены выше третьей степени и, полагая

$$S_{ш} = R_{ш} \cdot \varepsilon,$$

получим

$$\Delta S_{кр} = OE - S_{ш} = R_{ш} \left(\varepsilon + \frac{\varepsilon^3}{3} \right) - R_{ш} \varepsilon = \frac{R_{ш} \cdot \varepsilon^3}{3}.$$

Но

$$\varepsilon = \frac{S_{ш}}{R_{ш}}.$$

Тогда окончательно

$$\Delta S_{кр} = \frac{S_{ш}^3}{3R_{ш}^2}. \quad (3.2)$$

Абсолютные величины ошибок в определении высоты полета $\Delta H_{кр}$ и расстояния до вертикали воздушного судна по земной поверхности $\Delta S_{кр}$, возникающие вследствие кривизны Земли при использовании плоскостных систем координат, согласно формулам (3.1) и (3.2), зависят от длины дуги $S_{ш}$ и радиуса кривизны земного шара, принятого в расчетах. Для оценки величин $\Delta H_{кр}$ и $\Delta S_{кр}$ в границах сухопутной территории СССР, расположенной между 36 и 78° северной широты, определим средние радиусы кривизны соприкасающихся шаров по пограничным параллелям и для широты $\varphi = 56^\circ$.

Средние радиусы кривизны соприкасающихся шаров для $\varphi = 36, 57$ и 78° приведены ниже.

Широта, φ°	Средний радиус соприкасающегося шара ($R_{ш}$), м
36	6371597
56	6386242
78	6397835

Значения поправок за кривизну Земли при определении высоты полета ($\Delta H_{кр}$) и расстояния до вертикали самолета

по земной поверхности ($\Delta S_{кр}$) в плоскостных системах координат для различной длины дуг окружностей ($S_{ш}$) и радиуса кривизны соприкасающегося шара ($R_{ш}$) на параллели $\varphi=56^\circ$ северной широты приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Длина дуги соприкасающегося шара ($S_{ш}$), км	Поправка по высоте за кривизну Земли ($\Delta H_{кр}$), м	Поправка по расстоянию до вертикали самолета за кривизну Земли ($\Delta S_{кр}$), м
25	48,7	0,27
50	192,13	1,025
100	783,3	8,22
200	3131,6	65,8
300	7016,2	222,18
400	12526,9	526,26
500	19573,3	1021,3
600	21186,3	1776,9
700	38363,8	2803,9
800	50107,7	4193,6

При решении практических задач УВД необходимо знать расстояния на земной поверхности ($S_{ш}$), для которых ошибки за кривизну Земли по расстоянию ($\Delta S_{кр}$) и высоте ($\Delta H_{кр}$) по малости можно не учитывать. Для заданного значения относительной ошибки по расстоянию

$$\Delta_S = \frac{\Delta S_{кр}}{S}$$

величина предельного значения расстояния, для которого кривизной Земли можно пренебречь, определяется по формуле

$$S_{пред} = \sqrt{\Delta_S \cdot 3R_{ш}^2}$$

При $\Delta_S = 0,001$ (0,1%), что соизмеримо с точностью определения расстояния с помощью РЛС, $R_{ш} = 6386242$ м, величина $S_{пред} \approx 350$ км.

Из табл. 3.1 видно, что ошибки в определении высоты $\Delta H_{кр}$ в результате превышения касательной плоскости над поверхностью земного шара значительны даже при небольших удалениях воздушного судна от точки касания горизонтальной плоскости. При расстояниях $S_{ш} = 25$ км величина $\Delta H_{кр} \approx 49$ м. Учитывая точность определения и выдерживания высоты полета современными методами, поправки за кривизну Земли и высоту, измеренную с помощью РЛС, необходимо вводить уже с расстояний 20—25 км.

В связи со сложностью определения высоты полета с помощью РЛС и трудностью ввода поправки за кривизну Зе-

мли ($\Delta H_{кр}$) в практике УВД используется барометрическая высота, измеряемая самолетными высотомерами.

Информация о высоте полета управляемых воздушных судов в этом случае поступает на диспетчерские пункты по докладам экипажей.

При анализе ошибок определения высоты и расстояния до вертикали воздушного судна, возникающих вследствие кривизны Земли, рассмотрен случай, когда высота установки антенны РЛС над плоскостью горизонта равна нулю. Это встречается в практике УВД в исключительных случаях, так как для увеличения дальности действия РЛС ее антенна обычно поднимается над плоскостью горизонта на возможно большую высоту.

Если антенна имеет превышение над плоскостью горизонта, измеренная горизонтальная дальность и высота полета воздушного судна относительно уровня земного шара будут иными по сравнению со случаем, приведенным на рис. 3.3.

С помощью схемы (рис. 3.4) рассмотрим порядок определения ошибок за кривизну Земли при измерении расстояния до воздушного судна по земной поверхности и высоты полета с учетом превышения антенны РЛС над поверхностью земного шара. Воспользуемся методикой, рассмотренной в работе [12].

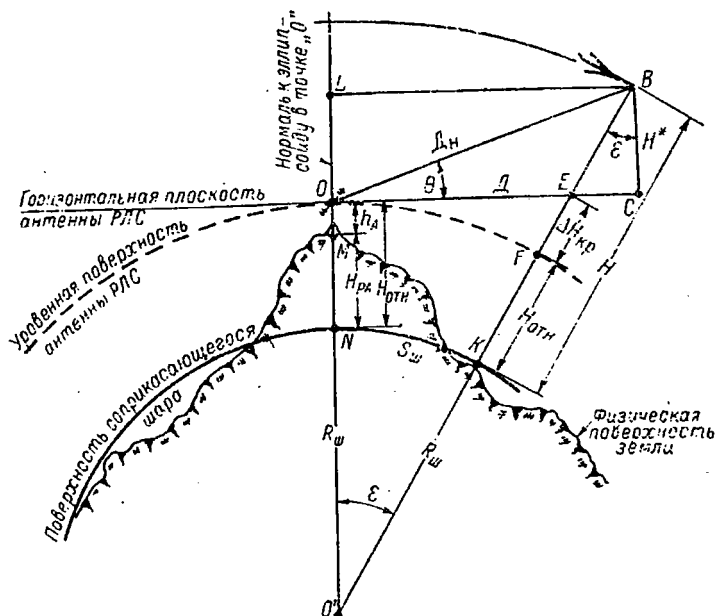


Рис. 3.4. Схема измерения наклонной и горизонтальной дальности и высоты полета с учетом превышения антенны РЛС

РЛС установлена в точке M , имеющей превышение над уровнем поверхности земного шара, равное $H_{p.a.}$, высота антенны над уровнем места установки h_a . Суммарная относительная высота антенны над уровнем поверхности земного шара

$$H_{отн} = H_{p.a.} + h_a.$$

При этом горизонтальная плоскость, проходящая через антенну РЛС, также расположена на высоте $H_{отн}$ над поверхностью земного шара. Горизонтальная дальность до воздушного судна (D), отсчитанная в этой плоскости, равна длине горизонтальной прямой OC , которая больше длины дуги $NK = S_{ш}$.

Для определения расстояния до вертикали воздушного судна ($S_{ш}$), измеренного по поверхности Земли, необходимо в горизонтальную дальность (D) внести поправку:

$$\Delta D_{кр} = S_{ш} - D.$$

Из построения на рис. 3.4 следует:

$$\widehat{NK} = S_{ш} = R_{ш} \cdot \varepsilon;$$

$$D = D_H \cdot \cos \theta.$$

Определим величину $\Delta D_{кр}$. Из прямоугольного треугольника $O'LB$

$$\varepsilon = \arcsin \frac{D}{R_{ш} + H},$$

где $R_{ш}$ — радиус земного шара,

H — высота полета воздушного судна относительно поверхности земного шара.

Разложим обратную тригонометрическую функцию синуса в ряд:

$$\varepsilon = \frac{D}{R_{ш} + H} + \frac{D^3}{6(R_{ш} + H)^3} + \frac{3D^5}{40(R_{ш} + H)^5} + \dots$$

Подставим значение $S_{ш}$, выраженное через $R_{ш}$ и ε в формулу для $\Delta D_{кр}$:

$$\Delta D_{кр} = S_{ш} - D = R_{ш} \left(\frac{D}{R_{ш} + H} + \frac{D^3}{6(R_{ш} + H)^3} + \frac{3D^5}{40(R_{ш} + H)^5} \right) - D,$$

$$\Delta D_{кр} = \frac{R_{ш} \cdot D}{R_{ш} + H} + \frac{R_{ш} \cdot D^3}{6(R_{ш} + H)^3} + \frac{3R_{ш} \cdot D^5}{40(R_{ш} + H)^5} - D.$$

В связи с тем, что $R_{ш} \gg H$, отношение $\frac{R_{ш}}{R_{ш} + H}$ можно приравнять единице с относительной погрешностью:

$$\Delta_H = \frac{(R_{ш} + H) - R_{ш}}{R_{ш} + H},$$

или

$$\Delta_H = \frac{H}{R_{ш} + H}.$$

При этом условии, с учетом погрешности Δ_H , отношение $\frac{R_{ш}}{R_{ш} + H}$ можно представить в виде

$$\frac{R_{ш}}{R_{ш} + H} = 1 - \frac{H}{R_{ш} + H}.$$

Тогда

$$\Delta D_{кр} = \left(1 - \frac{H}{R_{ш} + H}\right) D + \frac{R_{ш} D^3}{6(R_{ш} + H)^3} + \frac{3R_{ш} \cdot D^5}{40(R_{ш} + H)^5} - D.$$

После раскрытия скобок:

$$\Delta D_{кр} = -\frac{D \cdot H}{R_{ш} + H} + \frac{R_{ш} \cdot D^3}{6(R_{ш} + H)^3} + \frac{3R_{ш} D^5}{40(R_{ш} + H)^5}.$$

Члены выше третьей степени пренебрежимо малы, поэтому

$$\Delta D_{кр} = -\frac{DH}{R_{ш} + H} + \frac{R_{ш} D^3}{6(R_{ш} + H)^3}. \quad (3.3)$$

Отрицательный знак перед первым, основным по величине, членом правой части равенства свидетельствует о том, что значение горизонтальной дальности до воздушного судна (D), определяемой с помощью РЛС, всегда больше фактического расстояния, измеренного по земной поверхности ($S_{ш}$). Как показано на рис. 3.4, высота полета относительно земной поверхности (H) складывается из составляющих

$$H = H_{р.а} + h_a + \frac{H^*}{\cos \epsilon} + \Delta H_{кр},$$

где $H_{р.а}$ — высота рельефа местности в точке установки антенны РЛС;

h_a — высота антенны относительно уровня места установки;

H^* — высота полета, полученная с помощью РЛС;

$\Delta H_{кр}$ — поправка к высоте полета за счет кривизны Земли.

Подставив в формулу (3.3) вместо H сумму составляющих ее величин, можно получить зависимость $\Delta D_{кр}$ от этих величин.

При решении практических задач УВД необходимо знать величины $\Delta D_{кр}$ для реального диапазона горизонтальных дальностей и высот полета.

Значения $\Delta D_{кр}$, рассчитанные по формуле (3.3), для $H_{max}=30$ км, $R_{ш}=6386242$ м (для $\varphi=56^\circ$) и D в диапазоне 50—600 км приведены в табл. 3.2.

Таблица 3.2

Горизонтальная дальность (D), км	Составляющие ошибки, м		Значения $\Delta D_{кр}$, м
	$\frac{D \cdot H}{R_{ш} + H}$	$\frac{R_{ш} \cdot D^3}{6 (R_{ш} + H)^3}$	
50	233,78	0,0007	233,7793
100	467,56	0,006	467,594
200	935,101	0,05	935,051
300	1402,6	0,106	1402,494
400	1901,7	0,34	1901,36
500	2337,8	0,7	2337,1
600	2805,4	1,4	2804,0

3.1.3. Прямоугольная декартова система координат

В прямоугольной декартовой системе координат так же, как и в полярной, сферическая земная поверхность, в пределах небольшого района, принимается за касательную плоскость. Точка касания этой плоскости к поверхности земного шара принимается за начало координат (точка O , рис. 3.5).

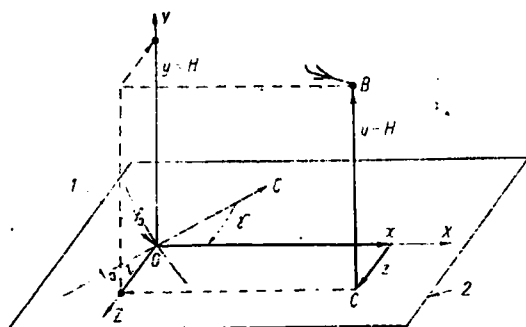


Рис. 3.5. Прямоугольная декартова система координат:

1—точка касания горизонтальной плоскости к поверхности земного шара; 2—горизонтальная плоскость

Декартова и полярная системы — плоскостные. Поэтому свойства таких систем, описанные при рассмотрении полярной системы, относятся и к декартовой.

Положение воздушного судна в декартовой системе определяется относительно касательной горизонтальной плоскости, а не на сферической земной поверхности. Поэтому измеренные высоты и расстояния до воздушных судов содержат ошибки за кривизну Земли.

Данная система широко применяется при управлении воздушным движением для определения положения и параметров движения воздушных судов относительно заданных маршрутов, трасс и коридоров.

За точку начала координат в этой системе обычно принимают место расположения диспетчерского пункта или РЛС, используемой для контроля воздушного движения, начальную точку воздушной трассы или ОПРС коридора. Эта точка на земной поверхности определяется географическими координатами φ_0 и λ_0 . Положение воздушного судна в декартовой системе определяется тремя координатами x , y и z по трем взаимно перпендикулярным осям (см. рис. 3.5):

ось OX расположена в горизонтальной плоскости и обычно направлена вдоль воздушной трассы или по направлению, удобному для отсчета положения воздушного судна по дальности;

ось OZ расположена в горизонтальной плоскости перпендикулярно оси OX ; используется для отсчета боковых уклонений воздушных судов от заданного направления полета;

ось OY направлена по истинной вертикали в точке начала координат и используется для отсчета высоты полета воздушных судов.

Направление оси OX на горизонтальной плоскости относительно меридиана точки касания определяется углом γ , который отсчитывается по ходу часовой стрелки от 0 до 360° .

Место воздушного судна в пространстве определяется с помощью РЛС в полярной системе координат. Для контроля положения воздушных судов относительно заданных маршрутов полета в декартовой системе необходимо знать их координаты x и z . Поэтому при определении положения воздушных судов относительно заданных траекторий полета с помощью РЛС производится перерасчет полярных координат в декартовы.

3.1.4. Совмещенная система координат

При рассмотрении полярной и декартовой системы координат было отмечено, что по своим характеристикам они позволяют, на небольших удалениях от начала координат, точно и наглядно отображать положение воздушных судов относительно воздушных трасс и границ зон УВД. Декартова и полярная системы не обеспечивают необходимую точность определения положения воздушных судов при больших удалениях от начала координат и не могут быть распространены на всю земную поверхность, так как не учитывают кривизну Земли. Этот недостаток местных плоскостных систем, привязанных к различным точкам земной поверхности, устраняется их объединением на базе географической системы координат.

Единую, объединенную систему, получаемую при совмещении местных плоскостных систем на базе глобальной географической, называют совмещенной системой координат.

Необходимость применения совмещенной системы координат обусловлена особенностями используемых технических средств УВД и возможностями различных систем координат.

В процессе регулирования воздушного движения положение воздушных судов в пространстве определяется с помощью РЛС в полярной системе координат.

Контроль положения воздушных судов относительно заданных траекторий полета по воздушным трассам и маршрутам вне трасс производится в декартовой системе. Она позволяет наглядно отобразить положение управляемых воздушных судов и их отклонения от заданной программы полета. Направление воздушных трасс, положение диспетчерских пунктов, радиотехнических средств УВД и других объектов на земной поверхности задается в географической системе координат.

Таким образом, при решении задач УВД одновременно используются три системы координат: полярная, декартова и географическая.

В совмещенной системе сохранены преимущества каждой из упомянутых систем и обеспечены требования к системам координат, используемым при управлении воздушным движением. Вследствие того, что из трех указанных систем только географическая система координат—глобальная, она выбрана в качестве базы для совмещенной системы. Для объединения плоскостных и географических координат в единую систему необходимо решить задачу замены поверхности земного сфероида совокупностью плоскостей, каждая из которых является горизонтальной плоскостью в своей плоскостной системе.

В теории картографических проекций разработан метод [13, 14] перехода от системы сфероидических координат к единой для всей земной поверхности или ее части плоскостной системе. Этот метод требует выполнения условия: между поверхностью земного сфероида и горизонтальной плоскостью плоскостной системы координат должно быть обеспечено такое соотношение, при котором каждой точке сфероида соответствует только одна точка на плоскости. Для выполнения этого условия поверхность земного сфероида разделяется на участки; количество их равно числу точек, в которых будут установлены РЛС, размещены диспетчерские пункты или другие объекты с которыми предполагается совместить точки начала координат плоскостных систем.

Выбранные участки поверхности земного сфероида переносятся на касательные горизонтальные плоскости по законам **гномонической проекции**; картинной плоскостью является касательная плоскость.

Основное свойство этой проекции то, что дуги больших кругов на поверхности соприкасающегося шара проектируются на касательную плоскость прямыми линиями. Благодаря указанному свойству гномонической проекции для разных участков поверхности сфероида можно построить плоскостные системы координат, геометрически равные между собой. Это обстоятельство позволяет совмещать плоскостные координаты разных участков простым перемещением их координатных осей по поверхности сфероида.

Проекция поверхности земного сфероида на отдельные касательные плоскости, построенная по законам гномонической проекции, известна в картографии как многогранная проекция.

Многогранная проекция поверхности земного сфероида служит базой единой совмещенной системы координат, обеспечивающей решение задач УВД. Совмещенная система координат на основе многогранной проекции удовлетворяет требованиям, предъявляемым к системам координат, которые используются при управлении воздушным движением.

Схема совмещенной системы координат для участка поверхности земного сфероида показана на рис. 3.6. Начало совмещенной системы координат помещено в точке O , которая является точкой касания плоскости к поверхности совмещенного шара. Положение этой точки на поверхности шара определяется географическими координатами φ_0, λ_0 .

Для случая, когда воздушное судно находится в точке B , его положение в пространстве, на плоскости и на поверхности соприкасающегося шара определяется в полярной, декартовой и географической системах координат.

В полярной системе положение воздушного судна описывается азимутом (A), наклонной дальностью (D_n), углом места (θ) и горизонтальной дальностью (D). Величина D отсчитывается в касательной плоскости от начала координат до перпендикуляра, опущенного из точки B (место воздушного судна в пространстве) на эту плоскость (точка C). В декартовой системе, ось Ox которой направлена в плоскости касания под углом γ к меридиану точки O , положение воздушного судна определяется текущими значениями декартовых координат x , z и y . Координата y отсчитывается по перпендикуляру к касательной плоскости, направление которого параллельно вертикали в точке O .

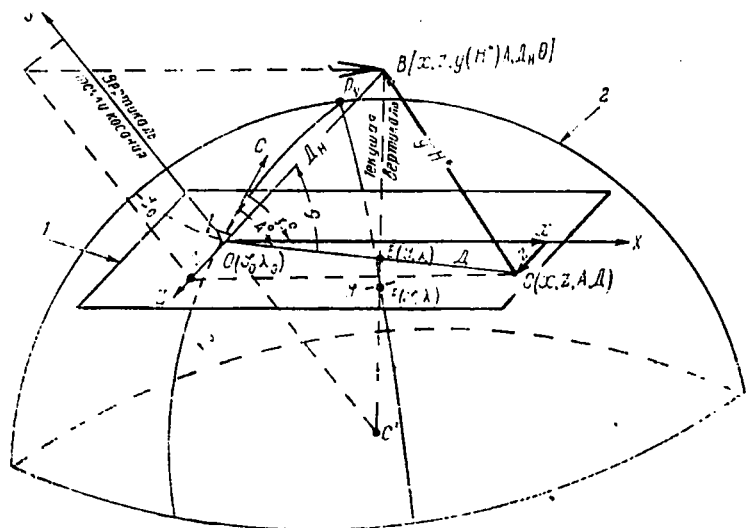


Рис. 3.6. Схема совмещенной системы координат:
1—касательная плоскость; 2—поверхность соприкасающегося шара

В географической системе координат положение воздушного судна определяется его широтой φ и долготой λ . Как показано на рис. 3.6, текущие географические координаты воздушного судна, находящегося в точке B , определяются не на касательной плоскости в точке C , а на поверхности шара — в точке F .

Вследствие кривизны поверхности шара точка F находится под касательной плоскостью на расстоянии EF от нее. Это расстояние — поправка к высоте за кривизну Земли.

Из схемы, приведенной на рис. 3.6, следует, что положение воздушного судна в некоторой точке пространства определяется в совмещенной системе следующими координатами:

— в пространстве — декартовыми координатами x, z, y и полярными A, D_{Π} и θ ;

— на касательной плоскости (точка C) — декартовыми координатами x, z и полярными A и D ;

— на поверхности соприкасающегося шара — географическими координатами φ и λ .

При решении задач УВД необходимо совмещать информацию, получаемую по различным каналам. Для совмещения информации координаты воздушных судов пересчитываются из одной системы в другую.

3.1.5. Перерасчет координат объектов из одной системы в другую

Перерасчет координат в совмещенной системе с достаточной для целей УВД точностью выполняется по формулам плоской и сферической тригонометрии.

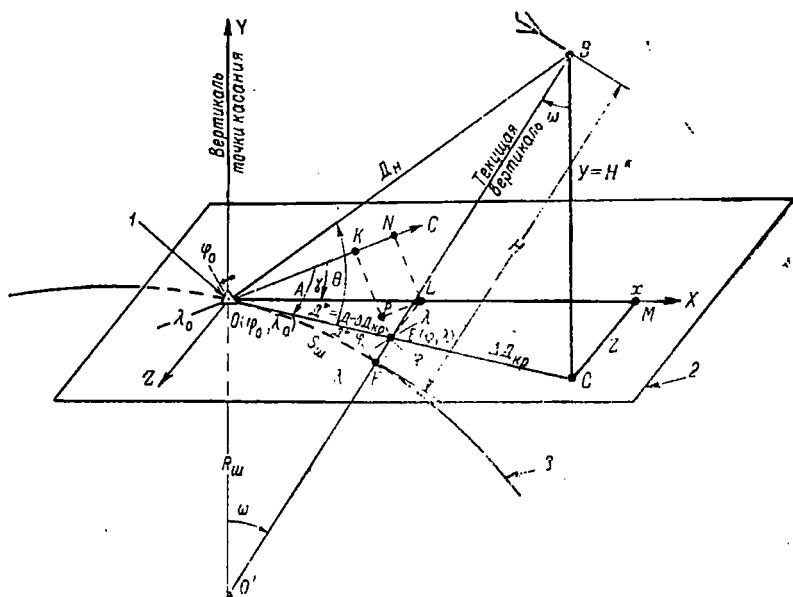


Рис. 3.7. Взаимосвязь координат воздушного судна в совмещенной системе:

1—точка касания; 2—касательная плоскость; 3—поверхность соприкасающегося шара

Известные полярные координаты объекта, полученные с помощью РЛС, пересчитываются в декартовы по формулам, полученным из прямоугольных треугольников OCB и OMC (рис. 3.7):

$$x = OC \cdot \cos(A - \gamma) = D_{\Pi} \cdot \cos \theta \cdot \cos(A - \gamma).$$

По

$$D_{II} \cdot \cos \theta = D.$$

Тогда

$$x = D_{II} \cdot \cos \theta \cdot \cos (A - \gamma),$$

$$x = D \cdot \cos (A - \gamma);$$

$$z = OC \cdot \sin (A - \gamma) = D_{II} \cdot \cos \theta \cdot \sin (A - \gamma),$$

или

$$z = D_{II} \cdot \cos \theta \cdot \sin (A - \gamma),$$

$$z = D \cdot \sin (A - \gamma),$$

$$y = H^* = OB \cdot \sin \theta,$$

$$y = D_{II} \cdot \sin \theta,$$

где H^* — высота полета, определенная с помощью РЛС относительно уровня касательной плоскости. Известные декартовы координаты перерасчитываются в полярные по формулам, полученным из этих же прямоугольных треугольников:

$$D = OC = \sqrt{OM^2 + MC^2},$$

$$D = \sqrt{x^2 + z^2};$$

$$D_{II} = OB = \sqrt{OC^2 + BC^2} = \sqrt{D^2 + y^2}.$$

или

$$D_{II} = \sqrt{x^2 + z^2 + y^2},$$

$$A = \gamma \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{CM}{OM},$$

или

$$A = \gamma + \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{z}{x};$$

$$\theta = \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{BC}{OC},$$

или

$$\theta = \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{y}{\sqrt{x^2 + z^2}}.$$

В полярной и декартовой системах координат высота полета H^* определяется от уровня касательной плоскости.

Для решения задач УВД необходимо знать высоту полета H относительно уровня земной поверхности.

Рассмотрим порядок расчета высоты полета (H) по результатам определений положения воздушного судна в простран-

стве с помощью РЛС (см. рис. 3.7). Высота полета от уровня земной поверхности, отсчитанная по направлению истинной вертикали,

$$H = BF = BE + EF.$$

Из треугольника BCE

$$BE = \frac{H^*}{\cos \varepsilon}.$$

Но

$$\varepsilon = \operatorname{arc\,tg} \frac{CE}{H^*} = \frac{\Delta D_{\text{кр}}}{H^*}.$$

Отрезок EF равен поправке к высоте полета за кривизну Земли. По формуле (3.1)

$$EF = \Delta H_{\text{кр}} = \frac{S_{\text{ш}}^2}{2R_{\text{ш}}}.$$

Полагая

$$S_{\text{ш}} = D - \Delta D_{\text{кр}},$$

получим

$$\Delta H_{\text{кр}} = \frac{(D - \Delta D_{\text{кр}})^2}{2R_{\text{ш}}}.$$

Окончательно

$$H = \frac{H^*}{\cos \left(\operatorname{arc\,tg} \frac{\Delta D_{\text{кр}}}{H^*} \right)} + \frac{(D - \Delta D_{\text{кр}})^2}{2R_{\text{ш}}}.$$

Выразив полярные координаты D и H^* через декартовы, можно получить формулу для расчета H по известным декартовым координатам:

$$H = \frac{y}{\cos \left(\operatorname{arc\,tg} \frac{\Delta D_{\text{кр}}}{y} \right)} + \frac{(\sqrt{x^2 + z^2} - \Delta D_{\text{кр}})^2}{2R_{\text{ш}}}.$$

Полярные координаты в географические пересчитываются по формулам, вытекающим из характеристики совмещенной системы.

Географическими координатами объекта, находящегося в точке B , являются широта φ и долгота λ точки F (см. рис. 3.7), полученной при пересечении истинной вертикали, опущенной из точки B , с поверхностью соприкасающегося шара. Но размеры участка поверхности сфероида, переносимого на касательную плоскость, невелики и можно полагать, что длина дуги $OF = S_{\text{ш}}$ равна длине прямолинейного отрезка OE на касательной плоскости.

При этом условии географические координаты φ и λ точек E и F можно считать равными. Отрезок OE — часть горизонтальной дальности D до объекта $OE = OC - EC$:

$$OE = D - \Delta D_{кр},$$

где $\Delta D_{кр}$ — ошибка за кривизну Земли при измерении горизонтальной дальности объекта с помощью РЛС.

Величина $\Delta D_{кр}$ может быть рассчитана по формуле (3.3) или получена по табл. 3.2. Для определения широты и долготы точки E рассмотрим прямоугольный треугольник OKE , полученный при проектировании точки E на направление истинного меридиана точки начала совмещенной системы координат (см. рис. 3.7).

Катет OK равен приращению широты, а сторона KE соответствует изменению долготы воздушного судна по отношению к точке начала координат O с координатами φ_0, λ_0 :

$$OK = OE \cdot \cos A = (D - \Delta D_{кр}) \cdot \cos A.$$

Величина OK , выраженная в градусах широты,

$$\Delta \varphi^\circ = \frac{OK}{111,12} = \frac{(D - \Delta D_{кр}) \cdot \cos A}{111,12}.$$

Тогда

$$\varphi^\circ = \varphi_0^\circ + \frac{(D - \Delta D_{кр}) \cdot \cos A}{111,12},$$

$$KE = OE \cdot \sin A = (D - \Delta D_{кр}) \cdot \sin A.$$

Величина KE , выраженная в градусах долготы,

$$\Delta \lambda_0 = \frac{KE}{111,12 \cdot \cos \varphi_{ср}} = \frac{(D - \Delta D_{кр}) \cdot \sin A}{111,12 \cdot \cos \varphi_{ср}}.$$

Тогда

$$\lambda^\circ = \lambda_0^\circ + \frac{(D - \Delta D_{кр}) \cdot \sin A}{111,12 \cdot \cos \varphi_{ср}},$$

где 111,12 км — длина одного градуса широты.

Географические координаты воздушного судна в полярные пересчитываются по формулам сферической тригонометрии. Согласно свойствам гномонической проекции, по законам которой сферическая земная поверхность переносится на касательную плоскость, линия горизонтальной дальности

$$OE = D^*$$

является ортодромией. Пренебрегая ошибкой за кривизну Земли, полагаем

$$OF = OE = D^*.$$

Воспользуемся известной формулой сферической тригонометрии для расчета длины ортодромии между двумя заданными точками на поверхности соприкасающегося шара:

$$\cos D^{*0} = \sin \varphi_0 \cdot \sin \varphi + \cos \varphi_0 \cdot \cos \varphi \cdot \cos (\lambda - \lambda_0),$$

где φ_0 и λ_0 — соответственно широта и долгота точки начала координат;

φ и λ — соответственно широта и долгота точки E .

По полученному значению $\cos D^{*0}$ с помощью таблиц тригонометрических функций определяем величину D^* в градусах и пересчитываем ее в линейные меры:

$$D^* = D^{*0} \cdot 111,12 \cdot \cos \varphi_{\text{ср}}^{\circ} \text{ (км)},$$

где $\varphi_{\text{ср}}^{\circ}$ — средняя широта ортодромического отрезка.

Азимут объекта как полярная координата является путевым углом ортодромии в точке O и определяется по известной формуле сферической тригонометрии:

$$\text{ctg } A^{\circ} = \cos \varphi_0 \cdot \text{tg } \varphi \cdot \text{cosec } (\lambda - \lambda_0) - \sin \varphi_0 \cdot \text{ctg } (\lambda - \lambda_0).$$

Перерасчет декартовых координат в географические производится по формулам, полученным из треугольников ONL , EPL и OKE (см. рис. 3.7), образованных на касательной плоскости при проектировании точки E на ось X и на направление истинного меридиана. Географические координаты точки E получены с теми же допущениями, которые были приняты при выводе формул для перерасчета полярных координат в географические. Точка E на касательной плоскости имеет географические координаты φ и λ и декартовы координаты x и z . Точки L и K — проекции точки E соответственно на ось X и истинный меридиан; точка N — проекция точки L на направление истинного меридиана. Прямая PL — параллельна истинному меридиану и равна проекции координаты z на направление меридиана. Катеты ON и PL в сумме дают приращение широты по отношению к началу координат в результате изменения декартовых координат на величины x и z .

Широта φ° точки E при известных ее декартовых координатах и заданных географических координатах φ_0 , λ_0 точки начала координат определяется по формуле

$$\varphi^{\circ} = \varphi_0^{\circ} + \frac{ON}{111,12} - \frac{PL}{111,12},$$

где 111,12 км — длина дуги, соответствующей 1° широты.

Но из треугольника ONL

$$ON = OL \cdot \cos \gamma = x \cdot \cos \gamma.$$

Из треугольника EPL

$$PL = EL \cdot \sin \gamma = z \cdot \sin \gamma,$$

так как угол $PEL = \gamma$ как угол, образованный взаимно перпендикулярными сторонами.

Тогда

$$\varphi^{\circ} = \varphi_0^{\circ} + \frac{x \cdot \cos \gamma \mp z \sin \gamma}{111,12}.$$

Знак «—» — в случае смещения точки E вправо от оси X , знак «+» — в случае смещения точки E влево от оси X .

Катеты NL и PE в сумме дают приращение долготы точки E по отношению к началу координат за счет изменения декартовых координат на величины x и z .

Долгота λ° точки E при известных ее декартовых координатах и заданных географических координатах φ_0, λ_0 точки начала координат определяется по формуле

$$\lambda^{\circ} = \lambda_0^{\circ} + \frac{NL}{111,12 \cos \varphi_{\text{ср}}} + \frac{PE}{111,12 \cos \varphi_{\text{ср}}},$$

где $111,12 \text{ км} \cdot \cos \varphi_{\text{ср}}$ — длина дуги, соответствующей 1° долготы на средней широте — $\varphi_{\text{ср}} = \frac{\varphi_0 + \varphi}{2}$.

Из треугольника ONL

$$NL = OL \cdot \sin \gamma = x \cdot \sin \gamma.$$

Из треугольника EPL

$$PE = EL \cdot \cos \gamma = z \cdot \cos \gamma.$$

Тогда

$$\lambda^{\circ} = \lambda_0^{\circ} + \frac{x \cdot \sin \gamma + z \cdot \cos \gamma}{111,12 \cdot \cos \varphi_{\text{ср}}}.$$

Географические координаты в декартовы пересчитываются по формулам, полученным из треугольников OLE и OKE на касательной плоскости.

Из треугольника OLE декартова координата

$$x = OL = OE \cdot \cos(A - \gamma).$$

Из треугольника OKE

$$OE = \frac{OK}{\cos A} = \frac{\varphi^{\circ} - \varphi_0^{\circ}}{\cos A} 111,12.$$

Тогда

$$x = 111,12 \frac{\varphi - \varphi_0}{\cos A} \cos(A - \gamma). \quad (3.4)$$

Из треугольника OKE декартова координата

$$z = EL = OE \cdot \sin(A - \gamma).$$

Подставляем полученное ранее выражение для OE :

$$z = 111,12 \frac{\varphi^{\circ} - \varphi_0^{\circ}}{\cos A} \sin(A - \gamma). \quad (3.5)$$

Координата z может быть выражена через разность долгот.

Из треугольника OKE

$$OE = \frac{KE}{\sin A} = \frac{\lambda^{\circ} - \lambda_0^{\circ}}{\sin A} 111,12 \cos \varphi_{cp}.$$

Подставив в исходное выражение для z величину OE , выраженную через разность долгот, получим

$$z = 111,12 \cdot \cos \varphi_{cp} \frac{\lambda^{\circ} - \lambda_0^{\circ}}{\sin A} \sin(A - \gamma). \quad (3.6)$$

3.1.6. Связанная система координат

Для описания вращательных движений воздушного судна относительно его центра масс используется подвижная система координат, связанная с самим воздушным судном, а не с земной поверхностью.

Оси подвижной системы координат обычно направлены по трем взаимно перпендикулярным осям симметрии воздушного судна, точка начала координат совмещена с его центром масс (рис. 3.8).

Такая система называется **связанной системой координат**, которая по своей структуре является прямоугольной пространственной системой и перемещается в пространстве вместе с воздушным судном. Оси связанной системы координат $хоуз$ направлены: $ох$ — по продольной оси воздушного судна; $оз$ — поперечной оси воздушного судна; $оу$ — вертикальной оси воздушного судна.

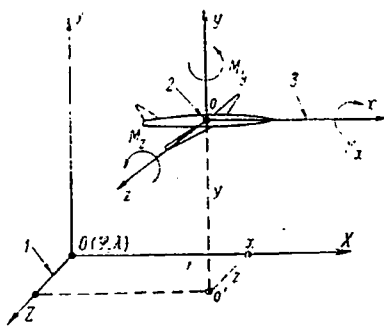


Рис. 3.8. Неподвижная и связанная системы координат:

1 — неподвижная земная система координат XO_1Z ; 2 — центр масс воздушного судна; 3 — связанная (подвижная) система координат $хоуз$

В момент изменения режима полета по направлению, крену или высоте воздушное судно совершает вращательные движения вокруг своего центра масс. Эти движения характеризуются вращательными моментами M_x , M_y и M_z относительно соответствующих осей связанной системы координат (см. рис. 3.8).

Величины и знаки этих моментов определяют характер движения воздушного судна в пространстве. Величины моментов количества движения относительно осей связанной системы координат определяются по известным формулам:

$$M_x = \omega_x \cdot I_x, \quad M_y = \omega_y \cdot I_y, \quad M_z = \omega_z \cdot I_z,$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости вращательных движений относительно осей x, y, z ;

I_x, I_y, I_z — моменты инерции воздушного судна относительно осей связанной системы x, y, z .

В заключение выше сказанного можно сделать выводы, которые подтверждаются результатами исследований [12, 14].

Положение, параметры и характер движения воздушных судов определяются в одной из систем координат, применение которой целесообразно в зависимости от характера задач УВД и возможностей технических средств контроля воздушного движения. Ни одна из рассмотренных систем координат в отдельности не может удовлетворить требованиям, предъявляемым системой УВД.

Решение задач УВД в границах отдельных зон управления и в пределах больших районов (страны) возможно на базе совмещенной системы координат, которая использует преимущества отдельных систем и обеспечивает обмен информацией между центрами управления, наглядность отображения обстановки и точность решения задач при любых удалениях воздушных судов.

Базой единой совмещенной системы должна являться географическая система координат, обладающая свойством глобальности, постоянной точностью и обеспечивающая решение задач УВД и навигации на единой основе.

Местные плоскостные системы координат (полярная и декартова) должны использоваться для решения задач УВД в пределах небольших районов, в границах которых воздушное движение контролируется отдельными диспетчерскими пунктами. При этом условии положение воздушных судов, определяемое на касательной плоскости в радиусе действия технических средств данного диспетчерского пункта, практически совпадает с их положением на поверхности земного сфероида. Это позволяет производить вычисления и решать задачи регулирования воздушного движения методами плоской тригонометрии.

Единая совмещенная система координат полностью удовлетворяет требованиям, предъявляемым системой УВД.

3.2. ТРАЕКТОРИЯ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА В ТРЕХМЕРНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Траектория движения воздушного судна в трехмерном пространстве представляет собой пространственную линию, состоящую из прямолинейных пространственных отрезков и дуг, на участках излома маршрута полета. Отрезки траектории могут быть горизонтальными или наклонными к плоскости горизонта на участке набора высоты и снижения. Схема траектории воздушного судна в профиль и в плане при полете по заданному маршруту приведена на рис. 3.9.

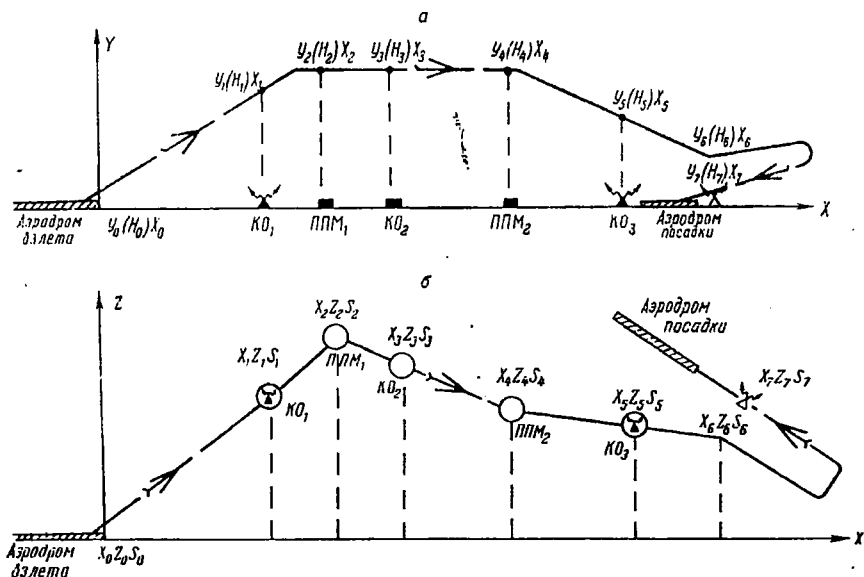


Рис. 3.9. Схема траектории движения воздушного судна:
а—профиль полета; б—маршрут полета

3.2.1. Уравнения прямолинейных отрезков траектории

Аналитически траектория воздушного судна в трехмерном пространстве выражается несколькими методами. Любой прямолинейный участок траектории можно представить аналитически как геометрическое место пересечения двух плоскостей в пространстве. Общее уравнение плоскости в пространстве в декартовой системе координат имеет вид уравнения первой степени:

$$Ax + By + Cz + D = 0.$$

Коэффициенты A , B и C характеризуют положение плоскости по отношению к осям координат.

Если $A=0$ или $B=0$, или $C=0$, то плоскость параллельна соответственно оси OX или OY , или OZ . Если $A=B=0$ или $A=C=0$, или $B=C=0$, то плоскость параллельна соответственно плоскостям OXY или OXZ , или OYZ . Коэффициент D определяет расстояние от плоскости до начала координат. При $D=0$ плоскость проходит через начало координат.

Так как прямолинейный участок траектории определяется как линия пересечения двух плоскостей в пространстве, то уравнение такого участка имеет вид системы из двух линейных уравнений этих плоскостей:

$$\begin{cases} A_1x + B_1y + C_1z + D_1 = 0, \\ A_2x + B_2y + C_2z + D_2 = 0. \end{cases} \quad (3.7)$$

На рис. 3.10 показана пространственная схема траектории воздушного судна, состоящей из четырех прямолинейных отрезков: OM_1 , M_1M_2 , M_2M_3 , M_3M_4 .

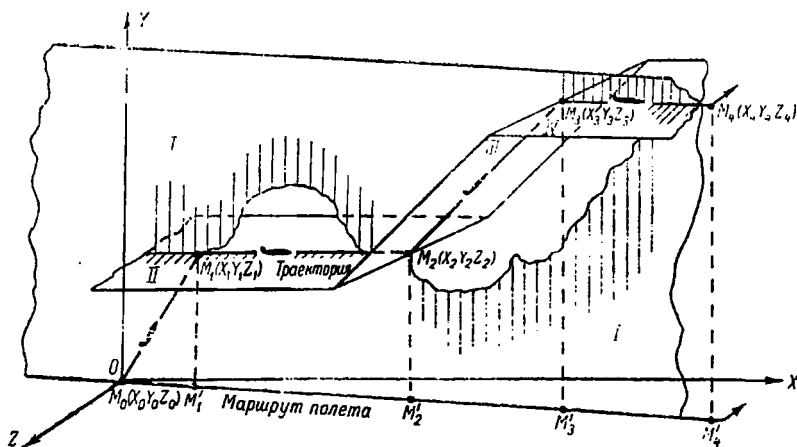


Рис. 3.10. Прямолинейные отрезки траектории полета

Отрезок M_1M_2 образован при пересечении вертикальной плоскости I, проходящей через начало координат, с горизонтальной плоскостью II. Плоскость I параллельна оси OY и направлена по маршруту полета под некоторым углом к оси OX декартовой системы координат. Отрезок M_2M_3 есть геометрическое место пересечения плоскости I с наклонной плоскостью III, которая не параллельна ни одной из осей и не проходит через начало координат. Отрезок M_3M_4 представляет собой линию пересечения плоскостей I с горизонтальной плоскостью IV. При выводе уравнений прямолинейных отрезков траектории необходимо учитывать свойства коэффициентов A , B , C и D , входящих в уравнение плоскостей.

Исходя из этих свойств, уравнения плоскостей, которые при пересечении образуют прямолинейные отрезки траектории, будут отличаться следующими особенностями: если плоскость параллельна одной из осей координат, то в ее уравнении будет отсутствовать член, соответствующий данной оси; если плоскость параллельна двум осям координат, в ее уравнении отсутствуют два члена, соответствующие этим осям; если плоскость проходит через начало координат, то в ее уравнении будет отсутствовать коэффициент D .

В качестве примера напишем уравнения отрезков траектории M_1M_2 , M_2M_3 и M_3M_4 с учетом свойств плоскостей, при пересечении которых образуются эти отрезки.

Уравнения отрезков траектории будут иметь вид:

отрезок M_1M_2 —

$$\left. \begin{aligned} A_1x + C_1z &= 0; \\ B_2y + D_2 &= 0; \end{aligned} \right\}$$

отрезок M_2M_3 —

$$\left. \begin{aligned} A_1x + C_1z &= 0; \\ A_3x + B_3y + C_3z + D_3 &= 0; \end{aligned} \right\}$$

отрезок M_3M_4 —

$$\left. \begin{aligned} A_1x + C_1z &= 0, \\ B_4y + D_4 &= 0. \end{aligned} \right\}$$

При решении задач УВД начальные и конечные точки прямолинейных отрезков траектории воздушного судна, как правило, заданы. Исходя из этого условия, целесообразно уравнения прямолинейных отрезков траектории в пространстве получить для случая, когда координаты начальных и конечных точек известны.

Из аналитической геометрии известно, что уравнение пространственной прямой, проходящей через заданные точки $M_1(x_1, y_1, z_1)$ и $M_2(x_2, y_2, z_2)$, имеет вид уравнения в отрезках:

$$\frac{x - x_1}{x_2 - x_1} = \frac{y - y_1}{y_2 - y_1} = \frac{z - z_1}{z_2 - z_1}, \quad (3.8)$$

где x, y, z — текущие координаты пространственной прямой;

$x_1, y_1, z_1, x_2, y_2, z_2$ — заданные координаты начальной и конечной точек пространственной прямой.

При программировании движения воздушного судна или решении других задач прямолинейные отрезки траектории, заданные по программе, описываются уравнениями в отрезках вида (3.8).

3.2.2. Уравнение криволинейных отрезков траектории

В пунктах излома маршрута или при маневрировании воздушное судно выполняет развороты и движется по криволинейной траектории.

При развороте в горизонтальной плоскости с установившимся креном β траектория воздушного судна является дугой окружности радиуса R , определяемого по известной формуле

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}.$$

Из аналитической геометрии известно, что уравнение окружности, центр которой смещен с началом декартовой системы координат, имеет вид

$$x^2 + z^2 = R^2. \quad (3.9)$$

В связи с инертностью воздушного судна переход от прямолинейной траектории к криволинейной в начале разворота и от криволинейной к прямолинейной — в конце разворота происходит не мгновенно, а в течение некоторого времени. Поэтому фактическая траектория при развороте будет складываться из трех отрезков: отрезок движения при неустановившемся режиме в начале разворота; отрезок полета по дуге окружности с установившимся креном; отрезок движения в неустановившемся режиме при выводе из разворота. В работе [15] показано, что уравнение движения воздушного судна в процессе разворота на участке неустановившегося режима имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} x &= V \sum_{i=1}^n \cos \left(\frac{g}{V} \sum_{k=1}^k \operatorname{tg} \beta_i \cdot \Delta t_i \right) \Delta t_i, \\ y &= V \sum_{i=1}^n \sin \left(\frac{g}{V} \sum_{k=1}^k \operatorname{tg} \beta_i \cdot \Delta t_i \right) \Delta t_i, \end{aligned} \right\} \quad (3.10)$$

где g — ускорение силы тяжести;

V — истинная скорость при развороте;

β_i — дискретное значение угла крена за отрезок времени Δt_i в переходном режиме;

Δt_i — заданный отрезок времени переходного режима.

Уравнения движения воздушного судна в период горизонтального разворота (3.9), (3.10) получены без учета влияния ветра. Под влиянием ветра за время разворота воздушное судно сместится по осям X и Z декартовой системы координат

на некоторые отрезки Δx_U и Δz_U , которые могут быть определены по формулам, приведенным в работе [15]:

$$\Delta x_U = U \cdot \cos \delta \cdot t_p,$$

$$\Delta z_U = U \cdot \sin \delta \cdot t_p,$$

где U — скорость ветра;

δ — направление ветра относительно оси X ;

t_p — время разворота.

Время неустановившегося режима при развороте мало. Поэтому с допустимой при решении задач УВД погрешностью полагают, что заданный крен для выполнения разворота воздушное судно принимает мгновенно.

Развороты при изменении курса на маршруте полета выполняются в течение короткого времени, и смещением воздушного судна вследствие влияния ветра при развороте также можно пренебречь.

С учетом принятых допущений полагают, что воздушное судно при развороте в горизонтальной плоскости будет двигаться по траектории, которая является дугой окружности, определяемой уравнением (3.9). В реальных условиях разворот воздушного судна может выполняться не только в горизонтальной плоскости, но и в режиме набора высоты или снижения.

С помощью схемы (рис. 3.11) получим уравнение криволинейного отрезка траектории воздушного судна на участке разворота с набором высоты.

Как показано на рис. 3.11, *a*, воздушное судно, начавшее разворот в точке A , с установившимся креном при постоянной поступательной скорости $V = \text{const}$ и вертикальной скорости V_v будет двигаться в пространстве по винтовой линии AMK , с углом набора высоты θ .

Проекция траектории воздушного судна на горизонтальную плоскость — окружность радиуса R с центром в точке O . Построим систему декартовых координат $xoyz$ с началом в этой точке. В движении по винтовой линии воздушное судно перемещается по образующей цилиндра радиусом R^* , осью которого является ось OY выбранной системы координат. За один полный оборот при движении по винтовой линии воздушное судно переместится по вертикали на величину $AK = h$, равную шагу винтовой линии.

Для вывода уравнения винтовой линии как траектории движения воздушного судна в режиме разворота с набором высоты рассмотрим его мгновенное положение в точке M . К этому моменту воздушное судно выполнит разворот на угол ω . Спроектируем точку M на горизонтальную плоскость xoz и

получим треугольник AQM на поверхности цилиндра. Этот треугольник без искажений может быть развернут в плоский прямоугольный треугольник AQM (рис. 3.11, б). По гипотенузе AM направлен вектор истинной скорости V ; вектор вертикальной скорости V_y параллелен катету QM . Проекция вектора V на плоскость горизонта

$$V_r = V \cdot \cos \theta.$$

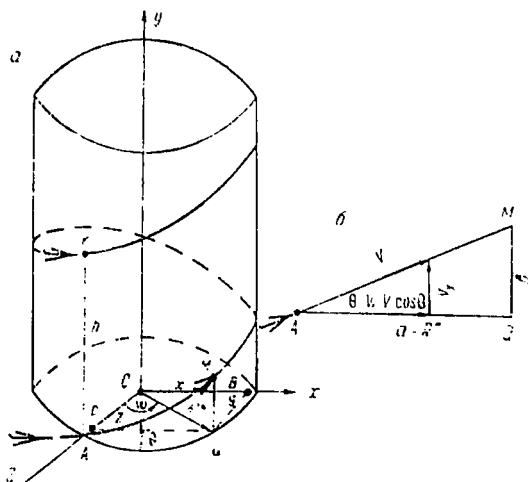


Рис. 3.11. Траектория движения воздушного судна при развороте с набором высоты

Соединим начало координат с точкой Q . Линия OQ является радиусом разворота R^* воздушного судна в горизонтальной плоскости. Спроектировав точку Q на оси OX и OZ , получим плоский прямоугольный треугольник OPQ , у которого гипотенуза $OQ = R^*$.

Катет $PQ = OB$ — текущая координата x , а катет OP — текущая координата z . Из плоского треугольника OPQ , расположенного в плоскости XOZ , получим:

$$PQ = x = R^* \cdot \sin \omega,$$

$$OP = z = R^* \cdot \cos \omega.$$

Уравнение для третьей координаты y получим из треугольника AQM на поверхности цилиндра. Текущая координата y точки M на винтовой линии равна ее высоте над плоскостью XOZ :

$$y = QM.$$

При развороте воздушного судна на угол $\omega = 2\pi$

$$y = h.$$

В случае разворота на угол ω , равный 1 рад,

$$y = \frac{h}{2\pi}.$$

Для заданного угла набора высоты h величина

$$\frac{h}{2\pi} = v = \text{const.}$$

Величина v — приращение координаты y за время разворота на угол ω , равный 1 рад. Тогда, выразив текущий угол разворота ω в радианах, получим уравнение для координаты y :

$$y = v \cdot \omega,$$

где ω — величина угла разворота, рад;

v — шаг винтовой линии, соответствующий развороту на 1 рад.

Рассмотрев закономерности изменения координат x , z и y точки на винтовой линии, получим уравнение винтовой линии в параметрическом виде:

$$\left. \begin{aligned} x &= R^* \cdot \sin \omega, \\ z &= R^* \cdot \cos \omega, \\ y &= v \cdot \omega. \end{aligned} \right\} \quad (3.11)$$

В случае, когда угол набора $\theta = 0$, воздушное судно выполняет разворот в горизонтальной плоскости, и винтовая линия превращается в окружность, описываемую двумя первыми уравнениями этой системы. В системе уравнений (3.11) величина R^* является радиусом разворота воздушного судна, движущегося по винтовой линии, отсчитанным в горизонтальной плоскости. Для вывода уравнения радиуса разворота R^* воспользуемся схемой, приведенной на рис. 3.12.

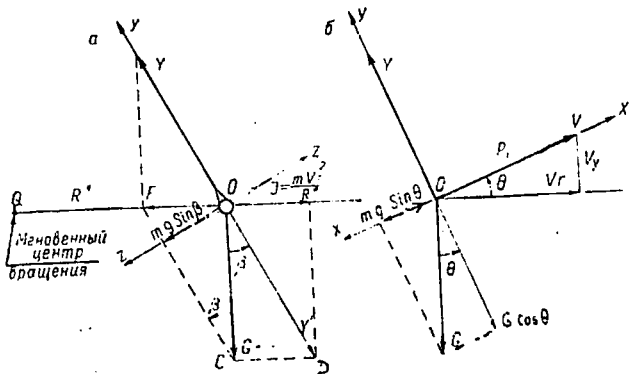


Рис. 3.12. Схема сил, действующих на воздушное судно при развороте с набором высоты

Как показано на рис. 3.12, на самолет, выполняющий левый разворот с углом набора высоты (θ) при угле крена (β) действуют: подъемная сила (Y), сила веса (G), центростремительная сила (F), центробежная сила (I), сила тяги (P), создающая поступательную скорость V , направленную под углом θ к горизонту. Вектор скорости раскладывается на горизонтальную (V_r) и вертикальную (V_y) составляющие.

Под действием сил I и F происходит разворот вокруг точки Q , как центра вращения, с радиусом разворота в горизонтальной плоскости R^* . Сила тяги P обеспечивает движение воздушного судна с поступательной скоростью V_r и вертикальной скоростью V_y .

Из треугольника OCD

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{CD}{OC} = \frac{I}{G}.$$

Из механики известно, что

$$I = \frac{m V_r^2}{R^*}; \quad G = m \cdot g.$$

После подстановки и сокращения получим:

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{V_r^2}{g \cdot R^*}.$$

Откуда радиус разворота в горизонтальной плоскости при наборе высоты с разворотом

$$R^* = \frac{V_r^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}.$$

Но горизонтальная составляющая воздушной скорости

$$V_r = V \cdot \cos \theta.$$

Окончательно

$$R^* = \frac{V^2 \cdot \cos^2 \theta}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}.$$

В случае, когда разворот выполняется в горизонтальной плоскости, $\theta=0$ и $\cos \theta=1$, $V_r=V$.

Подставив в последнее выражение для R^* значение $\cos \theta=1$, получим формулу для радиуса разворота без набора высоты или снижения:

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}.$$

При известных значениях V и β , в случае разворота с набором высоты, радиус разворота R , измеренный в плоскости

разворота, наклоненной к горизонту на угол β , отличается от радиуса разворота R^* в горизонтальной плоскости:

$$R \neq R^*.$$

Сравним значения R и R^* на конкретном примере.

Дано $V=900$ км/час $=250$ м/сек; $V_y=20$ м/сек; $\beta=15^\circ$. Определить величины R и R^* .

$$\operatorname{tg} \beta = \operatorname{tg} 15^\circ = 0,27.$$

$$\sin \theta = \frac{V_y}{V} = \frac{20}{250} = 0,08.$$

$$\theta = 4^\circ 40'; \cos \theta = 0,9967; \cos^2 \theta = 0,9934.$$

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta} = \frac{250^2}{9 \cdot 81 \cdot 0,27} = 23623 \text{ м.}$$

$$R^* = \frac{V^2 \cdot \cos^2 \theta}{g \cdot \operatorname{tg} \beta} = \frac{250^2 \cdot 0,9934}{9 \cdot 81 \cdot 0,27} = 23430 \text{ м.}$$

$$\Delta R = R - R^* = 23623 - 23430 = 193 \text{ м.}$$

Величина ΔR незначительна и составляет 0,8% от величины R . В практике УВД и навигации этой разницей обычно пренебрегают, и расчет радиуса разворота с набором высоты производят по единой формуле, используемой при расчете радиуса разворота R без набора высоты.

Параметры движения воздушного судна по винтовой линии при развороте с набором высоты или снижением рассчитываются по формулам, полученным из схемы (см. рис. 3.11).

Угол разворота $\Delta\psi^\circ$ снимается с карты или рассчитывается как угол излома маршрута в поворотном пункте:

$$\Delta\psi^\circ = \psi_2^\circ - \psi_1^\circ,$$

где ψ_1 и ψ_2 — путевые углы маршрута до и после разворота.

Время разворота на угол $\Delta\psi^\circ$

$$t_p = \frac{\pi R^*}{180 \cdot V_r} \Delta\psi^\circ.$$

Время разворота на 360°

$$t_{360} = \frac{\pi \cdot R^*}{V_r}.$$

Путь за время разворота на угол $\Delta\psi^\circ$

$$S_p = V \cdot t_p.$$

Путь воздушного судна по винтовой линии за время полного разворота

$$S_{360} = V \cdot t_{360}.$$

Величина набора высоты за время разворота на угол $\Delta\psi$:

$$\Delta H_p = V_y \cdot t_p.$$

Набор высоты за время разворота на 360° , равный шагу винтовой линии,

$$h = \Delta H_{360} = V_y \cdot t_{360}.$$

На участках перехода от горизонтального полета к набору высоты или снижению в прямолинейном полете воздушное судно выполняет разворот в вертикальной плоскости (рис. 3.13).

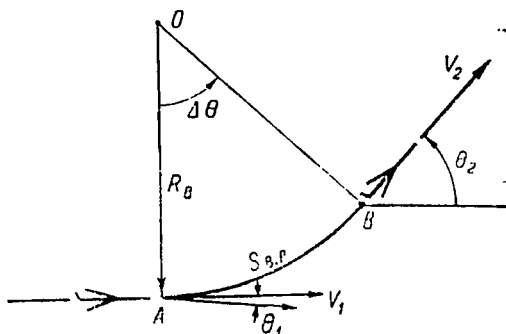


Рис. 3.13. Схема разворота воздушного судна в вертикальной плоскости

Разворот начинается в точке A , когда угол наклона траектории полета к горизонту равен θ_1 , и заканчивается в точке B при угле наклона траектории θ_2 , с которым в дальнейшем будет происходить набор высоты.

Скорость полета в начале разворота V_1 не остается постоянной и в точке B равняется некоторой величине $V_2 < V_1$.

Радиус разворота воздушного судна в вертикальной плоскости R_B рассчитывается по известной в динамике полета формуле:

$$R_B = \frac{V_{cp}^2}{g(n_y - \cos \theta_{cp})}, \quad (3.12)$$

где V_{cp} — средняя скорость за время разворота

$$V_{cp} = \frac{V_1 + V_2}{2};$$

n_y — вертикальная перегрузка при развороте, равная отношению подъемной силы к весу воздушного судна:

$$n_y = \frac{Y}{G};$$

$\theta_{\text{ср}}$ — средний угол набора за время разворота:

$$\theta_{\text{ср}} = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}, \quad \text{при } \theta_1 = 0 \quad \theta_{\text{ср}} = \frac{\theta_2}{2}.$$

Угол разворота в вертикальной плоскости

$$\Delta\theta^\circ = \theta_2^\circ - \theta_1^\circ.$$

Время разворота в вертикальной плоскости

$$t_{\text{в.р}} = \frac{\pi R_{\text{в}}}{180 \cdot V_{\text{ср}}} \Delta\theta^\circ.$$

Путь за время разворота в вертикальной плоскости

$$S_{\text{в.р}} = V_{\text{ср}} \cdot t_{\text{в.р}}.$$

Уравнение траектории воздушного судна представляет собой систему приведенных уравнений прямолинейных пространственных отрезков, дуг окружностей в горизонтальной и вертикальной плоскостях и участков винтовых линий при разворотах с набором высоты и снижением.

3.3. СИСТЕМА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ, ОПИСЫВАЮЩИХ ДВИЖЕНИЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Движение воздушного судна в трехмерном пространстве описывается системой дифференциальных уравнений. Вид уравнений, входящих в систему, определяется выбранной системой координат. В соответствии с гипотезой о единстве трех задач в теории управления воздушным движением в отличие от аэродинамики и аэронавигации рассматривается движение центра масс воздушного судна, а не полет реального самолета с его аэродинамическими характеристиками.

При этом условии из рассмотрения могут быть исключены вращательные движения воздушного судна относительно его центра масс. Это позволяет описать движение воздушного судна в трехмерном пространстве с помощью системы дифференциальных уравнений в кинематической форме, что значительно упрощает уравнения и вычислительные операции при их решении.

Для вывода системы дифференциальных уравнений в кинематической форме, описывающих движение воздушного судна в трехмерном пространстве в декартовой системе координат, воспользуемся диаграммой скоростей, действующих на воздушное судно в полете (рис. 3.14) и описанной в работе [18].

В некоторый момент воздушное судно находится в точке A на высоте H относительно горизонтальной плоскости XOZ декартовой системы координат. Из треугольника $AB''B$, где

линия AB'' параллельна плоскости XOZ , вектор истинной воздушной скорости V направлен под некоторым углом θ к плоскости горизонта и может быть разложен на две составляющие: горизонтальную — $V_r = V \cdot \cos \theta$ и вертикальную — $V_y = V \cdot \sin \theta$.

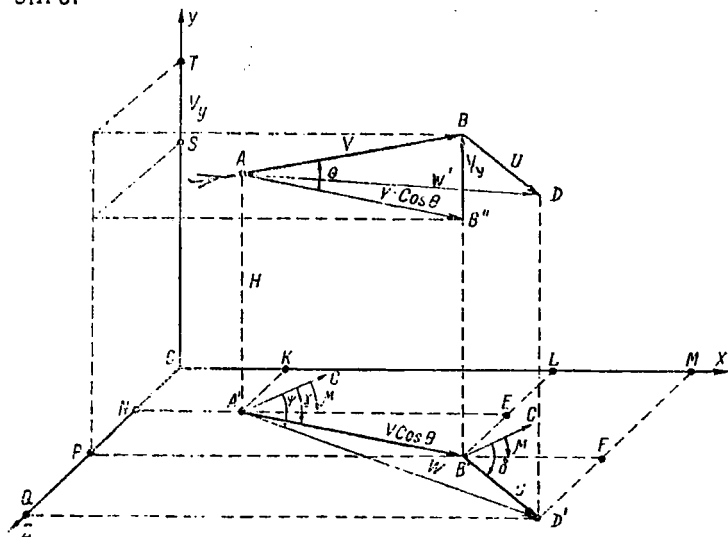


Рис. 3.14. Треугольник скоростей, действующих на воздушное судно в полете

Вектор V_r определяет скорость горизонтального перемещения воздушного судна относительно воздушной среды, а вектор V_y — вертикальную скорость набора высоты. Проекция вектора V_y на ось Y декартовой системы равна отрезку ST . Вместе с воздушной средой самолет перемещается относительно земной поверхности с некоторой скоростью, равной скорости ветра U .

В результате направление и скорость перемещения воздушного судна в пространстве определяется вектором $AD = W'$ в треугольнике скоростей ABD . Векторы \bar{V} и \bar{W} в треугольнике ABD наклонены к плоскости горизонта под некоторыми углами, а вектор ветра \bar{U} параллелен плоскости горизонта, и его проекция на ось Y равна нулю.

Спроектировав треугольник ABD на горизонтальную плоскость XOZ , получим плоский навигационный треугольник $A'B'D'$, определяющий фактическую скорость и направление движения воздушного судна относительно земной поверхности.

Направления векторов \vec{V}_r, \vec{U} и \vec{W} как сторон навигационного треугольника скоростей определяются по следующему правилу:

— вектор $\vec{V}_r = \vec{V} \cdot \cos \theta$ направлен к меридиану под углом γ° , который является курсом самолета;

— ось OX декартовой системы направлена к меридиану под некоторым углом μ ;

— вектор V_r образует с осью OX угол $\gamma - \mu$;

— вектор ветра \vec{U} направлен к меридиану под углом δ° и образует с осью OX угол $\delta^\circ - \mu^\circ$;

— вектор путевой скорости \vec{W} образует с меридианом угол ψ° , который называется путевым углом.

Воздушное судно в декартовой системе координат совершает поступательные движения по осям OX , OZ и OY и вращательные движения относительно осей связанной системы координат: вокруг оси oy — при изменении направления движения в горизонтальной плоскости; вокруг оси oz — при изменении высоты полета.

Дифференциальные уравнения, описывающие поступательные движения центра масс воздушного судна в декартовой системе координат, могут быть получены в результате проектирования векторов \vec{V} , \vec{U} , \vec{W} по осям OX , OZ и OY . При этом суммарная скорость движения воздушного судна по каждой из осей координат равна сумме проекций векторов \vec{V} и \vec{U} на эти оси. Суммарная скорость по оси OX

$$\dot{X} = KM = KL + LM = AE' + B'F = V \cdot \cos \theta \cdot \cos (\gamma - \mu) + U \cdot \cos (\delta - \mu);$$

$$\dot{X} = V \cdot \cos \theta \cdot \cos (\gamma - \mu) + U \cdot \cos (\delta - \mu).$$

Суммарная скорость по оси OZ

$$\dot{Z} = NQ = NP + PQ = B'E + D'F = V \cdot \cos \theta \cdot \sin (\gamma - \mu) + U \sin (\delta - \mu);$$

$$\dot{Z} = V \cdot \cos \theta \cdot \sin (\gamma - \mu) + U \cdot \sin (\delta - \mu).$$

Вертикальная скорость по оси OY

$$\dot{Y} = ST = B''B = V \cdot \sin \theta,$$

$$\dot{Y} = V \cdot \sin \theta.$$

При маневрировании в пространстве воздушное судно изменяет поступательную скорость, направление полета в горизонтальной плоскости и направление движения в вертикальной плоскости. Эти три случая описываются дифференциальными

уравнениями, которые могут быть получены при рассмотрении схемы сил, действующих на воздушное судно при разворотах и изменении поступательной скорости в связанной системе координат $хоу\zeta$.

Для вывода уравнения продольного ускорения при изменении поступательной скорости воздушного судна воспользуемся схемой сил, действующих по оси $ох$ связанной системы координат (см. рис. 3.12).

Под действием силы тяги P воздушное судно движется со скоростью V направленной по оси $ох$. Изменение скорости V возможно в случае приложения ускорения j_x вдоль этой оси.

По второму закону Ньютона

$$m \cdot j_x = \sum_{i=1}^n F_{x_i}$$

На рис. 3.12 показано, что сумма сил, действующих по оси $ох$,

$$\sum_{i=1}^n F_{x_i} = P_x - mg \cdot \sin \theta,$$

где P_x — результирующая сил, действующих по оси $ох$ в направлении движения;

$mg \cdot \sin \theta$ — составляющая веса воздушного судна на направление оси $ох$ при полете с углом набора высоты θ .

Но $j_x = \dot{V}$. Тогда

$$m \dot{V} = P_x - mg \cdot \sin \theta,$$

$$\dot{V} = \frac{P_x}{m} - g \cdot \sin \theta.$$

Продольная перегрузка за счет ускорения по оси $ох$:

$$n_x = \frac{P_x}{m \cdot g \sin \theta},$$

или

$$P_x = n_x \cdot mg \sin \theta.$$

После подстановки

$$\dot{V} = \frac{n_x \cdot mg \sin \theta}{m} - g \sin \theta; \quad \dot{V} = g \sin \theta (n_x - 1).$$

Знак «+» в скобках соответствует снижению, а знак «—» — набору высоты. Уравнение, описывающее вращательное движение воздушного судна вокруг оси $оу$, при изменении курса в развороте, может быть получено из схемы сил, действующих по оси $оз$ в плоскости разворота (см. рис. 3.12)

При развороте на воздушное судно действуют центробежная сила I , направленная горизонтально во внешнюю сторону разворота, и проекция подъемной силы Y на горизонтальную плоскость; эта проекция обозначена на рис. 3.12 вектором F и направлена во внутреннюю сторону разворота. Центробежная сила

$$I = \frac{mV_r^2}{R^*}.$$

Проекция подъемной силы на горизонтальную плоскость

$$F = Y \cdot \sin \beta,$$

где Y — подъемная сила при развороте, направленная по оси oy связанной системы координат;

β — угол крена при развороте;

R^* — радиус разворота в горизонтальной плоскости.

Согласно второму закону Ньютона

$$I = \sum_{i=1}^n F_i,$$

или

$$m \frac{V_r^2}{R^*} = Y \cdot \sin \beta.$$

Но

$$\frac{V_r}{R^*} = \dot{\gamma},$$

или

$$R^* = \frac{V_r}{\dot{\gamma}}.$$

После подстановки значения R^* получим:

$$m \dot{\gamma} \cdot V_r = Y \sin \beta; \quad \dot{\gamma} = \frac{Y \cdot \sin \beta}{m V_r}; \quad \dot{\gamma} = \frac{Y \cdot \sin \beta \cdot g}{G V_r}, \quad (3.13)$$

где $\dot{\gamma}$ — угловая скорость вращения воздушного судна в горизонтальной плоскости вокруг оси oy .

Известно, что

$$V_r = V \cdot \cos \theta.$$

Перегрузка вдоль оси oy

$$n_y = \frac{Y}{G}.$$

Произведя подстановки и решив уравнение (3.13) относительно $\dot{\gamma}$, получим

$$\dot{\gamma} = \frac{n_y \cdot g \cdot \sin \beta}{V \cdot \cos \theta}.$$

Дифференциальное уравнение, описывающее вращательное движение воздушного судна в вертикальной плоскости при изменении высоты, получим, воспользовавшись схемами, приведенными на рис. 3.12, 3.13.

Искривление траекторий воздушного судна в вертикальной плоскости происходит под влиянием центростремительного ускорения j_y , направленного по оси oy связанной системы координат. По этой же оси направлена проекция силы веса, равная $mg \cdot \cos \theta$ и проекция подъемной силы $Y \cdot \cos \beta$. Силы эти противоположны.

Центростремительное ускорение при развороте в вертикальной плоскости

$$j_y = \frac{mV^2}{R_n}.$$

По второму закону Ньютона

$$\frac{mV^2}{R_n} = Y - mg \cos \theta = Y - G \cdot \cos \theta,$$

где R_n — радиус разворота в вертикальной плоскости.

Подъемная сила Y может быть выражена через вертикальную перегрузку:

$$\frac{Y}{G} = n_y, \quad Y = G \cdot n_y.$$

Решим основное уравнение относительно θ :

$$\dot{\theta} = \frac{V}{R_n} \quad \text{или} \quad \frac{mV^2}{R_n} = \dot{\theta} m V.$$

Тогда

$$\dot{\theta} m V = Y - G \cdot \cos \theta.$$

Угловая скорость движения воздушного судна по траектории, искривленной в вертикальной плоскости, равна скорости изменения угла тангажа θ во времени:

$$\dot{\theta} = \frac{G n_y - G \cos \theta}{m V}.$$

Но

$$m = \frac{G}{g}.$$

Выполнив необходимые подстановки, получим:

$$\dot{\theta} = \frac{g (n_y - \cos \theta)}{V}.$$

Система дифференциальных уравнений, описывающая поступательные движения воздушного судна относительно неподвижной декартовой системы координат, продольное ускорение и вращательные движения в связанной системе, имеет вид:

$$\left. \begin{aligned}
 \dot{X} &= V \cos \theta \cdot \cos (\gamma - \mu) + U \cdot \cos (\delta - \mu), \\
 \dot{Z} &= V \cos \theta \cdot \sin (\gamma - \mu) + U \cdot \sin (\delta - \mu), \\
 \dot{Y} &= V \cdot \sin \theta, \\
 \dot{V} &= g \sin \theta (n_x - 1), \\
 \dot{\gamma} &= \frac{n_y \cdot g \cdot \sin^2 \theta}{V \cdot \cos \theta}, \\
 \text{или } \dot{\gamma} &= \frac{g}{V} \operatorname{tg} \beta, \\
 \dot{\theta} &= \frac{g}{V} (n_y - \cos \theta).
 \end{aligned} \right\} (3.14)$$

Система дифференциальных уравнений (3.14) позволяет рассчитывать скорости движения воздушного судна по осям неподвижной декартовой системы координат, продольные ускорения и угловые скорости разворота.

При интегрировании дифференциальных уравнений системы (3.14) могут быть определены составляющие пути воздушного судна по осям координат, его текущее местоположение и параметры поступательного и вращательного движений.

Система дифференциальных уравнений, описывающих движение воздушного судна в трехмерном пространстве, после интегрирования позволяет получить фактические координаты объекта. Путем сравнения этих координат с программой движения, которая задана уравнениями прямолинейных и криволинейных отрезков траектории, определяются отклонения воздушного судна от заданной программы. По величине и знаку этих отклонений осуществляется регулирование воздушного движения.

Уравнения (3.14) получены в декартовой системе. В зависимости от содержания решаемых задач системы дифференциальных уравнений можно получить в географической или любой другой системе координат, которая будет наиболее приемлемой в рассматриваемой задаче.

ГЛАВА 4

КОЛИЧЕСТВЕННЫЕ И КАЧЕСТВЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

При решении задач управления воздушным движением в любой зоне УВД движение воздушных судов оценивается по его количественным характеристикам. Основными характеристиками воздушного движения в границах рассматриваемой зоны УВД являются:

загруженность зоны УВД — N ; плотность воздушного движения — p ; интенсивность воздушного движения — λ ; пропускная способность зоны УВД — μ ; коэффициент загрузки зоны УВД — η ; регулярность воздушного движения — ρ ; безопасность воздушного движения.

4.1. ЗАГРУЖЕННОСТЬ ЗОН УВД

Под загруженностью зоны УВД понимают количество воздушных судов одновременно обслуживаемых в границах данной зоны. Загруженность зоны (N) зависит от ее размеров, плотности воздушного движения и является основным параметром, исходя из которого организуется управление воздушным движением в данной зоне.

Загруженность зоны УВД определяется по формуле

$$N = p \cdot v,$$

где p — плотность воздушного движения в зоне УВД,
 v — объем зоны.

Загруженность зон иногда называют объемом воздушного движения в этих зонах. Она меняется в зависимости от времени суток, по сезонам года и от местных условий. Следовательно, при организации управления воздушным движением необходимо учитывать вероятные вариации величины N и обеспечивать условия для решения задач УВД при максимальной загруженности зон.

4.2. ПЛОТНОСТЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Под плотностью воздушного движения ρ понимают количество воздушных судов, находящихся в единице объема зоны УВД. Плотность воздушного движения определяется отношением:

$$\rho = \frac{N}{v},$$

где N — загруженность зоны УВД,
 v — объем зоны.

В связи с тем, что движение воздушных судов в условиях гражданской авиации организуется по воздушным трассам и коридорам, составляющим некоторую часть от всего объема зон УВД, плотность воздушного движения часто определяют не на единицу объема зоны, а на единицу длины трассы или коридора.

Исходя из этих соображений, плотность воздушного движения на заданном эшелоне

$$\rho_{\text{эш}} = \frac{N_{\text{эш}}}{l_{\text{тр}}}.$$

Плотность воздушного движения на единицу длины трассы (коридора) определяется отношением

$$\rho_{\text{тр}} = \sum_{i=1}^n \frac{N_{\text{эш}i}}{l_{\text{тр}}},$$

где $\rho_{\text{эш}}$ — плотность воздушного движения на единицу длины трассы (коридора) на одном эшелоне;

$\rho_{\text{тр}}$ — плотность воздушного движения на единицу длины трассы при n эшелонах;

$N_{\text{эш}}$ — загруженность эшелона на трассе;

$l_{\text{тр}}$ — длина трассы (коридора) в границах зоны УВД;

n — число эшелонов на трассе.

4.3. ИНТЕНСИВНОСТЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Интенсивностью воздушного движения (λ) называют количество воздушных судов, фактически поступивших на обслуживание в зону УВД за единицу времени. Интенсивность воздушного движения определяется отношением

$$\lambda = \frac{N^*}{t_0},$$

где N^* — количество воздушных судов, фактически поступающих на обслуживание в зону УВД за некоторый отрезок времени t_0 (обычно t_0 принимается равным 60 мин).

Приведенное определение интенсивности воздушного движения дано для условия, когда поток воздушных судов является простейшим потоком однородных событий, который обладает свойствами стационарности и ординарности. Обычно интенсивность воздушного движения определяется за 1 час или за другой заданный отрезок времени.

4.4. ПРОПУСКНАЯ СПОСОБНОСТЬ ЗОНЫ УВД

Под пропускной способностью зоны УВД понимают количество воздушных судов, обслуженных в данной зоне за единицу времени. Пропускную способность иногда называют интенсивностью обслуживания воздушных судов в зоне УВД.

Пропускная способность каждой зоны УВД определяется следующими основными факторами: установленными нормами эшелонирования воздушных судов; организацией управления воздушным движением; возможностями технических средств УВД; скоростью движения воздушных судов; размерами зон УВД; организацией воздушного движения в границах зоны.

В общем случае фактическая пропускная способность зоны УВД определяется по формулам:

$$\mu = \frac{N_0}{t_0} \text{ — при одном канале обслуживания;}$$

$$\mu = \frac{N_0}{t_0} n \text{ — при } n \text{ каналах обслуживания,}$$

где N_0 — количество воздушных судов, фактически обслуженных в зоне УВД за время t_0 ,

t_0 — отрезок времени, за который определяется пропускная способность, обычно равный 60 мин.

В числе факторов, определяющих интенсивность обслуживания или пропускную способность зон УВД, указана принятая организация управления воздушным движением в границах каждой зоны.

Наибольшее влияние на пропускную способность зон УВД оказывает такой элемент организации управления воздушным движением, как способы обслуживания воздушных судов, установленные в данной зоне.

В настоящее время в различных зонах УВД применяются следующие способы обслуживания управляемых воздушных судов: последовательно-одиночный, параллельно-одиночный, уступный, параллельно-уступный.

С помощью схемы, приведенной на рис. 4.1, проанализируем зависимость пропускной способности зоны УВД от при-

меняемых способов обслуживания. Рассмотрим известную в теории массового обслуживания ситуацию, при которой отсутствует очередь и каждое воздушное судно, прибывающее на границу зоны, принимается на обслуживание без ожидания.

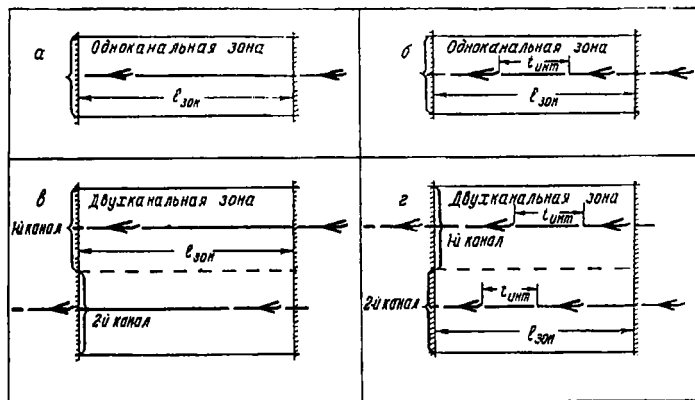


Рис. 4.1. Схема движения воздушных судов в границах зоны УВД при различных методах обслуживания:

а — последовательно-одиночный; б — уступный; в — параллельно-одиночный; г — параллельно-уступный

Последовательно-одиночный способ обслуживания (рис. 4.1, а) определяется следующими условиями: в пределах зоны УВД одновременно может находиться только одно воздушное судно; разрешение на вход в зону очередному воздушному судну может быть дано не ранее момента выхода из нее обслуживаемого судна. Примером такой зоны является ВПП. Расчетная пропускная способность зоны УВД при данном методе обслуживания определяется по формуле

$$\mu = \frac{t_0}{t_{од}}$$

где t_0 — отрезок времени, за который определяется пропускная способность, обычно принимается равным 60 мин, $t_{од}$ — время обслуживания одиночного воздушного судна в зоне УВД; $t_{од}$ измеряется в минутах на воздушное судно.

Величина $t_{од}$ определяется по результатам хронометража пооперационных затрат времени диспетчером при регулировании движения воздушного судна в своей зоне. Она зависит от размеров зоны УВД, скорости полета воздушных судов и при-

нятой технологии УВД. Расчетная величина $t_{од}$ может быть определена по формуле

$$t_{од} = \frac{l_{зон}}{W},$$

где $l_{зон}$ — длина пути воздушного судна в границах зоны УВД;
 W — путевая скорость воздушного судна.

Параллельно-одиночный метод обслуживания (рис. 4.1, в) характеризуется следующими условиями: зона УВД имеет несколько параллельно действующих каналов обслуживания; на обслуживании в каждом из каналов может одновременно находиться только одно воздушное судно. Для создания нескольких параллельных каналов зоны УВД могут делиться на несколько секторов. Примером такой зоны УВД с несколькими параллельными каналами обслуживания является зона посадки аэродрома с двумя и более одновременно эксплуатируемыми ВПП. Расчетная пропускная способность зоны УВД при параллельно-одиночном методе обслуживания определяется по формуле

$$\mu = \frac{t_0}{t_{од}} n,$$

где n — число каналов обслуживания в зоне УВД.

Уступный метод обслуживания (рис. 4.1, б) требует соблюдения следующих условий: в границах зоны УВД может одновременно находиться несколько воздушных судов, движущихся на установленных линейных или временных дистанциях.

Примером такой зоны является зона круга, где на схеме полетов по кругу над аэродромом может одновременно находиться несколько воздушных судов, движущихся на заданных линейных дистанциях.

Линейные ($L_{инт}$) или временные ($t_{инт}$) дистанции между смежными воздушными судами устанавливаются в соответствии с заданными нормами эшелонирования по дальности. Расчетная пропускная способность зоны УВД при данном методе обслуживания определяется по формуле:

$$\mu = \frac{t_0}{t_{инт}},$$

где $t_{инт}$ — временная дистанция между очередными воздушными судами, следующими через зону УВД, мин.

Параллельно-уступный метод обслуживания (рис. 4.1, г) предусматривает соблюдение следующих условий: зона УВД имеет несколько параллельно действующую-

щих каналов; на обслуживании в каждом из каналов может одновременно находиться несколько воздушных судов, следующих на заданных линейных или временных дистанциях. Примером зоны УВД, в которой применяется данный метод, является воздушная трасса, пространство которой разделено на высотные эшелоны. Воздушные суда на каждом из эшелонов движутся на заданных безопасных дистанциях.

Расчетная пропускная способность зоны УВД при параллельно-уступном методе обслуживания рассчитывается по формуле

$$\mu = \frac{t_0}{t_{\text{инт}}} n,$$

где n — число каналов обслуживания.

4.5. КОЭФФИЦИЕНТ ЗАГРУЗКИ ЗОНЫ УВД

Коэффициентом загрузки зоны УВД называют отношение интенсивности воздушного движения в зоне к ее пропускной способности или интенсивности обслуживания воздушных судов в данной зоне

$$\eta = \frac{\lambda}{\mu}.$$

В практике УВД отмечаются три случая:

- $\eta < 1$ — при недогрузке зоны, когда диспетчерские пункты обслуживают меньше воздушных судов, чем позволяют их возможности;
- $\eta = 1$ — диспетчерские пункты в данной зоне работают с полной нагрузкой и обслуживают количество судов, соответствующее пропускной способности зоны УВД;
- $\eta > 1$ — система УВД перегружена и вынуждена обслуживать количество воздушных судов, превышающее ее пропускную способность.

4.6. РЕГУЛЯРНОСТЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

В соответствии с принятой в настоящее время методикой учета регулярности воздушного движения в гражданской авиации различают регулярность отправок воздушных судов из аэропортов вылета и регулярность выполнения рейсов. Регулярность определяется по специально разработанной методике.

Расчет регулярности производится по формулам:
регулярность отправлений —

$$\rho_{\text{отп}} = \frac{N_{\text{отп.р}}}{N_{\text{н}}} 100\%;$$

регулярность выполнения рейсов —

$$\rho_{\text{р}} = \frac{N_{\text{р.р}}}{N_{\text{н}}} 100\%,$$

где $N_{\text{отп.р}}$ — количество отправлений воздушных судов за рассматриваемый период, выполненных регулярно;

$N_{\text{н}}$ — количество отправлений (рейсов), планировавшихся на рассматриваемый период;

$N_{\text{р.р}}$ — количество рейсов за рассматриваемый период, выполненных регулярно.

4.7. БЕЗОПАСНОСТЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Под безопасностью воздушного движения понимают совокупность факторов, исключаящих угрозу жизни и здоровью пассажиров и экипажей воздушных судов в процессе выполнения полета.

Различают две группы факторов, обеспечивающих безопасность воздушного движения:

— первая группа связана со строгим выполнением правил полетов, управления воздушным движением и требований летной эксплуатации воздушных судов;

— вторая группа обусловлена прочностью конструкции воздушных судов, надежностью работы двигателей и бортовых систем.

К числу основных факторов первой группы, обеспечивающих безопасность воздушного движения, относятся: совершенство организации полетов, УВД и точность навигации воздушных судов по этапам полета; высокий уровень специальной подготовки и дисциплины экипажей воздушных судов, диспетчеров и работников служб, обеспечивающих полеты; знание и строгое выполнение требований по обеспечению безопасности воздушного движения, изложенных в документах, регламентирующих полеты, и летную эксплуатацию воздушных судов.

По методике, применяемой в гражданской авиации нашей страны, и рекомендациям ИКАО количественная характеристика безопасности воздушного движения может быть выра-

жена двумя методами: вероятностью столкновения воздушных судов за один полет; вероятностью отказа авиационной техники за один полет или наработкой в часах на один отказ, связанный с угрозой безопасности полета.

Вероятность столкновения воздушных судов в границах зоны УВД, как мера безопасности воздушного движения, может быть определена по эмпирической формуле, параметры которой поясняются схемой, приведенной на рис. 4.2.

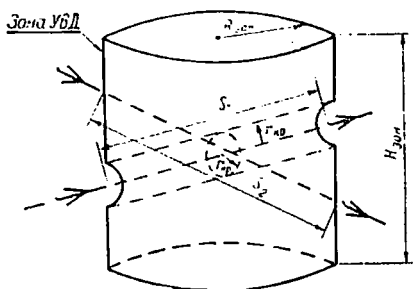


Рис. 4.2. Вариант схемы движения воздушных судов в границах зоны УВД при их вероятном столкновении

Вероятность столкновения воздушных судов

$$P_{ст} = 1 - e^{-\frac{S(N-1)^2 \cdot r_{кр}^2}{R_{зон}^2 \cdot H_{зон}}}$$

где S — путь, проходимый воздушными судами в границах зоны УВД,

$r_{кр}$ — радиус критической зоны вокруг воздушного судна, вход в которую другого судна означает их столкновение,

N — количество воздушных судов в границах зоны УВД,

$R_{зон}$ — средний радиус зоны УВД,

$H_{зон}$ — высота зоны,

e — основание натуральных логарифмов.

Формула получена по результатам моделирования движения воздушных судов в границах аэродромных узлов [17].

В качестве допустимого критерия безопасности, выраженного через вероятность столкновений воздушных судов, по рекомендациям ИКАО, принята $P_{ст} = 4 \cdot 10^{-8}$ столкновений на один полет.

ГЛАВА 5

МЕТОДЫ И СТРУКТУРА УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

5.1. УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КАК ИНФОРМАЦИОННЫЙ ПРОЦЕСС

В подсистеме управления воздушным движением большой системы УВД (см. рис. 2.2) решаются задачи предварительного планирования, обеспечения и регулирования воздушного движения.

Исходным материалом, на основании которого осуществляется планирование и обеспечение воздушного движения, оценивается обстановка в зоне УВД и принимаются решения по регулированию движения воздушных судов, является информация о воздушном движении и условиях, в которых оно осуществляется. Эта информация поступает от экипажей управляемых воздушных судов, смежных диспетчерских пунктов и по каналам сбора информации, находящихся в распоряжении диспетчеров.

Объектом обработки на диспетчерских пунктах и в других органах подсистемы управления воздушным движением также является информация о воздушной и наземной обстановке и воздушном движении в границах зон управления.

Продуктом деятельности диспетчерских пунктов в процессе управления воздушным движением также является информация, которая в форме команд, указаний или рекомендаций передается экипажам управляемых воздушных судов и на взаимодействующие диспетчерские пункты. Информационный поток по каналам управления воздушным движением — двусторонний. Он складывается из двух потоков: потока информации о воздушном движении и условиях воздушного движения, которая в форме сигналов поступает на диспетчерские пункты от технических средств УВД, управляемых воз-

душных судов и взаимодействующих органов; потока информации, исходящей от диспетчерских пунктов в форме команд управления, рекомендаций или сообщений во взаимодействующие органы.

Нагрузку диспетчерских пунктов, связанную с приемом, обработкой и передачей информации в процессе управления воздушным движением, называют информационной нагрузкой [4]. В теории и практике УВД этот вид нагрузки принято оценивать в единицах времени, затрачиваемого на прием, обработку и передачу информации по установленным каналам и формам ведения связи.

При решении некоторых задач объем информации, принятой, обработанной и переданной диспетчером, измеряют в битах в секунду. При управлении воздушным движением под информацией понимают сумму сигналов (сведений), отражающих текущее состояние и изменение во времени воздушного движения и условий воздушного движения. —

Информация, используемая в процессе УВД, по своему характеру разделяется на 2 вида: статическую и динамическую.

Под статической понимают информацию, медленно меняющуюся во времени. К ней относится информация о воздушных трассах, аэродромах, схемах захода на посадку и набора высоты в районах аэродромов, препятствиях и рельефе местности, летно-технических данных воздушных судов, радиотехнических средствах УВД и др.

Под динамической понимают информацию, быстро меняющуюся во времени. Сюда относится информация о положении воздушных судов в границах зоны УВД, параметрах и характере их движения и взаимном расположении, данные о метеобстановке и другие быстро изменяющиеся данные, используемые для решения задач УВД.

Оценка и обработка информации при решении задач управления воздушным движением осуществляется по законам теории информации.

Одним из основных понятий в теории информации является понятие «сигнал». Под сигналом понимают физический процесс, несущий информацию. Теория и практика обработки информации подчинены законам кибернетики — науки о процессах управления и передачи сигналов. Сигнал как физический процесс, несущий информацию, — центральное понятие всех информационных процессов.

Работа системы управления воздушным движением связана не только с передачей информации, но и с ее использованием, хранением и преобразованием.

В процессе регулирования воздушного движения по сигналам, несущим информацию, у диспетчера формируются представления о событиях, непосредственным свидетелем которых он не является, так как объекты управления удалены от него на большие расстояния.

Регулирование воздушного движения по сигналам возможно благодаря тому, что информация, содержащаяся в сигнале и характеризующая физическое явление или событие, соответствует событию более или менее полно. Соответствие это заключается в том, что сигнал, имеющий самостоятельную физическую сущность, производит на диспетчера приблизительно такое же воздействие, как и само событие. Так, например, диспетчер посадки, наблюдая на индикаторе посадочного лоатора движение сигнала — изображения самолета относительно линии горизонта — воспринимает этот сигнал как движение самого самолета и регулирует движение по результатам перемещения сигнала-засветки. Существование однозначной связи и взаимного соответствия в некоторых пределах между событием и характеризующим его сигналом широко известно в практике управления воздушным движением и воспринимается диспетчерским составом как обычное явление.

Взаимное соответствие физически разнородных явлений называют **изоморфизмом** этих явлений. Так, график движения самолета, который вычерчивает диспетчер РДП, изоморфен движению управляемого самолета в пространстве. Каждое событие, связанное с реальным самолетом, может быть однозначно сопоставлено с записью или вычислением на графике для любого момента в процессе регулирования. И наоборот, каждая обоснованная запись на этом графике может быть использована для сопоставления с положением и движением реального самолета. Однако следует помнить, что совокупность сигналов в системе управления воздушным движением является изоморфным отображением только некоторых сторон реального состояния воздушного движения, потому что никакая самая подробная характеристика реального события по совокупности сигналов не исчерпывает всех сторон реального события.

Сигналы отражают лишь некоторые стороны явления, важные для системы, в которой они существуют. Поэтому для объективной оценки обстановки и выработки правильного решения диспетчер должен опираться не на частичную, а на максимально полную информацию, поступающую по всем доступным каналам; при этом, чтобы исключить ошибку, необходимо использовать не только текущую информацию, но и опыт работы диспетчера.

Изоморфизм различных физических явлений широко используется при моделировании процессов управления воздушного движения. Событие, характеризуемое сигналом, может либо иметь характер непрерывно изменяющейся величины, либо состоять из различающихся ступеней, т. е. иметь дискретный характер. Различие в характере явлений, порождающих сигналы, отражается и на структуре сигналов, несущих информацию.

Сигналы могут быть дискретными или непрерывными.

Дискретные сигналы состоят из отдельных символов. Они представляют собой число в форме набора цифр или речь. Непрерывные сигналы характерны тем, что два рядом идущих сигнала могут отличаться друг от друга сколько угодно мало.

Дискретный сигнал может быть выражен с помощью непрерывного сигнала, так как среди возможных значений непрерывных величин содержатся и все дискретные.

В реальных случаях с достаточной точностью можно выразить непрерывные сигналы через дискретные, если использовать достаточно большое их число. Например, радиообмен как непрерывный процесс между диспетчером и экипажем в полете представлен в виде набора дискретных элементов. Это положение было впервые математически обосновано в 1933 году академиком Котельниковым для анализа передачи сигналов по каналам связи.

Непрерывный процесс движения самолета по воздушной трассе описывается с достаточной для практики точностью дискретными мгновенными значениями величин ($x, y, z, H, V, V_y, \gamma$), характеризующими траекторию полета как функцию времени. По этому же методу осуществляется контроль воздушного движения с помощью диспетчерского графика. Представление непрерывного сигнала в виде дискретного часто называют квантованием сигнала.

Практически квантование производится путем замены непрерывной физической величины конечным множеством ее значений (квантовых уровней). При этом различают «квантование по уровню» и «квантование по времени».

Значительный интерес при решении задач УВД представляет информационная емкость систем, передающих или собирающих информацию.

Любое явление (процесс), о котором поступает информация, находится в одном из большого числа возможных состояний. По описанию процесса можно получить представление о том, в каком из возможных состояний он находится в момент поступления сигнала. Назовем множество возможных состоя-

ний сигнала алфавитом сигнала, а состояние объекта, реализующего этот алфавит, — физическим алфавитом. Отдельный символ сигнала назовем буквой алфавита, а серию символов словом алфавита.

Простейший пример дискретного алфавита — алфавит из двух символов: «да» и «нет», «0» и «1», «+» и «—». Для дискретных алфавитов число возможных сообщений, состоящих из заданного числа символов, подсчитывается с помощью простых выражений: если в алфавите m букв, а каждое слово состоит из n букв, то число возможных слов

$$K = m^n.$$

Для непрерывных алфавитов число возможных сообщений бесконечно велико. Однако наличие помех, влияющих на непрерывный сигнал, не позволяет использовать бесконечно большое число сообщений в непрерывном алфавите. Поэтому с допустимой точностью величина непрерывного сигнала может быть квантована, представлена и передана в виде дискретных значений.

Информационная емкость системы оценивается по следующему закону: если система находится в N возможных состояний и все они взаимно независимы, то емкость такой системы может быть определена по формуле Харли:

$$C_1 = \log N.$$

Две таких системы будут иметь емкость:

$$C_2 = \log N^2 = 2 \log N = 2C_1.$$

Очевидно, емкость C_f нескольких систем « f »

$$C_f = f \cdot C_1.$$

Часть сообщений (слов), составленных формально с помощью алфавита из m букв по n букв в слове, будет, очевидно, бессмысленна. В действительности часть сообщений, составленных по закону $K = m^n$, никогда не передается, другие встречаются редко, а третьи — часто, как это предусмотрено, например типовой фразеологией радиообмена диспетчера с экипажем. Поэтому реальное число возможных сообщений о состоянии процесса, т. е. информационная емкость системы меньше теоретической и для передачи «разумных» сообщений можно обойтись каналом с меньшей емкостью.

Если в потоке получаемой или отправляемой информации все сообщения заранее известны или из предыдущих можно однозначно вывести последующие, мы не узнаем из этого потока информации ничего нового, и фактически количество информации, получаемое от такого потока сообщений, будет равно нулю. Поток сообщений нужен диспетчеру, если вся получаемая информация нова, случайна.

Мерой количества информации является вероятность P_i ее появления в реальной передаче или сообщении. Если расположить все возможные сообщения A_i в некотором порядке с вероятностью их появления P_i , получим конечную схему, состоящую из полной системы попарно несовместимых сообщений A_i , заданных вместе с их вероятностями:

$$\left(\begin{array}{cccccc} A_1, & A_2, & A_3 & \dots & A_i, & A_n \\ P_1, & P_2, & P_3 & \dots & P_i, & P_n \end{array} \right).$$

Мерой количества информации принята энтропия H , выраженная К. Шенноном в виде функции

$$H = -K \sum_{i=1}^n P_i \log P_i,$$

где K — постоянная, определяющая единицу измерения.

В качестве единицы измерения энтропии принят единичный выбор из двух равновероятных возможностей при котором $P_i = \frac{1}{2}$. При этом $H=1$ и $K=1$. Логарифм в формуле К. Шеннона берется при основании 2. Подставив в формулу значения $K=-1$ и $P=\frac{1}{2}$, получим величину энтропии при единичном выборе из двух равновероятных возможностей:

$$H = -1 \left(\frac{1}{2} \log \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \log \frac{1}{2} \right) = 1.$$

Для сложного события, состоящего из любого числа независимых частных событий $A, B, C \dots$, энтропия определяется из выражения:

$$H(A, B, C \dots) = H(A) + H(B) + H(C) + \dots,$$

т. е. энтропия для сложного события равна сумме энтропий составляющих его частных событий.

5.2. МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Под методом управления воздушным движением понимают установленную последовательность выполнения функциональных задач подсистемами и органами системы УВД в процессе предварительного планирования, обеспечения и регулирования движения воздушных судов.

В основу современной классификации методов УВД положен принцип разделения ответственности за безопасность воздушного движения между диспетчерскими пунктами и экипажами воздушных судов.

В соответствии с этим принципом различают три метода управления воздушным движением (рис. 5.1): консультативно-информационный, контрольно-информационный, контрольно-распорядительный.

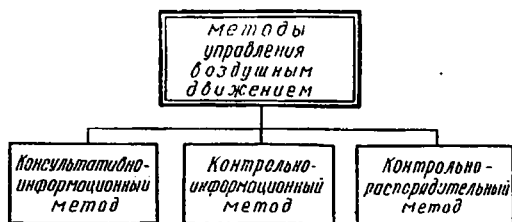


Рис. 5.1. Классификация методов управления воздушным движением

В системах УВД, использующих консультативно-информационный метод, вся полнота ответственности за безопасность полета воздушного судна возлагается на его экипаж.

Обязанности диспетчерских пунктов сводятся при этом методе УВД к консультации экипажей перед вылетом и в ходе полета с воздушной и наземной обстановке по маршрутам их движения.

Экипажи воздушных судов самостоятельно принимают решение на вылет и на протяжении всего полета отвечают за безопасность движения.

Консультативно-информационный метод УВД используется в ряде стран (США, Англия и др.) для управления движением частных самолетов в нижнем воздушном пространстве, до высот 600 м (2000 футов). В зонах с высокой интенсивностью движения воздушных судов, выполняющих полеты по приборам, этот метод не применим, так как не обеспечивает безопасности.

По мере разработки и внедрения технических средств и систем, обеспечивающих надежный контроль воздушного движения на малых высотах и с ростом интенсивности воздушного движения, консультативно-информационный метод заменяется контрольно-информационным и контрольно-распорядительным.

Контрольно-информационный метод УВД предусматривает контроль за движением воздушных судов на всю глубину зон управления с постоянной информацией экипажей о параметрах полета, воздушной и наземной обстановке. Диспетчерские пункты дают консультацию по всем вопросам, связанным с выполнением полета и его безопасностью.

При данном методе УВД право на принятие решения о порядке выполнения полета, его продолжении или прекращении при любой информации диспетчерских пунктов остается за экипажем. Диспетчерские пункты системы УВД выполняют только контрольно-информационные функции.

Этот метод применяется за рубежом в соответствии с рекомендациями ИКАО при управлении движением воздушных судов, выполняющих полеты по правилам визуальных полетов в ряде районов и зон УВД, которые называют зонами (районами) информационного контроля (FIR).

Контрольно-информационный метод не обеспечивает необходимый уровень безопасности и пропускной способности при высокой интенсивности воздушного движения. Поэтому в зонах с высокой интенсивностью воздушного движения вместо этого метода внедряется контрольно-распорядительный метод.

В качестве примеров можно привести такие крупные воздушные зоны с высокой интенсивностью воздушного движения, как нью-йоркская, московская, чикагская, лондонская и другие, где вместо контрольно-информационного внедрен контрольно-распорядительный метод УВД.

Контрольно-распорядительный метод УВД базируется на непрерывном контроле и активном регулировании движения каждого воздушного судна с момента начала полета до его окончания. В соответствии с заявками органы службы движения осуществляют планирование и обеспечение полетов, оформляют разрешение на вылеты и регулируют движение воздушных судов в соответствии с требованиями безопасности, экономичности и регулярности воздушного движения.

Отличительной особенностью контрольно-распорядительного метода УВД является то, что программа движения каждого воздушного судна и решения по регулированию движения в процессе полета вырабатываются диспетчерскими пунктами и передаются экипажам в форме информации, указаний или команд, которые обязательны для выполнения экипажами воздушных судов.

Диспетчерские пункты системы УВД при использовании данного метода планируют и регулируют воздушное движение, а также отвечают за его безопасность в своих зонах.

Используя активное регулирующее воздействие на поток воздушных судов, диспетчерские пункты получают возможность его упорядочения и оптимизации по критериям безопасности, пропускной способности зон УВД, экономичности и регулярности.

Контрольно-распорядительный метод УВД имеет значительные преимущества перед двумя первыми методами, особенно в зонах с высокой интенсивностью воздушного движения, где он является единственно приемлемым. Этот метод — единый для систем управления движением воздушных судов гражданской авиации и других ведомств в пространстве нашей страны и в зонах с высокой интенсивностью воздушного движения во всех странах мира.

В связи с широким распространением и перспективностью данного метода управления воздушным движением далее будут рассмотрены методы регулирования воздушного движения, применяемые в системах УВД, работающих по контрольно-распорядительному методу.

5.3. СТРУКТУРА ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Под управлением воздушным движением понимают деятельность диспетчерских пунктов службы движения по предварительному планированию, обеспечению и регулированию воздушного движения с целью обеспечения безопасности, экономичности и регулярности полетов.

Структура процесса УВД приведена на рис. 5.2.

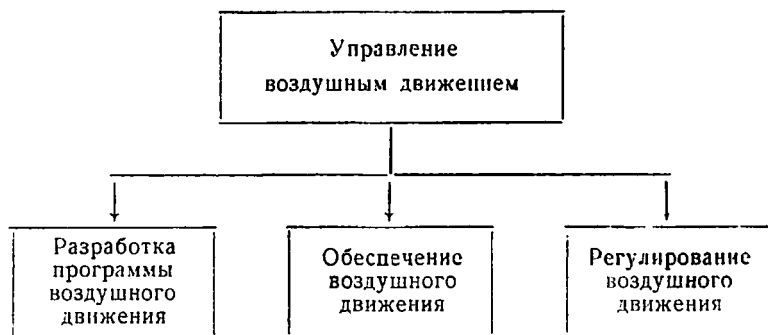


Рис. 5.2. Структура процесса управления воздушным движением

Как показано на структурно-функциональной схеме системы УВД (см. рис. 2.2), разработка программы и обеспечение воздушного движения осуществляются аэродромными диспетчерскими пунктами, центральными диспетчерскими аэропортов, диспетчерской службой управлений ГА и Центральной диспетчерской службой Министерства гражданской авиации.

Регулирование воздушного движения на основе утвержденных программ воздушного движения (суточных планов)

обеспечивается диспетчерскими пунктами службы движения аэропортов.

При сравнении сущности задач и технологии управления движением воздушных судов и средств наземного транспорта (железная дорога, метро, автомобильный транспорт) можно отметить ряд общих положений для управления движением на всех видах транспорта: применение метода счисления пути по скорости и времени при определении текущего положения управляемых объектов; использование метода экстраполяции для вычисления положения объектов в упрежденные моменты времени; применение единых принципов составления расписания движения и некоторые другие факторы.

Однако при разработке программ, обеспечении и регулировании воздушного движения необходимо учитывать ряд специфических особенностей, свойственных только воздушному транспорту. К числу таких особенностей, отличающих управление воздушным движением от управления движением наземных видов транспорта, следует отнести:

трехмерность воздушного пространства, в котором перемещаются воздушные суда; шесть степеней свободы по сравнению с двумя степенями у наземного транспорта; быстроту действия систем, осуществляющих регулирование воздушного движения, особенно при регулировании движения сверхзвуковых транспортных самолетов; невозможность остановки воздушного судна с целью предотвращения конфликтных ситуаций в полете или решения других задач, требующих быстрого изменения направления, скорости и высоты полета; малая маневренность воздушных судов по сравнению со средствами наземного транспорта, что требует больших размеров зон УВД; трудность обеспечения точного и надежного контроля за движением воздушных судов при больших дальностях и скоростях полета.

Перечисленные особенности движения воздушных судов предъявляют ряд специфических требований к разработке программы, обеспечению и регулированию воздушного движения.

*** ГЛАВА 6**

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

6.1. ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ РАЗРАБОТКИ И СОДЕРЖАНИЕ ПРОГРАММ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Процесс разработки программы воздушного движения на предстоящие сутки называют предварительным, или суточным планированием, в отличие от перспективного планирования, осуществляемого при составлении расписания движения самолетов на период летней или зимней навигации.

Суточный план полетов в зоне УВД представляет собой программу воздушного движения в данной зоне. Как показано на рис. 2.2, программа воздушного движения в каждой зоне управления разрабатывается аэродромными диспетчерскими пунктами или центральными диспетчерскими аэропортов, после чего утверждается диспетчерской службой управления ГА и Центральной диспетчерской службой МГА (ЦДС МГА).

Программа воздушного движения по своему содержанию представляет совокупность согласованных программ движения одиночных воздушных судов, выполняющих полеты в границах зоны УВД в планируемый период времени.

Структурная схема разработки программы воздушного движения в зоне УВД приведена на рис. 6.1.

6.2. СБОР ИНФОРМАЦИИ О ВОЗДУШНОМ ДВИЖЕНИИ И УСЛОВИЯХ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Информация поступает по всем каналам взаимодействия службы движения аэропорта, ДСУ и ЦДС МГА с органами, координирующими и контролирующими воздушное движение, и с другими службами, обеспечивающими полеты.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

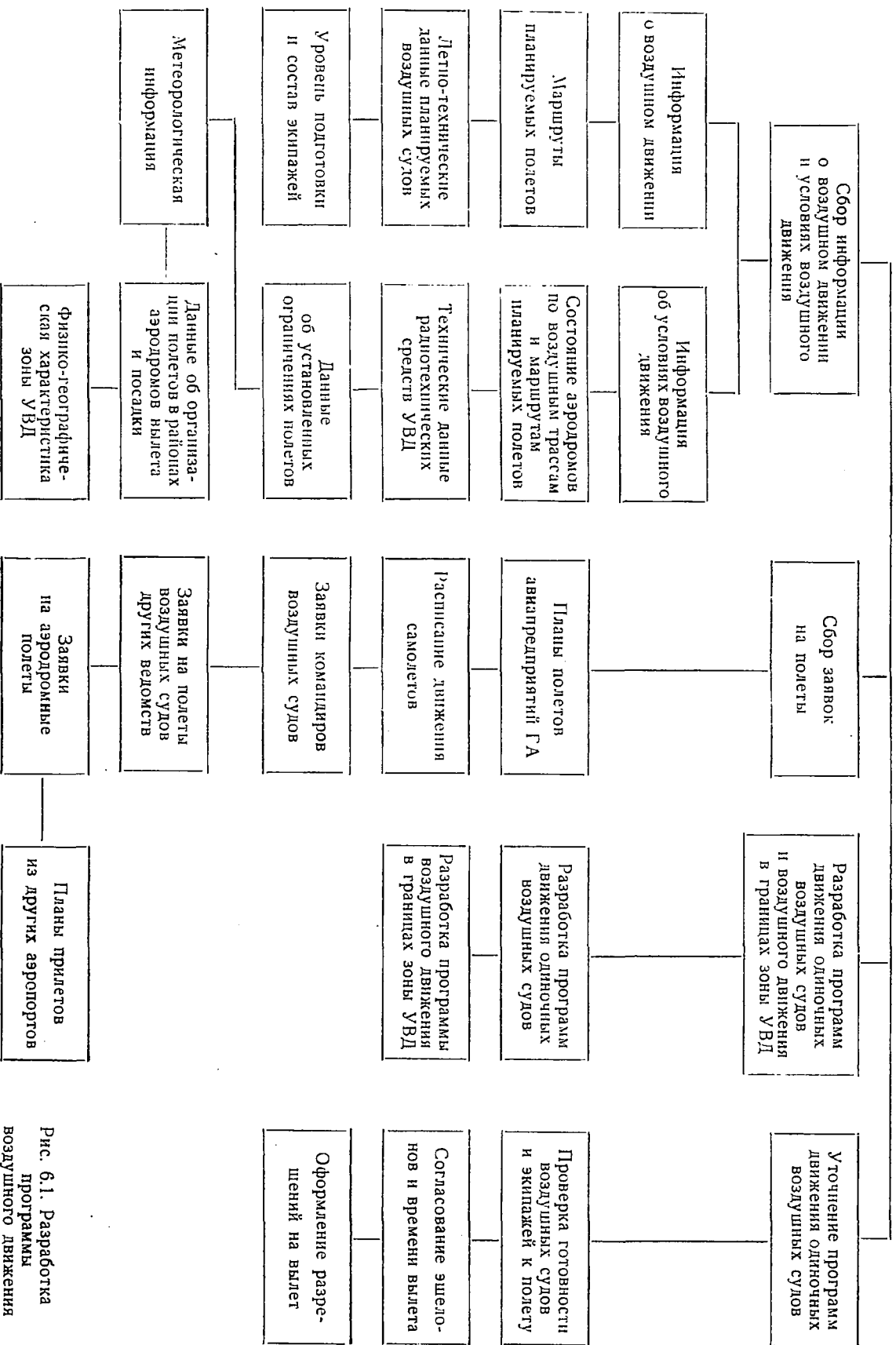
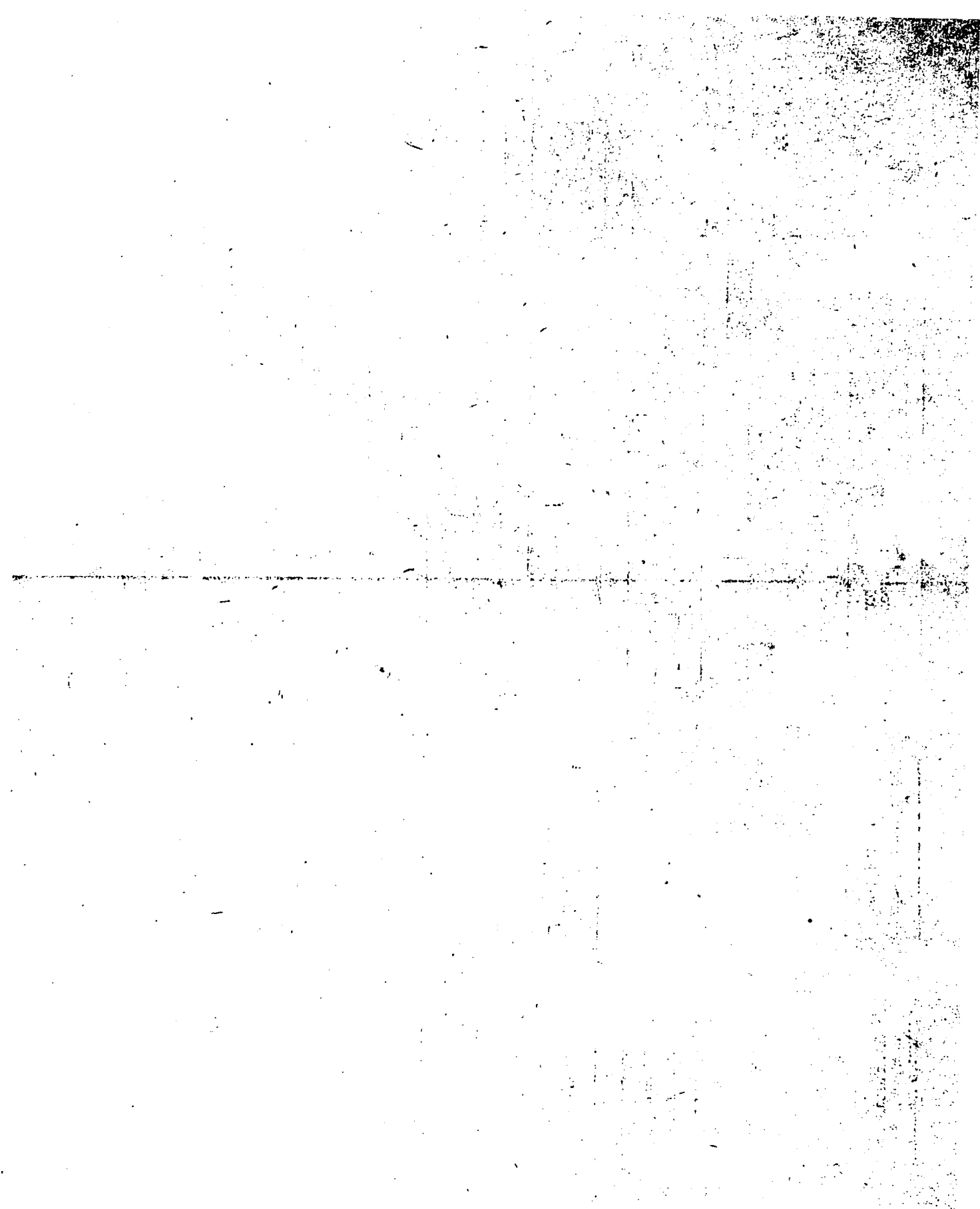


Рис. 6.1. Разработка программы воздушного движения



В качестве статической информации при разработке программы воздушного движения используются: данные о воздушных трассах и маршрутах полетов; летно-технические характеристики воздушных судов; технические данные используемых средств УВД; расписание движения воздушных судов; сведения об организации полетов в районах аэродромов вылета и посадки; физико-географическая характеристика зоны УВД.

К динамической информации, используемой при разработке программы воздушного движения, относится: метеорологическая обстановка по воздушным трассам; данные об установленных ограничениях полетов; сведения о состоянии аэродромов по воздушным трассам и маршрутам полетов и др.

К началу разработки программы воздушного движения планирующий орган должен иметь информацию о воздушном движении и условиях воздушного движения, указанную в структурной схеме (см. рис. 6.1).

6.3. СБОР ЗАЯВОК НА ПОЛЕТЫ

При составлении программы воздушного движения в условиях гражданской авиации используются расписание движения самолетов и следующие виды заявок на полеты: планы полетов авиапредприятий ГА, в которые включаются рейсы по расписанию и вне расписания; заявки командиров воздушных судов гражданской авиации, вышедших из расписания; планы прилетов воздушных судов ГА из других аэропортов; заявки на полеты воздушных судов других ведомств; заявки на аэродромные полеты; заявки на специальные рейсы (литерные, подконтрольные, международные, матричные и др.) и полеты на спецзадания.

Заявки и распоряжения об организации специальных рейсов подаются в определенном порядке, согласно требованиям руководящих документов по организации и планированию этих полетов.

6.4. РАЗРАБОТКА ПРОГРАММ ДВИЖЕНИЯ ОДИНОЧНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ В ГРАНИЦАХ ЗОНЫ УВД

6.4.1. Разработка программы движения одиночного воздушного судна

Суточный план как программа движения воздушных судов составляется на основе информации о воздушном движении и условиях воздушного движения, исходя из расписания и заявок на полеты, и складывается из двух этапов: разработки

программ движения одиночных воздушных судов; разработки программы воздушного движения в границах зоны УВД.

Сущность разработки программы движения в заданной зоне УВД сводится к определению траекторий движения каждого из планируемых воздушных судов и совмещению этих траекторий во времени и пространстве при обеспечении требований безопасности, экономичности и регулярности полетов.

Программой движения воздушного судна является заданная траектория его полета в трехмерном пространстве. Параметры этой траектории определяются направлением и высотой полета, заданным временем полета начальной, конечной и промежуточных точек маршрута, поступательной и вертикальной скоростями полета по этапам.

Движение воздушного судна в пространстве, в связанной системе координат, характеризуется тремя скоростями его

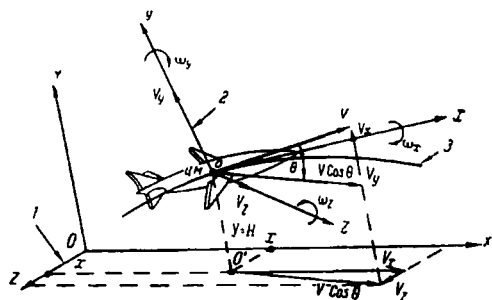


Рис. 6.2. Поступательное и вращательное движение воздушного судна на траектории:

1—земная неподвижная система декартовых координат; 2—связанная система координат; 3—траектория движения центра масс воздушного судна

центра масс — поступательной V_x , вертикальной V_y и боковой V_z ; тремя вращательными движениями вокруг центра масс с угловыми скоростями ω_x , ω_y и ω_z , которые являются относительными в земной, неподвижной системе координат

является текущими координатами x , y , z в моменты контроля воздушного движения. Положение центра масс воздушного судна в неподвижной декартовой системе координат определяется текущими координатами x , y , z в моменты контроля воздушного движения.

Управление движением центра масс относительно осей связанной системы координат позволяет изменять направление траектории воздушного судна для обеспечения полета по заданной программе. Движение воздушных судов осуществляется по воздушным трассам, маршрутам и коридорам зон УВД, привязанным к земной поверхности. Поэтому параметры движения воздушного судна по заданной траектории и программа этого движения описываются в неподвижной земной системе координат, а не в связанной.

При рассмотрении элементов траектории воздушного судна (глава 3) установлено, что она состоит из прямолиней-

ных и криволинейных отрезков, каждый из которых описывается уравнениями или системами уравнений в зависимости от характера движения.

Следовательно, программа движения одиночного воздушного судна представляет собой систему уравнений, описывающих заданную траекторию его полета по этапам.

Участки заданной траектории как программы движения одиночного воздушного судна в зависимости от характера движения описаны в декартовой системе координат:

— прямолинейные отрезки траектории — уравнениями (6.1); (6.2); (6.3).

— участки разворота в горизонтальной плоскости без набора высоты (снижения) — двумя первыми уравнениями из системы (3.11);

— участки разворота по винтовой линии с набором высоты или снижением — системой уравнений (3.11);

— участки разворота в вертикальной плоскости — уравнением (3.12), полученным из схемы разворота в вертикальной плоскости.

При составлении программы движения одиночного воздушного судна в декартовой неподвижной системе координат для общего случая, когда траектория полета имеет прямолинейные и криволинейные участки с выполнением разворотов в горизонтальной плоскости, по винтовой линии и в вертикальной плоскости, необходимо:

— задаться опорными точками траектории (маршрута) воздушного судна в горизонтальной и вертикальной плоскостях;

— определить географические координаты φ и λ этих точек на земной поверхности;

— задаться высотами полета в опорных точках, которые являются декартовыми координатами этих точек, — $y = H$;

— задаться точками начала местных декартовых систем координат, если траектория воздушного судна описывается в нескольких местных системах по участкам траектории. Определить географические координаты φ_0 и λ_0 выбранных точек начала координат;

— задаться направлениями осей OX декартовых систем относительно меридианов, проходящих через точки начала координат (углы μ);

— перерассчитать географические координаты опорных точек φ и λ в декартовы по формулам (3.4); (3.5); (3.6);

— определить углы излома маршрута на участках разворота $\Delta\psi = \omega$ и задаться характером траектории при развороте (горизонтальный разворот, набор высоты или снижение);

— задаться истинными скоростями V и углами крена при развороте β и рассчитать радиусы разворота R ;

— на участках разворота с набором высоты задаться вертикальными V_y и истинными скоростями V и рассчитать: углы набора высоты θ и радиусы разворота в горизонтальной плоскости R^* по формулам:

$$\sin \theta = \frac{V_y}{V}; \quad R^* = \frac{V^2 \cdot \cos^2 \theta}{g \cdot \operatorname{tg} \beta};$$

— для участков разворота в вертикальной плоскости при переходе в набор высоты (снижение) или из набора (снижения) в горизонтальный полет задаться средним значением истинной скорости $V_{\text{ср}}$, перегрузкой n_y и рассчитать радиус разворота в вертикальной плоскости R_y по формуле (3.12);

— составить программы движения воздушного судна на прямолинейных участках траектории в форме уравнений пространственных прямых. При известных декартовых координатах начальных и конечных точек прямолинейных участков уравнения пространственных прямых могут быть получены из уравнения в отрезках (3.8):

$$X = \frac{(Y - Y_1)(X_2 - X_1)}{Y_2 - Y_1} + X_1; \quad (6.1)$$

$$Y = \frac{(X - X_1)(Y_2 - Y_1)}{X_2 - X_1} + Y_1; \quad (6.2)$$

$$Z = \frac{(X - X_1)(Z_2 - Z_1)}{X_2 - X_1} + Z_1. \quad (6.3)$$

Значения $X_1, X_2, Y_1, Y_2, Z_1, Z_2$ известны. После их подстановки в выражения (6.1); (6.2); (6.3) будут получены системы уравнений для прямолинейных отрезков траектории, в которых одна из координат выражена через заданные другие;

— составить программы движения воздушного судна на криволинейных участках при разворотах в горизонтальной плоскости и по винтовой линии на основе системы уравнений (3.11).

Для случая разворота в горизонтальной плоскости программа движения имеет вид системы двух уравнений

$$\left. \begin{aligned} X &= R \sin \omega, \\ Z &= R \cos \omega. \end{aligned} \right\}$$

Для разворота по винтовой линии, с набором высоты или снижением, программа движения выражается системой уравнений (3.11).

Программа движения на участке разворота в вертикальной плоскости с радиусом R_B может быть получена из схемы разворота, приведенной на рис. 6.3.

Разворот воздушного судна выполняется в вертикальной плоскости AOB . За время полета по дуге OB воздушное судно выполнит разворот в вертикальной плоскости на угол $OAB = \theta$. Изменение угла тангажа за время разворота с радиусом R_B определяется углом

$$BOD = \frac{\theta}{2}.$$

Известно, что длина хорды центрального угла θ при радиусе R_B определяется соотношением

$$OB = 2R_B \cdot \sin \frac{\theta}{2}.$$

Отрезок OD , равный проекции хорды OB на горизонтальную плоскость XOZ неподвижной декартовой системы координат,

$$OD = OB \cdot \cos \Delta\theta = 2R_B \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2}.$$

Отрезки OE , DE , DB являются соответственно текущими координатами x , z и y воздушного судна, находящегося в точке B .

При условии, что начало декартовой системы помещено в точке O (точка начала разворота), текущие координаты точки на дуге разворота определяются уравнениями:

$$x = OD \cdot \cos(\gamma - \mu) = 2R_B \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos(\gamma - \mu);$$

$$z = OD \cdot \sin(\gamma - \mu) = 2R_B \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin(\gamma - \mu);$$

$$y = OD \cdot \operatorname{tg} \frac{\theta}{2} = 2R_B \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \operatorname{tg} \frac{\theta}{2} = 2R_B \sin^2 \frac{\theta}{2}.$$

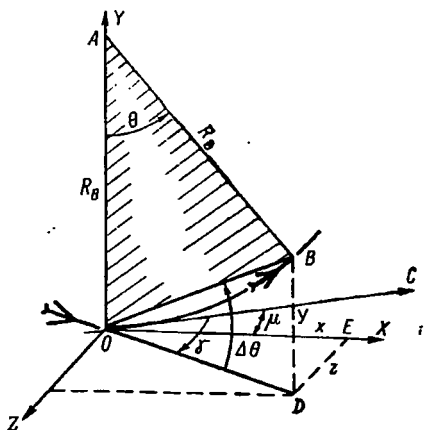


Рис. 6.3. Текущие координаты воздушного судна при развороте в вертикальной плоскости

$$\left. \begin{aligned} x &= 2R_b \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos (\gamma - \mu); \\ y &= 2R_b \cdot \sin^2 \frac{\theta}{2}; \\ z &= 2R_b \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin (\gamma - \mu), \end{aligned} \right\}$$

где γ — курс воздушного судна,

μ — угол разворота оси X декартовой системы относительно меридиана.

Таким образом, программа движения одиночного воздушного судна в границах зоны УВД как траектория, состоящая из прямолинейных и криволинейных отрезков, представляет собой сочетание уравнений по участкам в декартовой системе координат:

$$\left. \begin{aligned} & \text{прямолинейный} \\ & \text{участок} \\ & \left. \begin{aligned} x &= \frac{(y - y_1)(x_2 - x_1)}{y_2 - y_1} + x_1, \\ y &= \frac{(x - x_1)(y_2 - y_1)}{x_2 - x_1} + y_1, \\ z &= \frac{(x - x_1)(z_2 - z_1)}{x_2 - x_1} + z_1, \end{aligned} \right\} \\ & \text{— дуга разворота в} \\ & \text{горизонтальной} \\ & \text{плоскости} \\ & \left. \begin{aligned} x &= R \cdot \sin \omega, \\ z &= R \cdot \cos \omega, \end{aligned} \right\} \\ & \text{— участок разворота} \\ & \text{с набором высоты} \\ & \text{или снижением} \\ & \left. \begin{aligned} x &= R^* \cdot \sin \omega, \\ z &= R^* \cdot \cos \omega, \\ y &= \sigma \cdot \omega, \end{aligned} \right\} \quad (6.4) \\ & \text{— дуга разворота в} \\ & \text{вертикальной плоскости при изменении} \\ & \text{высоты полета} \\ & \left. \begin{aligned} x &= 2R_b \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos (\gamma - \mu), \\ y &= 2R_b \cdot \sin^2 \frac{\theta}{2}, \\ z &= 2R_b \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin (\gamma - \mu). \end{aligned} \right\} \end{aligned} \right\}$$

Мгновенные программные координаты воздушного судна на траектории к моменту контроля вычисляются по уравнениям системы (6.4) на основании программных параметров движения в заданные моменты времени. Фактические координаты к этим же моментам определяются интегрированием дифференциальных уравнений движения воздушного судна

(3.14). Регулирование движения осуществляется по результатам сравнения фактических и программных координат воздушных судов в моменты контроля.

Количество уравнений в программе движения одиночного воздушного судна определяется числом прямолинейных и криволинейных участков траектории и характеристикой движения на криволинейных участках.

Постоянные величины, входящие в правые части уравнений системы (6.4), задаются или рассчитываются по известным летно-техническим данным воздушных судов и параметрам маршрутов полета с учетом особенностей траектории на каждом этапе.

Полученные постоянные величины подставляются в уравнения, которые приобретают вид, удобный для ввода программы движения одиночного воздушного судна в ЭЦВМ системы УВД и для необходимых вычислений.

При разработке программы движения одиночного воздушного судна рассчитывается ряд дополнительных данных. Они используются для определения временных параметров движения воздушного судна по этапам маршрута, согласования программ движения одиночных судов между собой и решения других задач регулирования воздушного движения.

К дополнительным данным, определяемым при составлении программы движения одиночного воздушного судна, относятся:

длина прямолинейных и криволинейных участков траектории полета; время полета по участкам; общая продолжительность полета; время взлета и посадки воздушного судна; время пролета контрольных и поворотных пунктов маршрута и рубежей; потребный запас топлива; максимальная дальность и продолжительность полета при заданном запасе топлива; путевые скорости полета по этапам с учетом эквивалентного или действительного ветра; данные для пересечения трасс и занятых эшелонов; параметры схем набора высоты и выхода из района аэродрома вылета; параметры схем снижения и захода на посадку; рубежи возврата; безопасные высоты и минимальные эшелоны полета.

Методика определения и расчета указанных величин изложена в руководящих документах, регламентирующих полеты, и в пособиях по УВД и навигации, поэтому в данной работе не рассматривается.

Методика разработки программы движения одиночного воздушного судна изложена для условий суточного (предварительного) планирования, когда траектория движения задана. Такую предварительно заданную траекторию полета называют жесткой, или фиксированной траекторией. Суточное планирование осуществляется накануне дня полетов и обычно не ограничивается строгими лимитами времени.

В процессе регулирования воздушного движения при изменении обстановки или в связи с особенностями зон УВД возникает необходимость отклонения от жесткой траектории, заданной до вылета, и разработки программы движения воздушного судна на оставшемся участке траектории в границах зоны УВД.

Планирование движения воздушных судов в процессе регулирования этого движения называют текущим планированием. Программа движения воздушного судна в этом случае рассчитывается или выбирается из числа возможных в сложившейся ситуации.

Примером текущего планирования является выбор траекторий движения прилетающих и вылетающих самолетов в зонах подхода, взлета и посадки, при перенацеливании на запасные аэродромы и в ряде других случаев.

Отличительная особенность текущего планирования движения воздушных судов — жесткие ограничения по времени. При современных скоростях полета время пребывания воздушных судов в границах зон УВД крайне ограничено, что до предела сокращает время, которое можно использовать для текущего планирования воздушного движения.

Содержание программы движения одиночного воздушного судна при предварительном и текущем планировании определяется уравнениями движения по участкам траектории, входящими в систему (6.4).

Пример программы движения одиночного воздушного судна, определяемой заданным маршрутом и профилем полета, приведен на рис. 3.9.

6.4.2. Разработка программы воздушного движения в границах зоны УВД

Программа воздушного движения в зоне УВД разрабатывается на основе программ (траекторий) движения одиночных воздушных судов. Сущность составления программы воздушного движения в границах зоны УВД сводится к согласованию траекторий всей совокупности вылетающих, прилетающих и пролетающих самолетов с целью устранения конфликтных ситуаций, обеспечения безопасности, регулярности и экономичности полетов и наиболее эффективного использования воздушного пространства зоны.

Согласование траекторий производится обычно в декартовой системе координат: по высоте (y), времени (t), дальности (x) и направлению (z) полета.

Задавшись значениями текущих координат x , $y(H)$, z траекторий отдельных воздушных судов в контрольных точ-

ках трассы, можно решить систему уравнений (6.4) и аналитически определить наличие точек пересечения или опасного сближения этих траекторий.

Для согласования траекторий необходимо обеспечить:

— отсутствие общих точек траекторий различных воздушных судов к одному моменту;

— сохранение безопасных расстояний между смежными воздушными судами по дальности — $\Delta x_{\text{без}}$, высоте — $\Delta y_{\text{без}}$ и направлению $\Delta z_{\text{без}}$, величина этих расстояний, хотя бы по одной из координат, должна быть равна или больше допустимой критической. Для этого необходимо выполнить не менее одного из соотношений:

$$x_{i+1} - x_i \geq \Delta x_{\text{без}};$$

$$y_{i+1} - y_i \geq \Delta y_{\text{без}};$$

$$z_{i+1} - z_i \geq \Delta z_{\text{без}}.$$

В случае, если приведенные соотношения не выполняются, программы движения согласуются и конфликтные ситуации устраняются изменением траекторий одного или нескольких воздушных судов.

При неавтоматизированной разработке программ воздушного движения траектории отдельных воздушных судов в границах зоны УВД согласуются следующими методами: по высоте — назначением оптимальных эшелонов полета; по дальности — установлением безопасных дистанций между воздушными судами, выполняющими полет на одной высоте, по одному или пересекающимся маршрутам; по направлению — назначением параллельных трасс (маршрутов) и безопасных боковых интервалов между воздушными судами на попутных, встречных и пересекающихся траекториях на одной высоте; по времени — назначением времени прилета, вылета и пролета контрольных пунктов, обеспечивающих сохранение безопасных временных дистанций между воздушными судами в полете по трассе и к моменту выхода в конечные пункты общих маршрутов полета.

При автоматизированном планировании воздушного движения выбор и согласование траекторий отдельных воздушных судов и разработку оптимальной программы воздушного движения в зоне управления производит вычислительная машина на основе введенной в нее исходной информации.

По окончании разработки программы воздушного движения в зоне УВД должно быть проверено соответствие расчетной интенсивности движения λ пропускной способности зоны μ , особенно в сложных зонах, в наиболее напряженные периоды суток. В случае, если $\lambda > \mu$, возникает угроза безопас-

ности полетов. В программу воздушного движения должны быть внесены коррективы для обеспечения соотношения

$$\lambda \leq \mu$$

на протяжении суток. Это может быть достигнуто за счет изменения времен вылетов и прилетов и других мер по обеспечению безопасности воздушного движения.

По окончании разработки программы (суточного плана) воздушного движения в зоне УВД она утверждается в установленном порядке. После утверждения суточный план становится рабочим документом, на основании которого осуществляется обеспечение полетов, регулирование воздушного движения и организуется работа служб, обеспечивающих полеты.

6.5. УТОЧНЕНИЕ ПРОГРАММ ДВИЖЕНИЯ ОДИНОЧНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Программы движения отдельных воздушных судов и воздушного движения в границах зоны УВД разрабатываются в ходе суточного планирования, накануне дня полетов.

К моменту принятия решения на вылет обстановка в районах аэродромов вылета и посадки, а также по воздушным трассам и запланированным маршрутам может значительно измениться.

Изменения вызываются метеоусловиями, закрытием аэропортов, установлением ограничений и запретов полетов и другими обстоятельствами. Все эти обстоятельства случайны, не могут быть полностью учтены в период суточного планирования и оказывают значительное влияние на воздушное движение в границах каждой зоны УВД. Они могут обусловить закрытие полетов на некоторый период, отмену или задержку вылетов и прилетов или внесение изменений в ранее разработанные программы движения отдельных воздушных судов.

Программы движения воздушных судов уточняются перед вылетом, в период предполетной подготовки и принятия решения на вылет. В общем случае уточнения программ предусматривают: назначение эшелонов и безопасных высот полета, исходя из сложившейся обстановки; установление обходных маршрутов на отдельных участках воздушных трасс; выбор новых маршрутов полета в связи с изменившимися условиями; уточнение запасных аэродромов; назначение рубежей возврата по каждой трассе или маршруту полета; изменение времени вылета, пролета контрольных рубежей и посадки по сравнению с предусмотренным суточным планом.

Изменения, вносимые в ранее разработанные программы движения воздушных судов, отражаются в бортовой и диспет-

черской документации, сообщаются экипажам и диспетчерам службы движения в период предполетной подготовки и принятия решения на вылет.

При использовании автоматизированных систем УВД и бортовых автоматических навигационно-пилотажных комплексов изменения программ движения каждого воздушного судна вносятся в вычислительные устройства этих систем и бортовых комплексов. Это обеспечивает выполнение полетов по новым программам, уточненным с учетом фактической обстановки, сложившейся к моменту вылета.

6.6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Для успешного выполнения программы воздушного движения, разработанной в период суточного планирования, необходимо обеспечить запланированные полеты наземными средствами и согласовать движение воздушных судов различных ведомств в едином воздушном пространстве с целью обеспечения безопасности полетов.

Обеспечение воздушного движения осуществляется различными службами и органами при разработке суточного плана полетов, по окончании его составления и в процессе регулирования воздушного движения.

В соответствии с требованиями основных документов, регламентирующих полеты в гражданской авиации [5], установлены следующие виды обеспечения: метеорологическое, аэродромное, радиотехническое, светотехническое, штурманское и аэронавигационное, инженерно-авиационное, медицинское. Диспетчерские пункты, осуществляющие суточное планирование полетов, обеспечивают воздушное движение согласно суточному плану.

Обеспечение полетов службой движения — один из основных видов обеспечения. Оно включает:

— согласование движения воздушных судов гражданской авиации с движением летательных аппаратов других ведомств по воздушным трассам, вне трасс и в районах аэродромов через органы управления полетами других ведомств;

— учет и доведение до экипажей ограничений и запретов полетов, установленных органами, координирующими полеты, при планировании и регулировании воздушного движения;

— обеспечение пролета государственной границы воздушными судами гражданской авиации, выполняющими международные полеты;

— обеспечение экипажей воздушных судов необходимой информацией в период принятия решения на вылет;

— координацию действий диспетчерских пунктов службы движения в процессе регулирования воздушного движения;

— обеспечение каждого полета воздушного судна запасными аэродромами;

— обеспечение экипажей воздушных судов в полете необходимой информацией для предотвращения попадания в опасные метеоявления и принятия решения о следовании на запасной аэродром или возврата на аэродром вылета;

— информацию смежных диспетчерских пунктов и экипажей о закрытии и открытии аэропортов для приема и выпуска воздушных судов;

— обеспечение работы радио- и светотехнического оборудования аэропортов и воздушных трасс на период полетов;

— контроль за состоянием ВПП и предупреждение экипажей об условиях посадки, взлета и руления по взлетно-посадочным полосам и рулежным дорожкам;

— доведение утвержденного суточного плана до служб аэропорта, обеспечивающих полеты и до командиров кораблей, подавших заявки на вылет,

— передача суточных планов вылетов в аэропорты посадки и на запасные аэродромы;

— передача плана вылетов на рейсы, выполняемые вне расписания, в органы контролирующе и координирующие полеты.

Каждый из перечисленных видов обеспечения, возложенных на службу движения гражданской авиации, осуществляется в соответствии с требованиями документов, регламентирующих полеты.

В случаях, когда УВД осуществляют единые районные центры, которые обслуживаются диспетчерами гражданской авиации и других ведомств, взаимодействие диспетчеров различных ведомств и обеспечение полетов значительно облегчается, что способствует повышению безопасности воздушного движения.

В настоящее время такие центры УВД созданы в пяти крупных аэропортах (Ростов, Киев, Харьков, Краснодар, Волгоград), и опыт их работы обобщается.

Содержание и порядок метеорологического, аэродромного, радиотехнического, светотехнического, инженерно-авиационного, медицинского, штурманского и аэронавигационного обеспечения воздушного движения определяются наставлением по производству полетов, наставлениями по соответствующим службам и документами, регламентирующими полеты в гражданской авиации.

ГЛАВА 7

РЕГУЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА АЭРОДРОМЕ

7.1. РЕГУЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ВЫЛЕТАЮЩИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА АЭРОДРОМЕ

Различают два вида движения воздушных судов, выполняющих полетные задания: движение вылетающих и прилетевших воздушных судов на аэродроме; движение воздушных судов в полете, или воздушное движение.

Регулирование каждого из этих видов движения имеет свои особенности по содержанию, условиям и используемым методам. Поэтому в теории УВД эти виды движения рассматриваются отдельно.

При регулировании движения на аэродроме диспетчерские пункты службы движения взаимодействуют с потоками вылетающих воздушных судов и прилетевших воздушных судов.

Регулирование движения вылетающих воздушных судов на аэродроме осуществляется при их перемещении от стоянки или перрона до линии исполнительного старта. Путь воздушного судна в этом случае разделяется на 2 участка: от стоянки (перрона) до линии предварительного старта; от предварительного до исполнительного старта.

По существующей технологии регулирование на первом участке осуществляют: в аэропортах с интенсивным движением — диспетчеры руления; в аэропортах с недостаточно высокой интенсивностью движения — диспетчерский пункт подхода.

Регулирование движения на втором участке, от предварительного до исполнительного старта, обеспечивает диспетчер стартового диспетчерского пункта.

Схема движения вылетающих и прилетевших воздушных судов на аэродроме приведена на рис. 7.1.

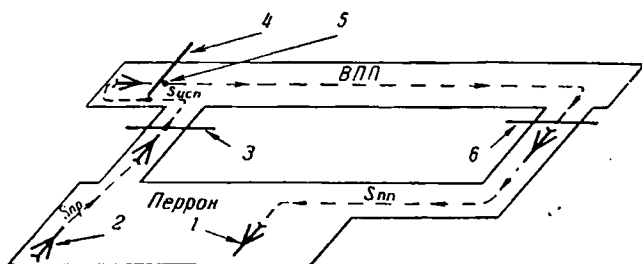


Рис. 7.1. Схема движения вылетающих и прилетевших воздушных судов на аэродроме:

1—прилетевшее воздушное судно; 2—вылетающее воздушное судно; 3—линия предварительного старта; 4—исполнительный старт; 5—точка приземления; 6—граница боковой полосы безопасности

При регулировании движения вылетающих воздушных судов на аэродроме решаются следующие основные задачи:

— обеспечение своевременного запуска двигателей и выруливания на исполнительный старт при заданном времени вылета;

— выбор оптимального маршрута руления в зависимости от направления взлета и посадки, расположения и занятости рулежных дорожек;

— обеспечение безопасности движения воздушных судов на аэродроме;

— сохранение безопасных интервалов между взлетающими, заходящими на посадку и приземлившимися воздушными судами при обеспечении максимальной пропускной способности аэродрома.

Передвижение воздушных судов по аэродрому осуществляется с помощью двигателей или методом буксировки.

Порядок руления или буксировки и правила регулирования движения самолетов на аэродроме определяются технологией работы диспетчеров руления и подхода и требованиями документов, регламентирующими полеты в ГА.

Перед выруливанием со стоянки (перрона) экипаж должен выполнить все операции согласно контрольной карте обязательных проверок. На запуск двигателей, их опробование и выполнение проверки по карте затрачивается время $t_{\text{зап}}$.

Скорость руления $V_{\text{рул}}$ выбирается командиром корабля в зависимости от состояния рулежных дорожек (РД) или грунта, наличия препятствий и условий видимости.

Для обеспечения взлета воздушного судна по расписанию в заданное время $T_{\text{взл}}$ диспетчер, регулирующий движение,

должен определить время запуска двигателей, руления от перрона до предварительного старта $t_{рул. пр}$ и от предварительного до исполнительного старта $t_{рул. исп}$, как показано на схеме руления (см. рис. 7.1).

Время движения от стоянки (перрона) до предварительного старта определяется по формуле

$$t_{пр} = \frac{S_{пр}}{V_{пр}} + t_{зап.}$$

Время руления от предварительного до исполнительного старта

$$t_{исп} = \frac{S_{исп}}{V_{исп}}.$$

На основании полученных данных рассчитывается необходимое время запуска двигателей по формуле

$$T_{зап} = T_{взл} - (t_{зап} + t_{пр} + t_{исп} + t_k),$$

где $T_{взл}$ — время взлета,

$t_{зап}$ — время на запуск и опробование двигателей на стоянке или предстартовой площадке,

$S_{пр}$ — длина пути от стоянки до предварительного старта,

$S_{исп}$ — длина пути от предварительного до исполнительного старта,

$V_{пр}$ — скорость руления на предварительный старт,

$V_{исп}$ — скорость руления на исполнительный старт,

t_k — время проверки готовности к взлету согласно контрольной карте.

Разрешение на занятие исполнительного старта дается при условии обеспечения безопасности выруливания.

Если взлет производится за взлетающим воздушным судном, разрешение на занятие исполнительного старта может быть дано в момент начала движения взлетающего воздушного судна.

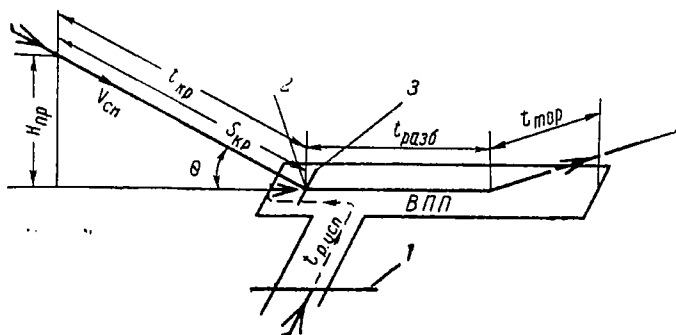
Для взлета после посадки очередного воздушного судна разрешение на занятие исполнительного старта может быть дано в момент прохода приземлившимся самолетом места сопряжения рулежной дорожки, по которой будет выруливать на исполнительный старт вылетающий самолет. Для взлета перед воздушным судном, заходящим на посадку, разрешение на занятие исполнительного старта может быть дано, если между выруливающим и заходящим на посадку воздушными судами обеспечивается безопасный интервал:

$$t_{без} \geq t_{кр} + t_{ВПП},$$

где $t_{кр}$ — критическое время полета воздушного судна, заходящего на посадку, от точки на высоте принятия решения до точки приземления;

$t_{впп}$ — время занятия ВПП вылетающим воздушным судном от начала руления с предварительного старта до момента пролета торца ВПП после взлета.

Порядок расчета $t_{бвп}$ рассмотрим с помощью схемы, приведенной на рис. 7.2.



7.2. Схема движения вылетающего воздушного судна перед судном, заходящим на посадку:

1—линия предварительного старта; 2—точка приземления; 3—исполнительный старт

Как показано на схеме, разрешение на выруливание с предварительного на исполнительный старт в данном случае дается из расчета: в момент, когда вылетающий самолет достигнет торца ВПП, воздушное судно, заходящее на посадку, должно находиться не ближе точки, расположенной на высоте принятия решения.

Время полета от критической точки на высоте принятия решения $H_{п.р.}$ до точки приземления (см. рис. 7.2)

$$t_{кр} = \frac{S_{кр}}{V_{сн}}$$

Но расстояние от критической точки до точки приземления, проходимое самолетом,

$$S_{кр} = \frac{H_{п.р.}}{\sin \theta_{г.л.}}$$

Тогда

$$t_{кр} = \frac{H_{п.р.}}{V_{сн} \cdot \sin \theta_{г.л.}}$$

где $\theta_{г.л.}$ — угол наклона глissады планирования к горизонту.

Время занятия ВПП складывается из следующих слагаемых:

$$t_{\text{ВПП}} = t_{\text{р. исп}} + t_{\text{к}} + t_{\text{разб}} + t_{\text{тор}}.$$

Время руления с предварительного на исполнительный старт $t_{\text{р. исп}}$ определено при расчете $T_{\text{зап}}$.

Время проверки готовности к взлету согласно карты $t_{\text{к}}$ определяется как среднестатистическая величина по результатам хронометража и задается для каждого типа воздушного судна.

Время разбега

$$t_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}}{I_{\text{ср. разб}}}.$$

Время полета с момента отрыва (окончания разбега) до торца ВПП

$$t_{\text{тор}} = \frac{V_{\text{взл}} - V_{\text{отр}}}{I_{\text{ср. разб}}}.$$

После подстановки получим:

$$t_{\text{без}} = \frac{H_{\text{п.р}}}{V_{\text{сн}} \sin \theta} + \frac{S_{\text{исп}}}{V_{\text{р. исп}}} + t_{\text{к}} + \frac{V_{\text{отр}}}{I_{\text{ср. разб}}} + \frac{V_{\text{взл}} - V_{\text{отр}}}{I_{\text{ср. разб}}},$$

где $H_{\text{п.р}}$ — высота принятия решения, как элемент минимума при посадке, установленная на данном аэродроме для рассматриваемого типа самолета,

$V_{\text{сн}}$ — скорость снижения на предпосадочной прямой,

$\theta_{\text{гл}}$ — угол наклона глиссады,

$V_{\text{отр}}$ — скорость отрыва при взлете,

$I_{\text{ср. разб}}$ — среднее ускорение разбега от начала движения воздушного судна до отрыва,

$V_{\text{взл}}$ — взлетная скорость в момент прохода торца ВПП,

$I_{\text{ср. разг}}$ — среднее ускорение разгона на участке от точки отрыва до торца ВПП.

Методика расчета безопасного интервала при выруливании вылетающего воздушного судна перед судном, заходящим на посадку, рассмотрена в работах ГосНИИ ГА для разных типов самолетов и различных схем сопряжения рулежных дорожек с ВПП.

С целью упрощения работы диспетчеров значения $t_{\text{без}}$ для эксплуатируемых типов воздушных судов и заданных условий захода на посадку, выруливания и взлета могут быть предварительно рассчитаны, сведены в таблицу или введены в память вычислительного устройства, используемого в системе УВД.

При большой интенсивности воздушного движения по воздушным трассам может сложиться ситуация, когда свободные эшелоны отсутствуют. В этих условиях возможно, что более скоростному самолету, вылетающему за менее скоростным по одному маршруту, задается один и тот же эшелон. Более скоростной самолет будет нагонять менее скоростной, поэтому сокращается дистанция между ними до значений менее допустимых. Предотвращение опасного сближения в этом случае может быть обеспечено задержкой вылета более скоростного воздушного судна.

Порядок расчета времени взлета более скоростного самолета за менее скоростным, при полете по одному маршруту, на одном эшелоне, рассмотрим с помощью схемы (рис. 7.3). С аэродрома A , по маршруту ABC в момент $T_{взл1}$, взлетел самолет, имеющий путевую скорость W_1 . В момент $T_{взл2}$ с этого же аэродрома должен взлететь самолет, имеющий путевую скорость $W_2 > W_1$. Маршрут полета второго самолета ABD до точки B — общий для обоих воздушных судов. Высота полета у обоих самолетов — одинаковая. Второй самолет будет догонять первый, сближаясь с ним. Рассчитать время взлета второго самолета, при котором к моменту его прохода над пунктом B временная дистанция между самолетами будет не менее заданной $t_{без}$.

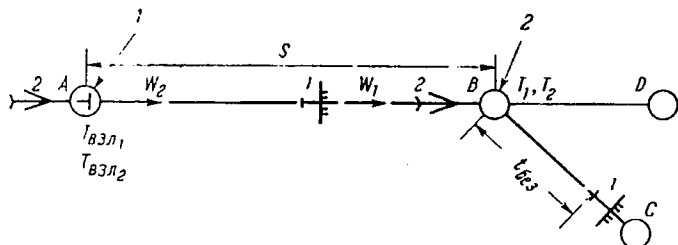


Рис. 7.3. Схема движения воздушных судов с различными скоростями, по общему маршруту, на одном эшелоне:

1 — аэродром вылета; 2 — конечный пункт общего маршрута полета

Время пролета пункта B первым и вторым самолетами

$$T_1 = T_{взл1} + \frac{S}{W_1};$$

$$T_2 = T_{взл2} + \frac{S}{W_2}.$$

По заданному условию пролета пункта B

$$T_2 - T_1 = t_{без},$$

$$t_{без} = T_{взл2} + \frac{S}{W_2} - T_{взл1} - \frac{S}{W_1};$$

$$T_{взл_2} = T_{взл_1} + \frac{S}{W_1} - \frac{S}{W_2} + t_{без.}$$

Время взлета более скоростного самолета

$$T_{взл_2} = T_{взл_1} + \frac{S(W_2 - W_1)}{W_1 \cdot W_2} + t_{без.} \quad (7.1)$$

При регулировании движения воздушных судов на аэродроме в таком случае время запуска двигателей второго самолета должно определяться из значения $T_{взл_2}$, рассчитанного по формуле (7.1).

7.2. РЕГУЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ПРИЛЕТЕВШИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА АЭРОДРОМЕ

Движение прилетевших воздушных судов на аэродроме регулируется с момента приземления до момента заруливания на стоянку или перрон и выключения двигателей.

Путь прилетевшего воздушного судна после посадки разделяется на 2 участка (см. рис. 7.1): от точки приземления до границы боковой (концевой) полосы безопасности в момент освобождения ВПП; от границы боковой (концевой) полосы безопасности до стоянки или указанного места на перроне.

В соответствии с принятой технологией регулирование движения прилетевшего воздушного судна на аэродроме осуществляют:

— диспетчер стартового диспетчерского пункта — на первом участке;

— диспетчер руления или диспетчер диспетчерского пункта подхода в зависимости от условий, сложившихся на данном аэродроме, — на втором участке.

В крупных аэропортах с разветвленной сетью рулежных дорожек и стоянок при высокой интенсивности движения воздушных судов на аэродроме используются сопровождающие.

Схема движения прилетевшего воздушного судна по аэродрому показана на рис. 7.1.

При регулировании движения приземлившихся самолетов решаются следующие основные задачи:

— освобождение ВПП в кратчайшее время для повышения пропускной способности аэродрома;

— выбор оптимального маршрута руления в зависимости от направления посадки, расположения, состояния и занятости РД;

— обеспечение безопасности движения рулящих воздушных судов, особенно при пересечении ВПП и взаимодействии с потоком вылетающих самолетов;

— обеспечение прибытия на стоянку и выключения двигателей во время, предусмотренное расписанием.

Прилетевшие воздушные суда по аэродрому передвигаются только на тяге двигателей.

Порядок руления и правила регулирования движения прилетевших воздушных судов по аэродрому определяются теми же документами, что и порядок регулирования движения вылетающих судов.

В связи с тем, что после освобождения или пересечения ВПП прилетевшие воздушные суда практически не взаимодействуют с судами, выполняющими взлет или посадку, задача регулирования их движения на аэродроме упрощается.

Процесс регулирования движения прилетевших воздушных судов на аэродроме, с момента приземления до остановки двигателей на стоянке или перроне, складывается из следующих операций:

указание экипажам РД, по которым они должны двигаться при освобождении ВПП после приземления; сообщение экипажам маршрутов руления и места остановки на перроне или стоянке; контроль за движением воздушных судов по заданным маршрутам визуально и с помощью специальных РЛС и обеспечение безопасности движения; прием докладов о занятии заданных мест на стоянке (перроне) и выключении двигателей.

Время прибытия и регулярность выполнения рейсов определяются согласно существующей методике по времени выключения двигателей на стоянке (перроне).

Для обеспечения регулярности выполнения рейсов диспетчеры, регулирующие движение воздушных судов после приземления, должны рассчитывать время, оставшееся на руление. При заданном времени прибытия по расписанию $T_{\text{приб}}$ и зарегистрированном времени посадки $T_{\text{пос}}$ время руления

$$t_{\text{рул}} = T_{\text{приб}} - T_{\text{пос}}.$$

При известной средней скорости руления $V_{\text{рул}}$ воздушное судно за время $t_{\text{рул}}$ должно пройти путь после посадки $S_{\text{п.п}}$ (см. рис. 7.1). Поэтому

$$t_{\text{рул}} = \frac{S_{\text{п.п}}}{V_{\text{рул}}}. \quad (7.2)$$

Из приведенной формулы (7.2) следует, что потребное для регулярного прибытия время руления $t_{\text{рул}}$ может быть получено за счет изменения пути $S_{\text{п.п}}$, который проходит воздушное судно после посадки.

Следовательно, при выборе маршрута руления диспетчеры, регулирующие движение воздушных судов после посадки, могут создать условия для прибытия воздушного судна на перрон (стоянку) по расписанию.

ГЛАВА 8

РЕГУЛИРОВАНИЕ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

8.1. ЗАДАЧИ И ВИДЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Регулирование воздушного движения осуществляется в процессе выполнения полета с момента начала разбега воздушного судна при взлете до момента его приземления.

Под регулированием воздушного движения понимают воздействие на движение воздушных судов с целью обеспечения их перемещения по заданным до вылета или откорректированным в полете программам (траекториям).

Регулирование воздушного движения осуществляется на основе информации о положении и параметрах движения воздушных судов относительно заданных программ.

Заданная программа движения воздушного судна определяется для установленных исходных данных, к которым относятся:

истинные скорости полета по этапам, маршруты полета, высоты полета по этапам, направление и скорость ветра, вертикальные скорости набора и снижения и ряд других исходных данных.

В полете на воздушные суда воздействуют внешние возмущения, а фактический режим полета может отличаться от расчетного. Поэтому действительные направления и скорости полета воздушного судна не всегда соответствуют заданной программе.

Помимо этого взлет воздушного судна может быть задержан или произведен ранее расчетного времени; в некоторых случаях воздушные суда направляются на запасные аэродромы или возвращаются на аэродромы вылета. По этим причинам воздушные суда могут двигаться по фактическим траекториям, которые отличаются от заданных программ как по месту, так и по времени.

Обеспечение безопасности, регулярности и экономичности воздушного движения в условиях непрерывно меняющейся обстановки достигается регулированием воздушного движения во времени и пространстве.

Как отмечено ранее, программа (траектория) движения воздушного судна задается до вылета или определяется непосредственно в полете. В первом случае программная траектория привязана к известной до вылета трассе или маршруту полета и называется «жесткой» траекторией. Во втором случае траектория выбирается в ходе полета и ее принято называть «свободной» траекторией.

«Жесткие» траектории широко используются при регулировании воздушного движения по трассам, где режимы полета сравнительно стабильны. «Свободные» траектории применяются в процессе регулирования движения воздушных судов в границах зон подхода.

Гибкость «свободных» траекторий при полетах с переменными режимами позволяет значительно повысить пропускную способность зон УВД и обеспечить безопасность воздушного движения при его высокой интенсивности.

Сложное движение центра масс воздушного судна по траектории можно представить в виде его перемещения в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Поэтому регулирование движения воздушного судна в пространстве также можно представить в форме регулирования в двух плоскостях.

В вертикальной плоскости регулирование осуществляется по дальности (времени), высоте, поступательной и вертикальной скоростям полета.

В горизонтальной плоскости движение воздушных судов регулируется по направлению полета, исходя из величины боковых уклонов от заданной траектории.

Задача регулирования воздушного движения сводится к совмещению во времени и пространстве фактических траекторий движения воздушных судов с заданными, «жесткими» или «свободными» траекториями, которые являются программами движения на каждом этапе полета. В процессе решения этой задачи известна исходная информация об управляемых воздушных судах к моменту $t = t_1$.

По исходной информации должно быть определено регулирующее воздействие в виде функции времени $U = U(t)$, при $t \geq t_1$, которое переводит воздушное судно в новое заданное состояние к моменту окончания регулирующего воздействия $t = t_2$.

Во всех случаях качество регулирования должно удовлетворять критериям безопасности, регулярности и экономичности полетов.

При движении воздушных судов в трехмерном пространстве возможны их отклонения от заданной программы по дальности, высоте и направлению. Поэтому для совмещения фактических траекторий с заданными применяются три вида регулирования воздушного движения: по дальности или времени пролета контрольных рубежей (пунктов); по высоте; по направлению.

В зависимости от характера отклонений и сложившейся обстановки движение воздушного судна может регулироваться одновременно по одному, двум или трем параметрам.

Процесс регулирования воздушного движения в неавтоматизированных и автоматизированных системах УВД основан на непрерывном взаимодействии регулирующего (управляющего) органа с объектом регулирования и строится по структурной схеме, приведенной на рис 8.1.

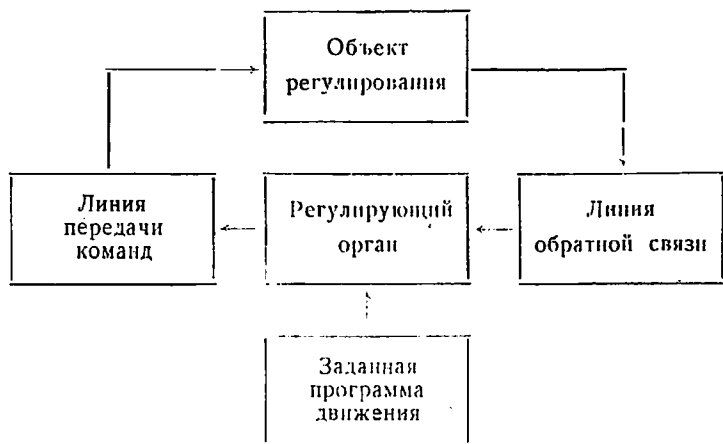


Рис. 8.1. Структурная схема процесса регулирования воздушного движения

В случаях, когда осуществляется одновременное регулирование движения нескольких воздушных судов, соответственно увеличивается число одиночных замкнутых контуров при неизменной структуре процесса регулирования.

Применительно к регулированию воздушного движения в любой зоне УВД элементами структурной схемы (см. рис. 8.1) являются:

объекты регулирования (воздушные суда); регулирующие органы (диспетчерские пункты); программа движения (суточный план полетов или откорректированная программа движения, выработанная непосредственно в процессе регулирования); линия обратной связи (технические средства контроля воздушного движения, используемые в процессе регулирования); линия передачи команд (технические средства, обеспечивающие связь диспетчерских пунктов с экипажами воздушных судов).

При неизменной общей структуре содержание процесса регулирования воздушного движения в значительной степени зависит от характеристики управляемых потоков воздушных судов и особенностей зон УВД.

Рассмотрим характеристику потоков воздушных судов в основных зонах УВД и их особенности, которые должны учитываться при регулировании воздушного движения.

8.2. ХАРАКТЕРИСТИКА ПОТОКОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В РАЙОНАХ АЭРОДРОМОВ, АЭРОДРОМНЫХ УЗЛОВ И ВОЗДУШНЫХ ЗОН КРУПНЫХ ЦЕНТРОВ

Процесс регулирования воздушного движения в любой зоне УВД строится с учетом характеристики потоков воздушных судов в границах данной зоны.

Воздушное пространство страны, в котором выполняются полеты и регулируется движение воздушных судов гражданской авиации, разделяется на зоны УВД по принципам, рассмотренным в главе 1. Эти зоны могут быть объединены в две группы, каждая из которых характеризуется общностью условий полета, требований к системе УВД и близостью решаемых задач.

К первой группе относятся: районы аэродромов (РА), аэродромно-узловые зоны (АУЗ) и воздушные зоны крупных центров (ВЗКЦ).

Вторая группа объединяет: воздушные трассы (союзные и международные), местные воздушные линии, маршруты внетрассовых полетов.

Пространство, в которое входит вторая группа зон УВД, находится за пределами районов аэродромов, АУЗ и ВЗКЦ, поэтому его называют внеаэродромной зоной (ВАЗ).

Проанализируем характеристику потоков воздушных судов, выполняющих полеты в первой группе зон, которая объединяет РА, АУЗ и ВЗКЦ.

Первая группа зон УВД по своей характеристике значительно отличается от второй.

Размеры РА, АУЗ и ВЗКЦ сравнительно невелики, а их радиусы колеблются в пределах от 60 до 150 км. Все пространство этих зон контролируется с помощью радиолокационных средств УВД, используемых диспетчерскими пунктами.

Как показано на рис. 8.2, в границах РА, АУЗ и ВЗКЦ выполняют полеты четыре потока воздушных судов: вылетающие, прилетающие, пролетающие и воздушные суда, выполняющие полеты в границах РА, АУЗ и ВЗКЦ.

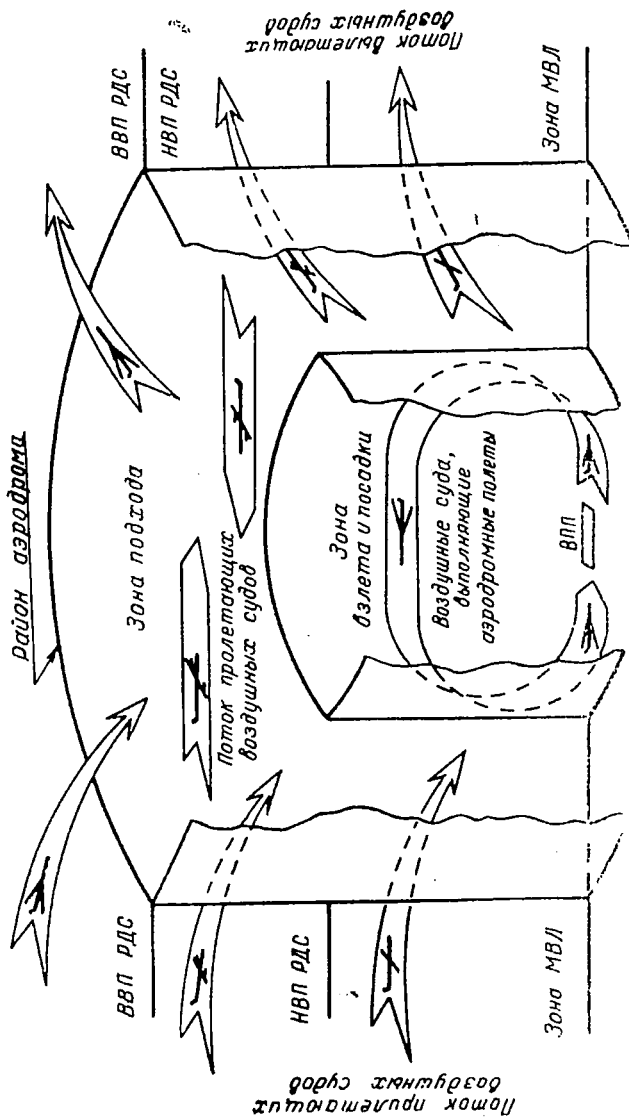


Рис. 8.2. Схема потоков воздушных судов в границах района аэродрома

Несмотря на особенности, присущие каждому из потоков, их регулирование — единый, неразрывный процесс и осуществляется в одном масштабе времени. Из четырех перечисленных потоков для района аэродрома, АУЗ и ВЗКЦ основными по объему являются два первых.

Для потока вылетающих воздушных судов характерна упорядоченность и высокая степень соответствия между фактическими и запланированными траекториями и временами начала движения. Процесс регулирования для этого потока только начинается; время для накопления ошибок за счет неточного выдерживания режима полета, влияние ветра и неточности управления невелико, поэтому и отклонения воздушных судов от заданных траекторий в пространстве и времени, как правило, незначительны.

Движение воздушных судов в РА, АУЗ и ВЗКЦ характеризуется следующими особенностями:

высокой интенсивностью движения в ограниченном пространстве, что приводит к большой загруженности этих зон; ограниченной свободой маневра воздушных судов по направлению, высоте и дальности; траектории прилетающих воздушных судов сходятся, а вылетающих расходятся от центра этих зон и пересекаются между собой, а также и с потоком пролетающих судов; кратковременностью пребывания воздушных судов в границах этих зон.

Для указанных зон характерны неустановившиеся режимы полета и непрерывно изменяющиеся параметры движения воздушных судов.

В целях достижения высокой пропускной способности РА, АУЗ и ВЗКЦ система УВД должна обеспечить минимальные задержки воздушных судов, выполнение снижений, набора высоты и предпосадочного маневра по оптимальным траекториям.

На первый взгляд можно предположить, что при наличии программы воздушного движения (суточного плана полетов) решение перечисленных задач не представляет трудностей. Однако по ряду причин некоторое число воздушных судов не может точно реализовать программы полёта в РА, АУЗ и ВЗКЦ, заданные до вылета. Наиболее типичные отклонения от программ движения в этих зонах — задержки при вылетах, опоздания с прибытием, окончанием предпосадочного маневра или посадки по метеословиям и другим причинам.

Приведем статистические данные об отклонениях фактического времени вылетов от заданного (задержки и вылеты ранее расписания) в аэропортах Внуково, Ленинград и Киев — Борисполь (рис. 8.3).

Гистограммы построены по результатам, полученным вычислительным центром Рижского института инженеров гражд.

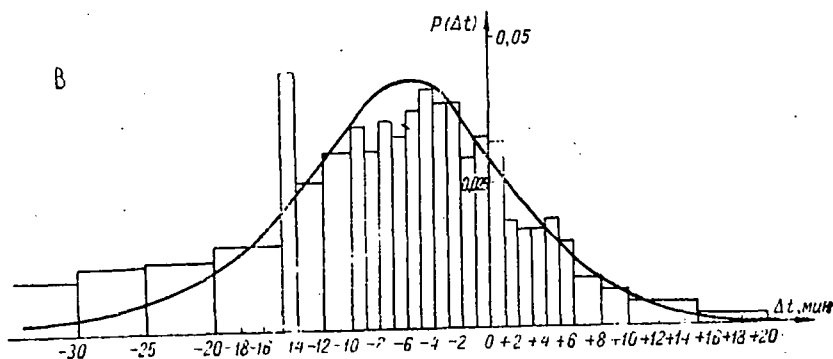
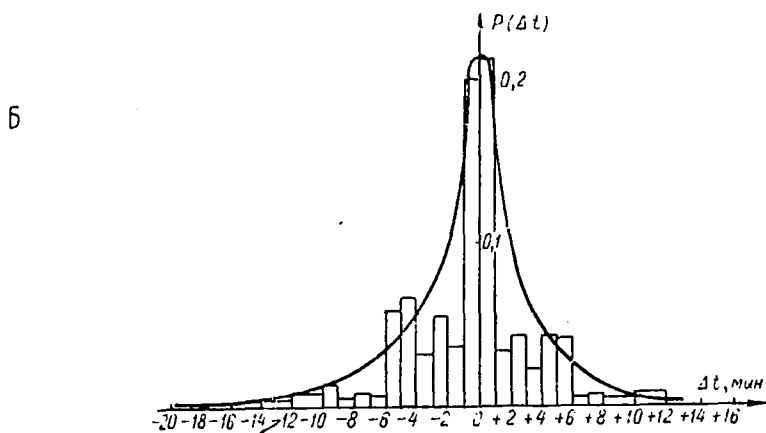
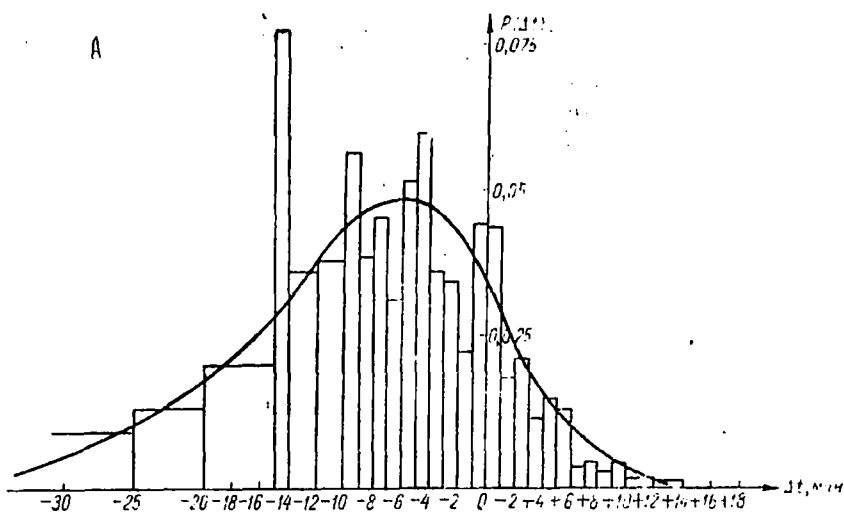


Рис. 8.3. Гистограммы распределения задержки вылетов в аэропортах:
 А—Внуково; Б—Ленинград; В—Киев (знак „минус“ соответствует вылетам с опозданием по отношению к плану)

данской авиации [16] при обработке статистических данных о вылетах из аэропортов Внуково, Киев и Ленинград.

Характер гистограмм показывает, что большинство воздушных судов (90—95%) вылетает с отклонением относительно суточного плана (расписания). Распределение отклонений от заданных моментов вылета близко к нормальному закону и имеет следующие характеристики: математическое ожидание $M(\Delta t) = 8$ мин; среднеквадратическое отклонение $\sigma(\Delta t) = 10—15$ мин.

При отклонениях фактического времени вылета и прилета от запланированного неизбежно паложение и взаимное влияние потоков вылетающих и прилетающих воздушных судов, а следовательно, возникновение конфликтных ситуаций.

Анализ гистограмм (см. рис. 8.3, А, Б, В), характеризующих воздушное движение в границах РА, АУЗ и ВЗКЦ, позволяет сделать вывод о возможности значительного отклонения фактического времени вылета, прилета и пролета от планируемого.

На примере района аэродрома (рис. 8.4) приведена общая последовательность операций при регулировании движения четырех потоков воздушных судов, выполняющих полеты в РА, АУЗ и ВЗКЦ. Эта последовательность отражена в технологии работы диспетчеров и заложена в алгоритм функционирования систем УВД.

8.3. ХАРАКТЕРИСТИКА ПОТОКОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В РАЙОНЕ ДИСПЕТЧЕРСКОЙ СЛУЖБЫ

Для решения задач УВД пространство внеаэродромной зоны разделено на районы диспетчерской службы (РДС). Размеры РДС в плане велики и в диаметре могут достигать тысячи километров и более.

Так как потоки воздушных судов в границах каждого РДС по структуре идентичны, целесообразно рассмотреть характеристику этих потоков в ВАЗ на примере одного РДС.

В границах РДС выполняют полеты воздушные суда всех ведомств, а также иностранные самолеты при их движении по международным воздушным трассам и разрешенным маршрутам.

С точки зрения распределения, в пространстве внеаэродромной зоны все воздушные суда, движущиеся в границах РДС, разделяются на четыре объединенных потока: по союзным и международным воздушным трассам; по местным воздушным линиям; поток воздушных судов, выполняющих вне-трассовые полеты; поток судов, производящих полеты по ПАНХ.

Регулирование движения ВС в районе аэродрома

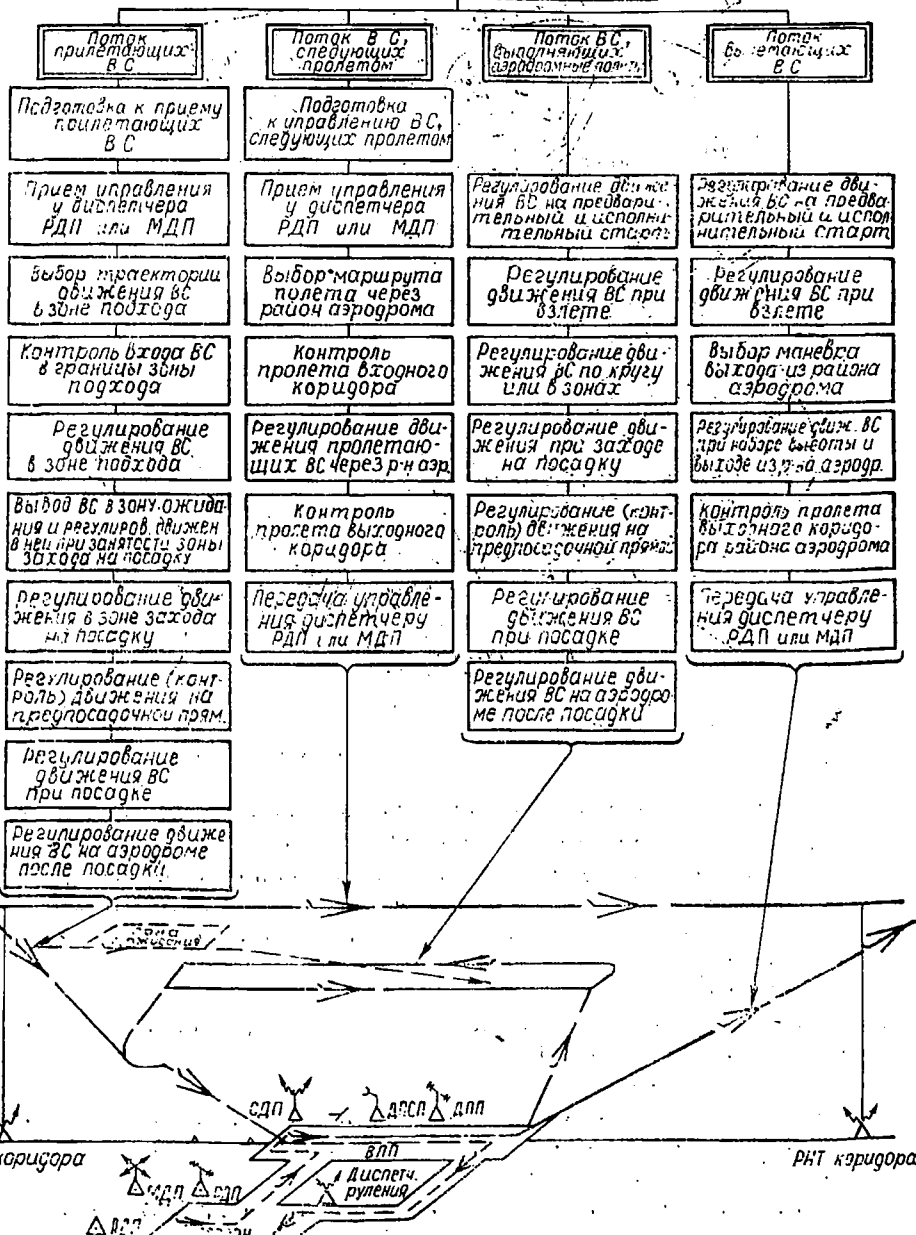


Рис. 8.4. Последовательность операций регулирования движения четырех потоков воздушных судов в районе аэродрома

Схема потоков воздушных судов в границах РДС приведена на рис. 8.5.

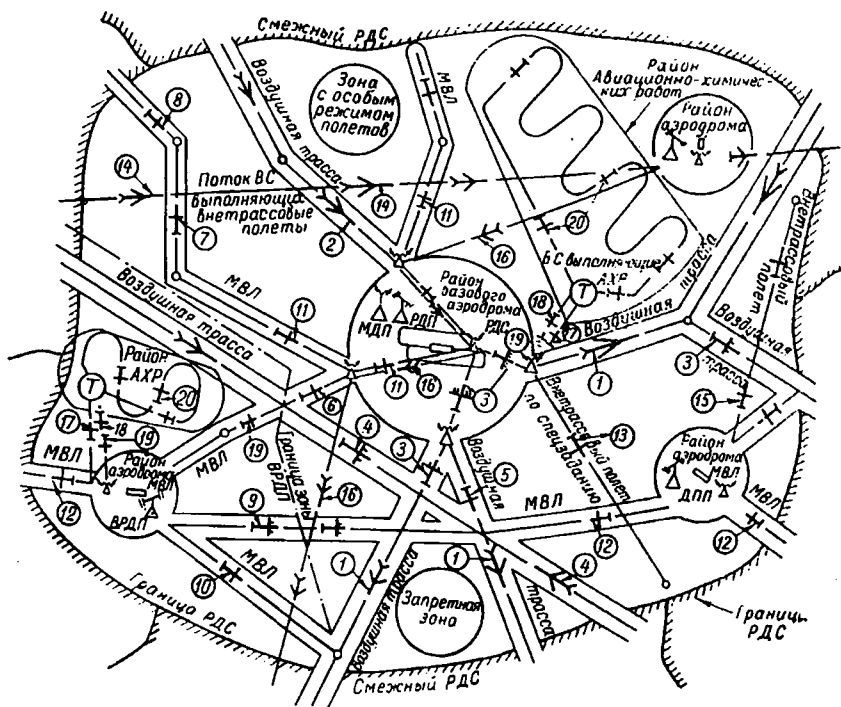


Рис. 8.5. Схема потоков воздушных судов в границах РДС в плане (цифры в кружках обозначены на рис. 8.6)

Для анализа четырех потоков воздушных судов в ВАЗ рассмотрим их структуру, приведенную на рис. 8.6.

Каждый из потоков отличается особенностями, которые должны учитываться диспетчерами районных (РДП) и местных диспетчерских пунктов (МДП), регулирующих воздушное движение в границах РДС и в зоне местных воздушных линий (МВЛ).

Из четырех потоков воздушных судов в границах РДС основными, по объему, являются потоки по воздушным трассам и местным воздушным линиям.

Перечень частных потоков воздушных судов, входящих в состав указанных объединенных потоков, приведен в структурной схеме (рис. 8.6).

Внутрирассовые полеты по маршрутам за пределами воздушных трасс и МВЛ для самолетов гражданской авиации —

ПОТОКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ГРАНИЦАХ РДС

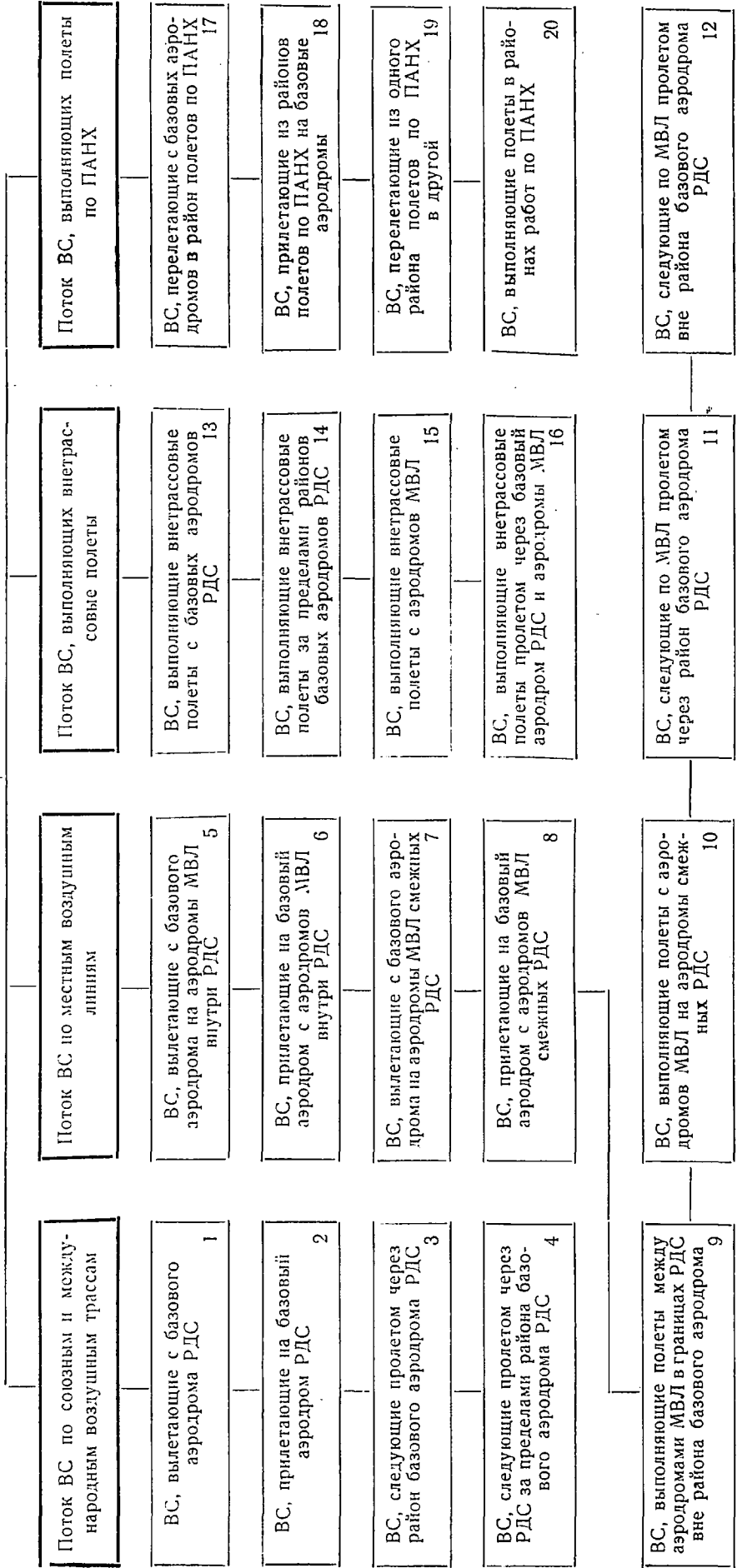
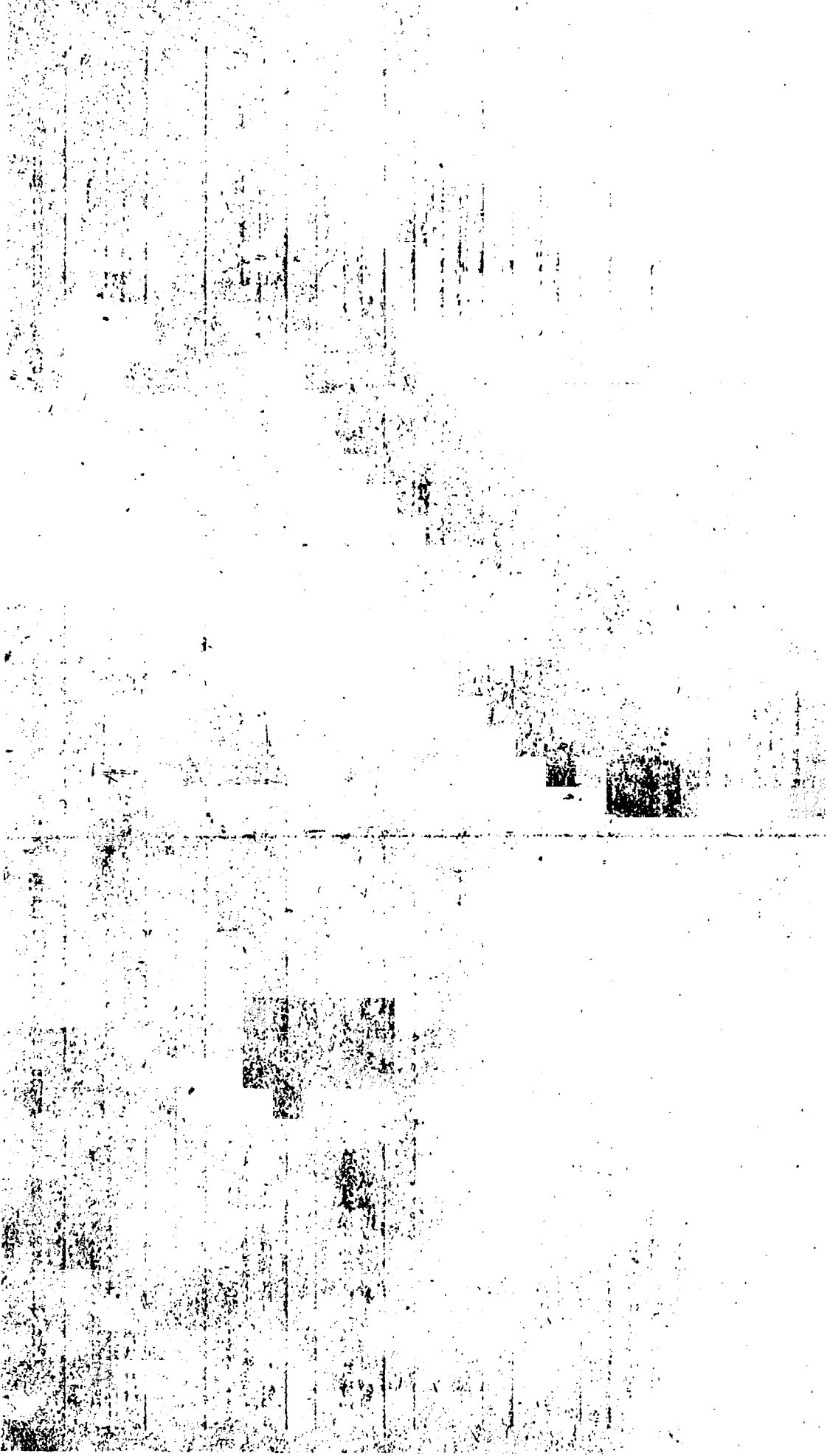


Рис. 8.6. Потоки воздушных судов в границах РДС (цифры на схеме соответствуют маркировке потоков воздушных судов, показанных на рис. 8.5)



эпизодические и применяются обычно в случаях, когда не представляется возможность выполнить полет по существующим трассам и МВЛ. Для летательных аппаратов других ведомств этот вид полетов — основной.

В соответствии с требованиями НПП ГА-71 и руководств по отдельным видам работ управление полетами воздушных судов в районах полетов по ПАНХ осуществляется представителями командного состава подразделений ГА (авиахим-работы, обслуживание лесного хозяйства и др.). Управление движением воздушных судов в этих районах обычно не входит в задачи службы движения.

При перелетах воздушных судов с аэродромов базирования в районы полетов по ПАНХ управление воздушным движением всегда обеспечивают органы службы движения. Поэтому при решении задач УВД полагают, что четвертый объединенный поток (см. рис. 8.6) составляют воздушные суда:

перелетающие с базовых аэродромов в районы полетов по ПАНХ; прилетающие из районов полетов по ПАНХ на базовые аэродромы; перелетающие из одного района полетов по ПАНХ в другой; выполняющие полеты в районах работ по ПАНХ в случаях, когда УВД на этих работах осуществляют органы службы движения (позеты по оказанию медицинской помощи населению и др.).

Условия и характер полетов воздушных судов по воздушным трассам, МВЛ и маршрутам внутрассовых полетов в границах РДС существенно отличаются от полетов в РА, АУЗ и ВЗКЦ.

Основные особенности воздушного движения в границах РДС: стабильность режимов полетов воздушных судов на больших участках воздушных трасс и маршрутов; значительное время пребывания управляемых воздушных судов в границах РДС при большой протяженности трасс и маршрутов полета; медленное изменение характера потоков воздушных судов в границах РДС; усложнение контроля воздушного движения при больших удалениях воздушных судов от диспетчерских пунктов.

При полетах по воздушным трассам, МВЛ и маршрутам внутрассовых полетов решаются задачи регулирования движения воздушных судов:

вылетающих с аэродромов своего РДС на аэродромы смежных РДС; прилетающих из смежных РДС на аэродромы своего РДС; выполняющих полеты в границах РДС; следующих через РДС пролетом.

Из четырех перечисленных групп воздушных судов основными по объему, как правило, являются: воздушные суда, вылетающие из РА, АУЗ и ВЗКЦ своего РДС, следующие в

смежные РДС и образующие выходящий поток; воздушные суда, прибывающие из смежных РДС в РА, АУЗ и ВЗКЦ своего РДС и образующие входящий поток.

Выходящий поток, к моменту входа в границы РДС из выходящих коридоров РА, АУЗ и ВЗКЦ, отличается упорядоченностью по времени и месту в соответствии с заданной программой воздушного движения.

Входящий поток, поступающий из смежных районов диспетчерской службы в момент пересечения границ РДС менее упорядочен. Воздушные суда этого потока поступают в границы РДС в случайные моменты времени, которые могут значительно отличаться от расчетных. Поэтому входящий поток является случайным. Этот поток взаимодействует с выходящим потоком в местах схождения и пересечения траекторий воздушных судов каждого из потоков, что может привести к конфликтным ситуациям.

Одна из наиболее ответственных задач регулирования воздушного движения в РДС — задача упорядочения входящего потока и превращение его из случайного в регулярный.

Выходящий и входящий потоки движутся по воздушным трассам и МВЛ на заданных эшелонах и их траектории в этот период, как правило, не пересекаются.

Точками сближения и пересечения траекторий воздушных судов, входящих в эти потоки, являются: зоны, прилегающие к коридорам РА, АУЗ и ВЗКЦ, где траектории прилетающих и вылетающих воздушных судов сближаются и пересекаются в плане и по высоте; зоны пересечения и схождения воздушных трасс (МВЛ); участки воздушных трасс, МВЛ и маршрутов внетрассовых полетов, на которых производится снижение или набор высоты.

При регулировании движения выходящего и входящего потоков воздушных судов в границах РДС каждый РДП тесно взаимодействует с диспетчерскими пунктами подхода РА, АУЗ и ВЗКЦ, а также с РДП смежных РДС.

Качество регулирования движения воздушных судов в смежных зонах оказывает значительное влияние на характеристики выходящего и входящего потоков и условия регулирования воздушного движения в границах РДС.

Ранее отмечено, что наиболее сложные условия для регулирования воздушного движения в границах РДС складываются в зонах сближения и пересечения траекторий воздушных судов.

Рассмотрим структуру потоков и особенности регулирования воздушного движения в этих зонах.

На рис. 8.7 приведены четыре варианта схем организации движения воздушных судов через коридоры РА, АУЗ и ВЗКЦ.

В границах коридоров А и В (рис. 8.7, I и 8.7, II) установлено двухстороннее движение, при котором входящий и выходящий потоки воздушных судов перемещаются на встречных курсах. В случае I от коридора А отходит только одна воздушная трасса. Траектории входящих и выходящих воздушных судов пересекаются в зоне 1, ширина которой равна ширине трассы.

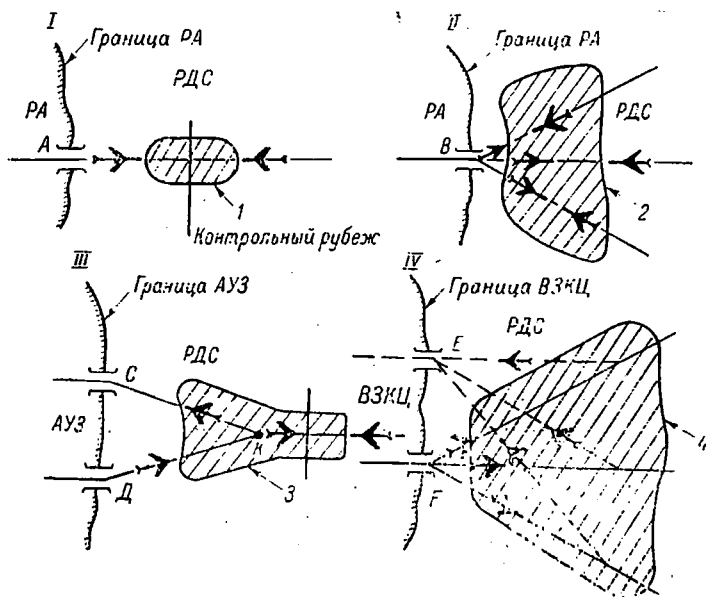


Рис. 8.7. Схема движения выходящего и входящего потоков через коридоры РА, АУЗ и ВЗКЦ:

I, II, III, IV – случаи движения; 1, 2, 3, 4 – зоны сближения

От коридора В (см. рис. 8.7, II) отходят три воздушных трассы. Траектории входящих и выходящих судов пересекаются в зоне 2, которая имеет значительный объем.

В случае III сектор АУЗ имеет коридоры С и Д с разделенным движением и от него отходит одна воздушная трасса. Выходящий и входящий потоки сходятся в точке К на воздушной трассе. Пересечение и сближение траекторий воздушных судов возможно в границах зоны 3.

Сектор ВЗКЦ (см. рис. 8.7, IV) имеет коридоры Е и Ф с разделенным движением. От сектора ВЗКЦ отходит несколько воздушных трасс. Сближение и пересечение потоков воздушных

ных судов наблюдается в границах зоны 4, имеющей довольно значительный объем.

Особенностью движения воздушных судов в зонах 1, 2, 3, 4 является то, что набор высоты выходящим потоком к этому моменту, как правило, закончен, а снижение прилетающих воздушных судов обычно продолжается. Поэтому для большинства воздушных судов, следующих в границах этих зон, траектории сближаются и пересекаются.

В случаях, когда заданный контрольный рубеж (см. рис. 8.7, 1) встречные воздушные суда проходят на одной высоте, функция, характеризующая безопасность движения для данной пары судов, будет иметь вид:

$$F_{i,j_{k,p}} = (t_{i_{k,p}} - t_{j_{k,p}}) < \tau_{k,p} - \text{требования безопасности не удовлетворены,}$$

$$F_{i,j_{k,p}} = (t_{i_{k,p}} - t_{j_{k,p}}) \geq \tau_{k,p} - \text{требования безопасности удовлетворены,}$$

где $F_{i,j_{k,p}}$ — функция, характеризующая безопасность движения при прохождении i и j самолетов через контрольный рубеж,

$t_{i_{k,p}}$ и $t_{j_{k,p}}$ — заданные времена прохода i и j самолетов через контрольный рубеж,

$\tau_{k,p}$ — заданный безопасный временной интервал прохождения воздушных судов выходящего и входящего потоков через контрольный рубеж.

Местоположение точек возможных пересечений траекторий воздушных судов в пространстве не фиксировано и зависит от многих факторов: летно-технических данных самолетов, схемы набора высоты для выходящего потока, схемы предстоящего маневра захода на посадку для входящего потока, метеоусловий, эшелонов полета, расположения коридоров.

Предусмотреть все эти факторы при разработке программы воздушного движения в РДС крайне затруднительно вследствие случайности характера входящего потока. Аналитическое выражение условий безопасности для зон пересечения траекторий множества воздушных судов оказывается громоздким и его реализация очень сложна.

Для обеспечения безопасности воздушного движения в рассматриваемых зонах целесообразно использовать два метода.

Первый метод сводится к выделению ограниченной области пространства, в которой возможны пересечения траекторий входящего и выходящего потоков. В границах этой области должны находиться точки начала снижения и окончания набора высоты всех проходящих по трассе самолетов. Тогда

условием безопасности можно считать отсутствие в данной области снижающегося самолета при наличии самолета, набирающего высоту, и наоборот. Следует учесть, что при использовании этого метода снижается пропускная способность воздушных трасс.

Второй метод реализуется непосредственно в процессе регулирования воздушного движения в зоне вероятного пересечения траекторий. При этом диспетчер, наблюдая за самолетами входящего и выходящего потоков, экстраполирует точки возможных сближений (пересечений траекторий) и решает задачу разводки самолетов в реально сложившихся условиях. Этот метод не снижает пропускной способности воздушной трассы, не требует предварительного расчета положения и размеров зоны пересечения траекторий самолетов и широко применяется в практике.

За пределами зон 1, 2, 3 и 4 (см. рис. 8.7) расположены области полета по воздушным трассам на заданных эшелонах.

Рассмотрим основные условия безопасности для самолетов, движущихся в РДС по трассам на своих эшелонах. Конфликтные ситуации в этой части ВАЗ возможны в следующих случаях (рис. 8.8): в точках пересечения (O_1 и O_2) и схождения (O_3 и O_4) трасс; при движении по одной трассе, на одном эшелоне самолетов, имеющих различные скорости полета (зона O_5).

В соответствии с характеристикой потоков воздушных судов в РА, АУЗ, ВЗКЦ и РДС выбираются наиболее эффективные методы регулирования воздушного движения в каждой из рассматриваемых зон УВД.

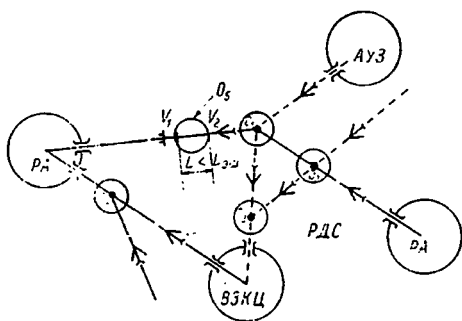


Рис. 8.8. Распределение зон конфликтных ситуаций в границах РДС при полетах на заданных эшелонах

8.4. МЕТОДЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Под методом регулирования воздушного движения понимают принятую систему воздействия регулирующего (управляющего) органа на движение воздушных судов с целью обеспечения их перемещения по заданным до вылета или разработанным в ходе полета программам.

Содержание методов регулирования воздушного движения определяется возможностями технических средств УВД и бортовых навигационно-пилотажных комплексов, особенностями зон управления, характеристикой потоков воздушных судов и сущностью задач, решаемых диспетчерскими пунктами системы УВД.

В системах УВД, использующих контрольно-распорядительный метод управления, процесс регулирования воздушного движения строится на постоянном взаимодействии регулирующих органов (диспетчерских пунктов) с экипажами воздушных судов. Это взаимодействие осуществляется по каналам сбора информации о воздушном движении, передачи команд и приема докладов экипажей.

В зависимости от специфики зон, применяемых технических средств УВД и степени автоматизации процесса регулирования изменяются характер взаимодействия диспетчерских пунктов с экипажами и методы регулирования воздушного движения.

Методы регулирования воздушного движения классифицируются по трем признакам (рис. 8.9): характеру взаимодействия регулирующих органов с объектами регулирования; месту замыкания одиночных контуров регулирования; уровню автоматизации процесса регулирования.

По характеру взаимодействия регулирующих органов с управляемыми объектами применяются три метода регулирования (см. рис. 8.9): программный, командный и программно-командный. Эти методы регулирования воздушного движения приобретают дополнительные качества в зависимости от места замыкания одиночных контуров регулирования.

Под местом замыкания контура понимают местонахождение звена одиночного контура регулирования, в котором вырабатываются регулирующие воздействия.

Контур регулирования одиночного воздушного судна могут замыкаться на борту воздушного судна; на наземном диспетчерском пункте; на борту и земле — по этапам регулирования.

В зависимости от места замыкания одиночных контуров регулирования различают следующие разновидности программного, командного и программно-командного методов регулирования (см. рис. 8.9): программный — автономный и полуавтономный; командный — неавтономный и полуавтономный, программно-командный — полуавтономный.

По уровню автоматизации процесса регулирования каждый из этих методов может быть неавтоматизированным, автоматизированным или автоматическим.

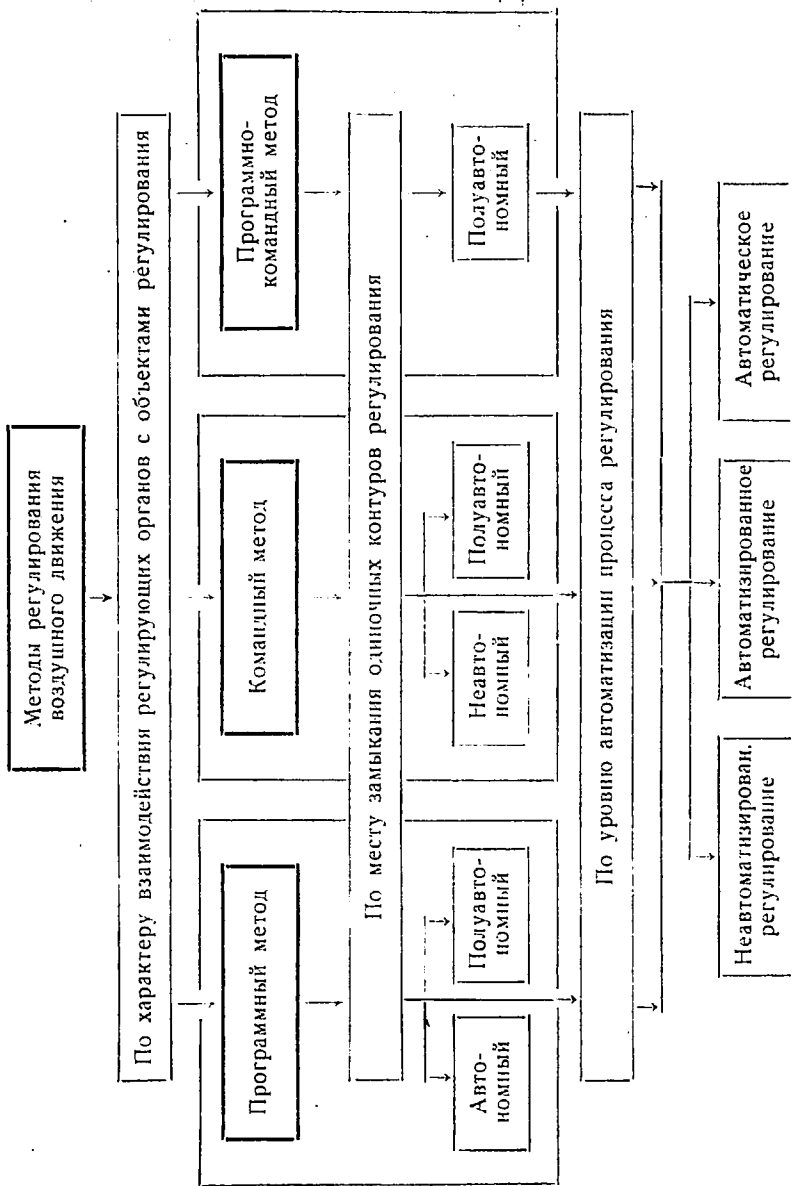


Рис. 8.9. Классификация методов регулирования воздушного движения

Схема классификации методов регулирования воздушного движения по характеру взаимодействия регулирующих органов с объектами регулирования, месту замыкания одиночного контура регулирования и уровню автоматизации процесса регулирования приведена на рис. 8.9.

Рассмотрим основные характеристики каждого из методов.

8.4.1. Программный метод регулирования воздушного движения

Программный метод базируется на регулировании воздушного движения по предварительно разработанным программам полета воздушных судов в границах зон УВД.

Программа движения каждого воздушного судна задается либо поэтапными координатами, либо системой уравнений вида (6.4) в зависимости от задачных исходных условий.

Заданная программа движения воздушного судна при данном методе регулирования реализуется по этапам траектории, которая задается начальными (x_0, y_0, z_0), промежуточными (x_i, y_i, z_i) и конечными (x_k, y_k, z_k) координатами, векторами скоростей ($\bar{V}_0, \bar{V}_i, \bar{V}_k$) и ускорений ($\bar{a}_0, \bar{a}_i, \bar{a}_k$). Модули векторов скоростей и ускорений выбираются, исходя из оптимальных режимов полета на каждом из этапов.

Направления векторов скорости задаются курсами ψ_0, ψ_i, ψ_k в опорных точках траектории и углами наклона траектории к горизонту $\theta_0, \theta_i, \theta_k$ в этих же точках.

Сущность программного метода регулирования воздушного движения сводится к последовательным регулирующим воздействиям на движение воздушного судна, осуществляемым экипажем или бортовым комплексом телеуправления на основании сравнения заданной программы полета по этапам с фактическими параметрами движения в начальные (t_0), промежуточные (t_i) и конечные (t_k) моменты на каждом этапе. Эти моменты могут определяться либо заданной дискретностью регулирующих воздействий, либо по достижении воздушным судном заданных опорных значений параметров движения ($H_i, V_i, S_i, a_i, \theta_i$).

К моменту окончания регулирующего воздействия ($t=t_k$) управляемые воздушные суда должны оказаться в заданном по программе движения конечном состоянии.

Структурная схема программного метода регулирования воздушного движения на примере одиночного воздушного судна при неавтоматизированном и автоматизированном регулировании приведена на рис. 8.10.

Программный метод может быть автономным или полуполуавтономным (см. рис. 8.9).

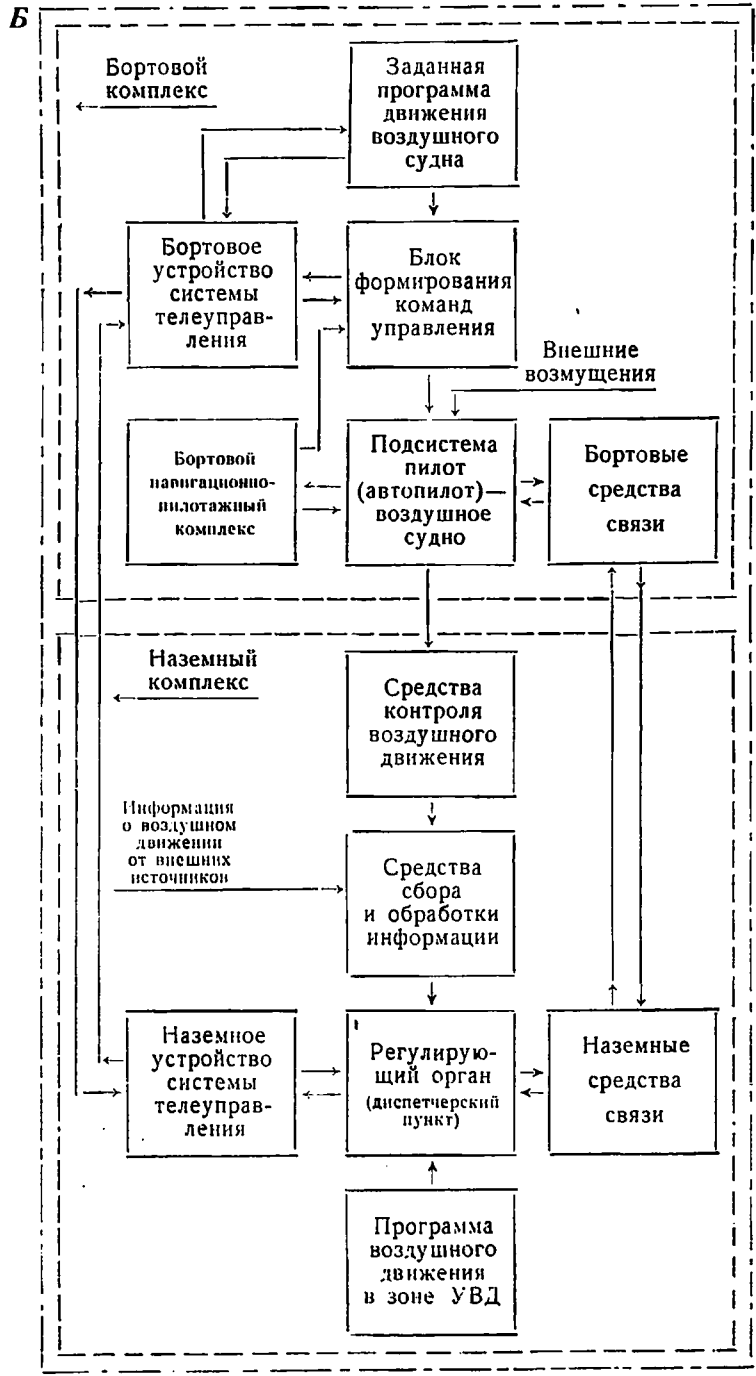


Рис. 8.10. Структура программного метода регулирования воздушного движения (одноточный контур):
 А — неавтоматизированное регулирование; Б — автоматизированное (автоматическое) регулирование



При автономном программном регулировании программа движения воздушного судна на весь полет в границах зоны УВД разрабатывается регулирующим органом и передается на борт до входа судна в зону.

В соответствии с этой программой экипаж или бортовой комплекс телеуправления обеспечивают автономный полет воздушного судна и устранение отклонений от заданной программы без воздействия регулирующего органа.

Диспетчерский пункт осуществляет контроль за движением воздушного судна и при необходимости информирует экипаж о положении судна и условиях полета. При автономном методе регулирования нагрузка диспетчерского пункта в зоне УВД минимальна, что является достоинством метода.

Пример программного автономного метода — регулирование движения самолетов при заходе на посадку по инструментальным системам.

При полуавтономном программном методе регулирования заданная программа движения разрабатывается регулирующим органом для каждого воздушного судна не на весь полет в зоне УВД, а по частям, на один или несколько смежных участков траектории. По мере подхода воздушных судов к начальным точкам участков заданные программы движения передаются экипажам или в бортовые запоминающие устройства комплекса телеуправления.

Полет по заданным программам на этапах траектории выполняется автономно экипажами с помощью бортовых навигационно-пилотажных комплексов или автоматическими устройствами телеуправления.

Полуавтономный метод регулирования воздушного движения более гибок и обеспечивает большую, чем автономный метод, пропускную способность зон УВД при некотором повышении нагрузки на диспетчера.

В качестве примера программного полуавтономного метода регулирования воздушного движения можно привести регулирование движения в зонах ожидания. Полет на каждом эшелоне зоны выполняется автономно по заданной экипажу схеме (программе), а переход с эшелона на эшелон при снижении выполняется только по разрешению диспетчера.

Программный метод может быть реализован в условиях неавтоматизированной или автоматизированной (автоматической) систем УВД (рис. 8.10, А, Б).

При неавтоматизированном программном регулировании программа движения воздушного судна во всей зоне УВД или по этапу полета задается диспетчером экипажу.

При автоматизированном и автоматическом программном регулировании программы движения и управления задаются в запоминающее устройство бортового комплекса системы телеуправления, схематически показанное на рис. 8.10, Б.

Структура взаимодействия элементов наземного и бортового комплексов одиночного контура системы УВД при программном методе регулирования воздушного движения схематически показана на рис. 8.10, А и Б.

В качестве примера программного автоматизированного метода регулирования воздушного движения можно назвать управление заходом на посадку с помощью систем «БСУ-ЗП» и других.

Программный метод регулирования воздушного движения имеет существенные недостатки. Основные из них связаны с тем, что в распоряжении экипажей, выполняющих автономный или полуавтономный полет по заданной программе, отсутствуют эффективные средства для определения текущего и экстраполированного положения своих воздушных судов относительно других летательных аппаратов в общем пространстве зоны УВД. В этих условиях экипажи не могут предотвратить возможные конфликтные ситуации.

Полеты при программном методе регулирования выполняются по «жестким» траекториям, заданным на запрограммированный этап. Но «жесткие» траектории не всегда применимы, особенно в зонах, где интенсивность движения велика, режим полетов переменный и движение воздушных судов осуществляется, как правило, по свободным траекториям.

Программный метод в чистом виде не получил широкого распространения. Он применяется в системах управления посадкой самолетов.

8.4.2. Командный метод регулирования воздушного движения

Командный метод основан на регулировании воздушного движения по командам, передаваемым регулирующим органом на борт воздушных судов с некоторой дискретностью.

Программы движения воздушных судов разрабатываются регулирующим органом (диспетчерским пунктом) по методике, описанной при рассмотрении программного метода.

Структурная схема командного метода регулирования воздушного движения для одиночного воздушного судна при неавтоматизированном и автоматизированном регулировании приведена на рис. 8.11, А и Б.

При регулировании по командному методу программа движения воздушного судна в границах зоны УВД либо на

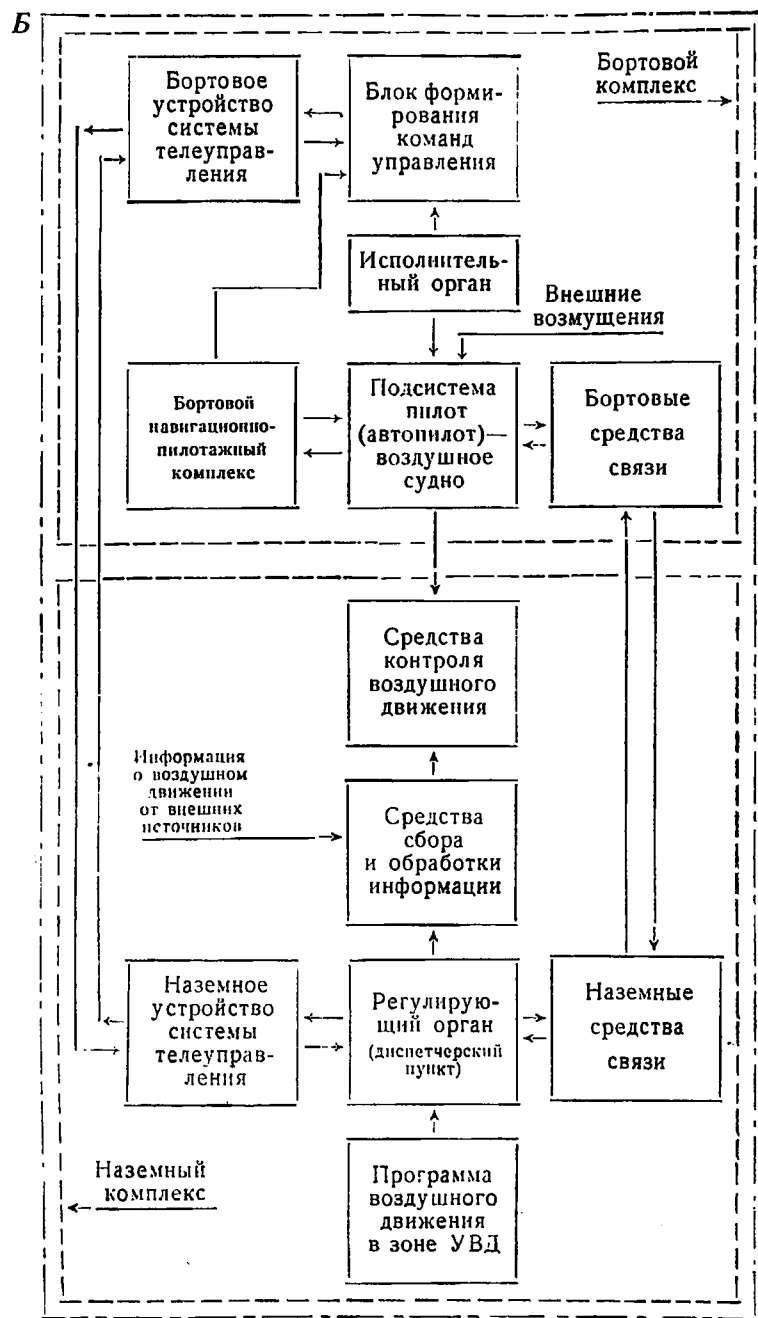


Рис. 8.11. Структура командного метода регулирования воздушного движения (одиночный контур):

А — неавтоматизированное регулирование; Б — автоматизированное (автоматическое) регулирование



борту неизвестна, либо передается по частям на один или несколько смежных коротких участков траектории полета. В первом случае командный метод называют неавтономным, во втором — полуавтономным (см. рис. 8.9).

При неавтономном командном методе регулирование движения каждого воздушного судна осуществляется по дискретным командам, выполняемым экипажем или бортовой автоматизированной системой управления.

В случаях, когда неавтономный командный метод применяется в неавтоматизированных системах УВД, команды управления передаются непосредственно экипажам воздушных судов по каналу командной связи «земля — борт» и выполняются экипажами с помощью бортовых навигационно-пилотажных комплексов (см. рис. 8.11, А).

Если неавтономный командный метод используется в автоматизированных системах УВД, команды управления передаются с помощью наземного и бортового комплексов системы телеуправления на блок формирования команд (см. рис. 8.11, Б).

По результатам контроля корректируется заданная ранее или разрабатывается новая программа движения.

В соответствии с откорректированной или вновь разработанной программой формируются команды управления и начинается очередной цикл регулирования.

Дискретность передачи команд зависит от характера заданной траектории движения, маневренности и скорости полета воздушного судна.

Чем сложнее траектория и маневреннее воздушное судно, тем больше частота подачи команд.

Неавтономный командный метод регулирования воздушного движения в неавтоматизированных системах УВД прост в реализации, так как необходимое бортовое оборудование в этом случае включает только связную радиостанцию и бортовой навигационно-пилотажный комплекс.

Примером неавтономного командного метода является регулирование движения самолетов на предпосадочной прямой при заходе на посадку по посадочному радиолокатору.

Полуавтономный командный метод регулирования воздушного движения предусматривает передачу на борт не элементарных команд, а коротких программ движения воздушного судна на небольших участках траектории в границах зоны УВД.

В условиях неавтоматизированных систем УВД короткие программы передаются экипажу воздушного судна по каналу

командной связи «земля—борт». Переданная программа автономно реализуется экипажем с помощью бортового навигационно-пилотажного комплекса при минимуме или полном отсутствии дополнительных команд с диспетчерских пунктов (см. рис. 8.11, А).

В автоматизированных системах УВД при использовании полуавтономного командного метода программы движения передаются на борт по каналам системы телеуправления. Здесь они поступают в запоминающее устройство бортовой системы телеуправления и в дальнейшем автономно реализуются через блок формирования команд (см. рис. 8.11, Б).

Пример использования полуавтономного командного метода в неавтоматизированных системах — регулирование движения воздушных судов при заходе на посадку по установленным схемам. Так, команда «выполняйте заход на посадку по схеме большого прямоугольного маршрута» является программой движения воздушного судна на нескольких отрезках траектории с момента прохода дальней приводной радиостанции до окончания четвертого разворота.

Командный метод регулирования воздушного движения имеет недостатки: наибольшая по сравнению с другими методами регулирования нагрузка на диспетчерские пункты; малая пропускная способность зон УВД, в которых используется данный метод.

По указанным причинам командный метод регулирования воздушного движения, в чистом виде, распространения в гражданской авиации не получил.

В практике работы службы движения широко применяется синтез командного и программного методов, который называют программно-командным методом регулирования воздушного движения.

8.4.3. Программно-командный метод регулирования воздушного движения

Программно-командный метод базируется на одновременном использовании программного и командного методов. Он позволяет устранить ряд недостатков, присущих программному и командному методам при их раздельном применении, и использовать преимущества этих методов.

Структурная схема программно-командного метода регулирования воздушного движения для одиночного воздушного судна в неавтоматизированных и автоматизированных системах УВД приведена на рис. 8.12, А и Б.

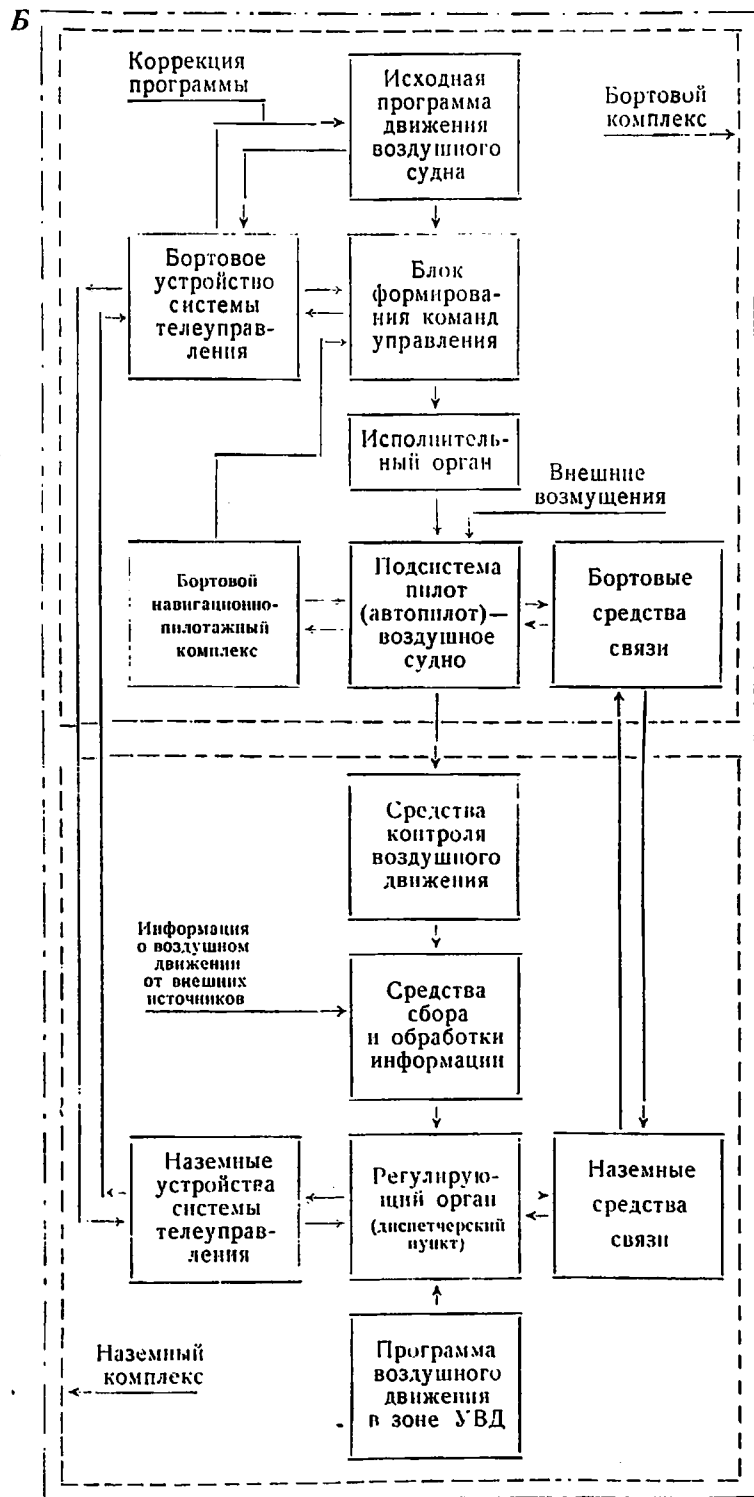
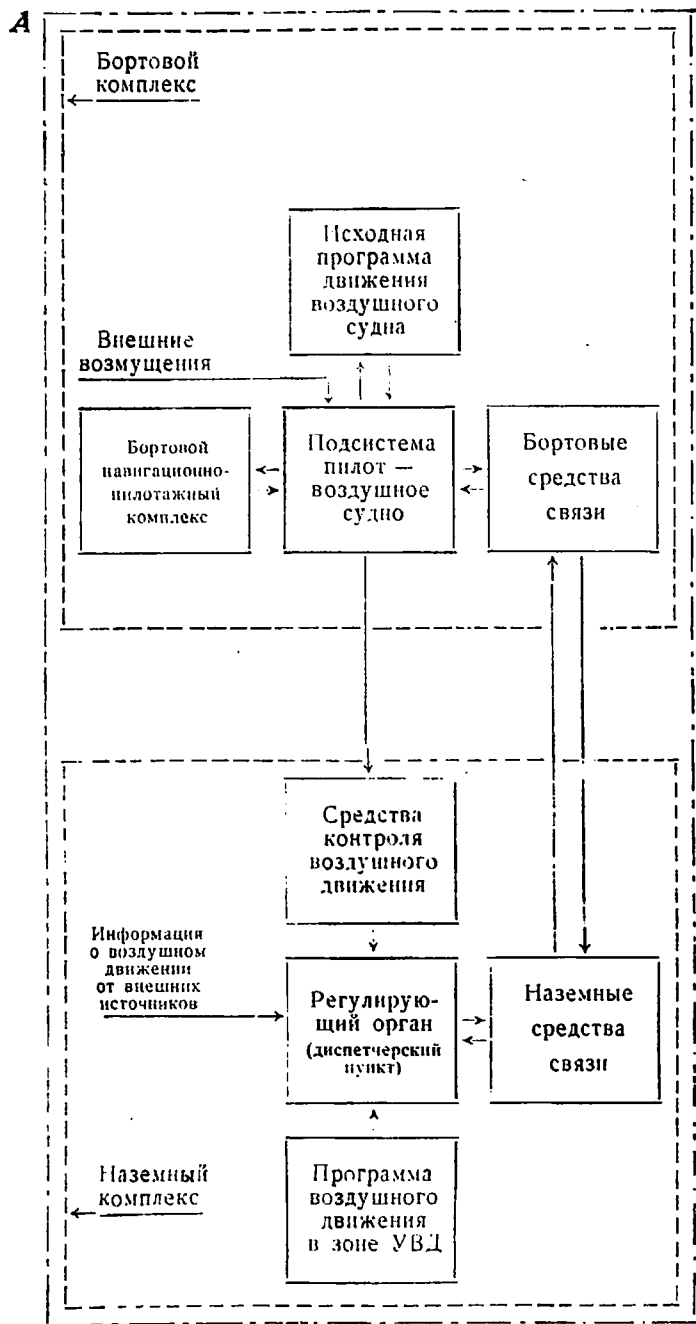
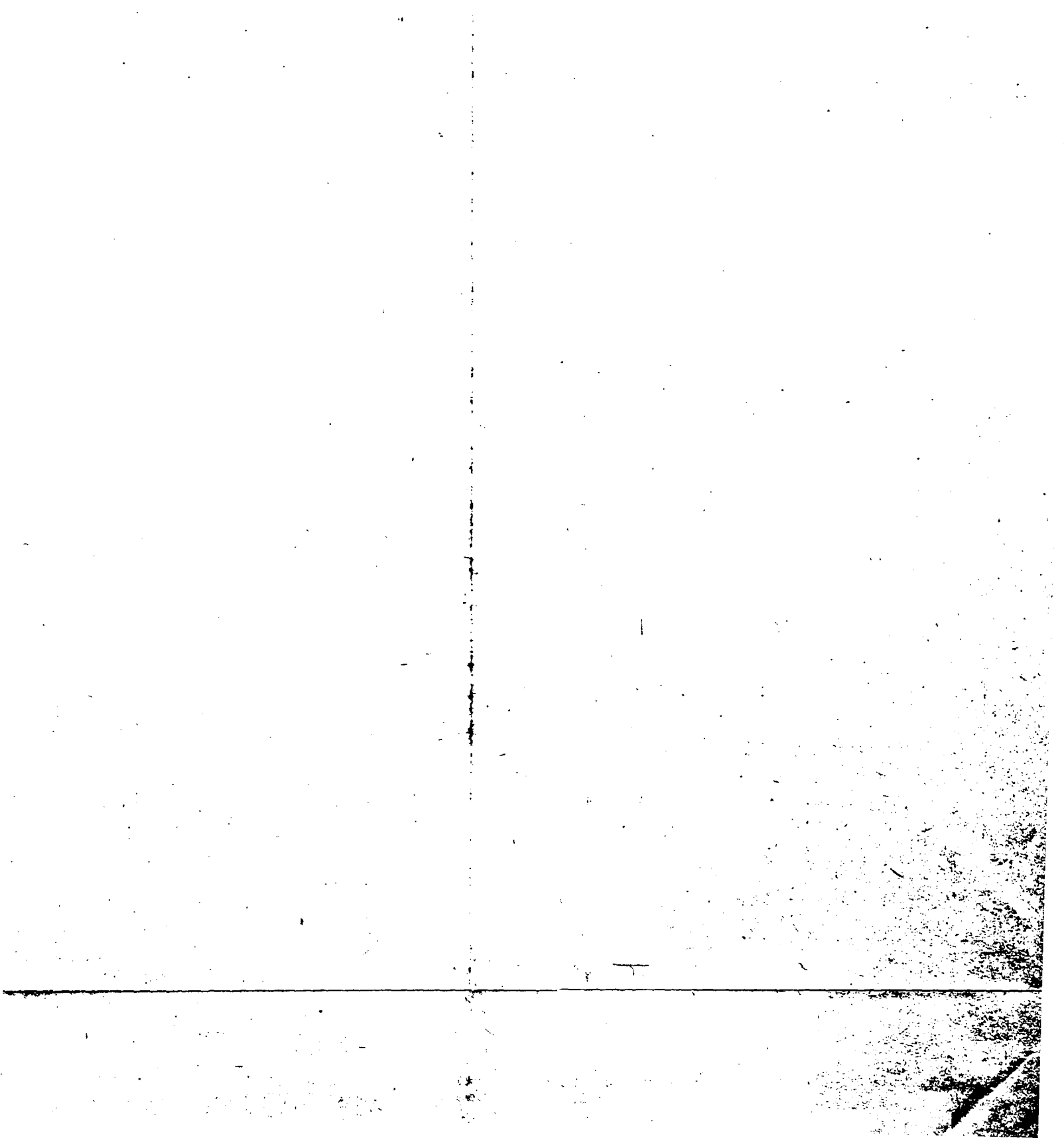


Рис. 8.12. Структура программно-командного метода регулирования воздушного движения (одиночный контур):
 А — неавтоматизированное регулирование; Б — автоматизированное (автоматическое) регулирование



Воздушное движение по программно-командному методу регулируется циклами в следующем порядке:

— программа движения каждого воздушного судна в зоне УВД разрабатывается регулирующим органом как бесконфликтная экономичная траектория, исходя из установленных норм безопасного эшелонирования с учетом обстановки, сложившейся в зоне;

— заданная программа движения передается на борт каждого воздушного судна на весь период полета в границах зоны УВД или по частям для отдельных участков траекторий;

— каждое воздушное судно выполняет полет по заданной программе автономно с помощью бортового навигационно-пилотажного комплекса при непрерывном контроле регулирующего органа;

— по результатам контроля оцениваются текущее и экстраполированное положения воздушных судов и обстановка в зоне УВД;

— исходя из полученных данных, по командам регулирующего органа корректируется движение воздушных судов или разрабатываются новые программы движения;

— после передачи корректирующих команд или новых программ начинается контроль движения и повторяется очередной цикл регулирования.

Программно-командный метод, по месту замыкания одиночного контура регулирования, является полуавтономным.

Анализ технологии и опыта работы диспетчерских пунктов в различных зонах УВД позволяет сделать вывод о том, что программно-командный метод является основным методом регулирования воздушного движения как в нашей стране, так и за рубежом. Поэтому сущность программно-командного метода регулирования воздушного движения как основного будет рассмотрена более детально.

Пользуясь схемой, приведенной на рис. 8.12, А, Б, рассмотрим содержание основных задач, решаемых при регулировании воздушного движения по программно-командному, полуавтономному методу в неавтоматизированных и автоматизированных системах УВД.

8.4.3.1. Реализация

программно-командного метода регулирования в неавтоматизированных системах УВД

В неавтоматизированных системах УВД (см. рис. 8.12, А), при ограниченных вычислительных возможностях системы и дефиците времени у диспетчера программы движения воздушных судов выбираются из числа известных вариантов или задаются поэтапными координатами начальных (x_1, y_1, z_1) , промежуточных (x_i, y_i, z_i) и конечных (x_2, y_2, z_2) точек этапов, поступательных (V, W) и вертикальных (V_y) скоростей, курсов (ψ_1, ψ_i, ψ_2) и времени (T_1, T_i, T_2) пролета опорных точек траектории.

Схематически заданная программа движения воздушного судна в границах зоны УВД показана на рис. 8.13. Опорные

точки траектории заданы декартовыми координатами начала и конца каждого прямолинейного отрезка, длиной дуги разворота S_p , скоростями полета и временами пролета этих точек.

Заданная траектория движения воздушного судна в рассматриваемом примере проходит через опорные точки 1, 2, 3, 4, 5, состоит из двух прямолинейных участков (1—2 и 3—5) и дуги разворота (2—3) длиной S_p с центром разворота, имеющим координаты $x_{ц}$, $z_{ц}$. Точка 4 — промежуточная опорная (контрольная) точка на прямолинейном участке (3—5). Начало декартовой системы координат $xoyz$ совмещено с опорной точкой 5, а ось Ox направлена произвольно по прямолинейному участку траектории (3—5). Декартовы координаты опорных точек показаны на рис. 8.13 у каждой из этих точек.

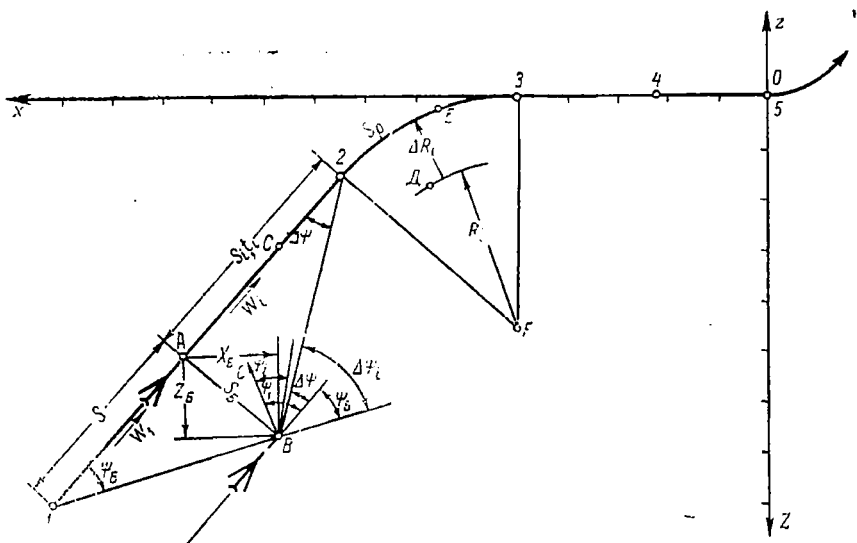


Рис. 8.13. Поэтапные декартовы координаты программной траектории воздушного судна в границах зоны УВД:

1— $x_1, y_1, (H_1), z_1, W_1, T_1$; A— $x_i, y_i, (H_i), z_i, T_i, W_i$; C— $x, y, (H), z, W, T$; 2— $x_2, y_2, (H_2), z_2, W_2, T_2$; E— $x, y, (H), z, V, T$; D— $x_i, y_i, (H_i), z_i, V_i, T_i$; 3— $x_3, y_3, (H_3), z_3, W_3, T_3$; 4— $x_4, y_4, (H_4), z_4, W_4, T_4$; 5— $x_5, y_5, (H_5), z_5, W_5, T_5$; F— $x_{ц}, z_{ц}$; B— $x'_i, y'_i, (H'_i), z'_i, W'_i, T'_i$

В момент контроля движения воздушное судно находится либо в точке A, с текущими координатами $x_i, y_i, (H_i), z_i$, либо в точке B с координатами $x'_i, y'_i, (H'_i), z'_i$. При этом точка A находится на заданной траектории, а точка B смещена вправо от заданной программы движения на величину линейного бокового отклонения S_b .

Точка A расположена на расстоянии S от начала прямолинейного участка $1-2$, которое совмещено с точкой 1 .

Заданная программа движения в форме разовой команды передается на борт по каналу командной связи «земля—борт» и реализуется экипажем.

По результатам контроля движения могут быть обнаружены отклонения воздушного судна от заданной программы по дальности, направлению или высоте. С целью устранения этих отклонений осуществляется регулирование движения воздушных судов по дальности, направлению и высоте полета.

Регулирование движения воздушного судна по дальности сводится к расчету новой скорости движения W_i , необходимой для прибытия в контрольную или конечную точку этапа в заданное время.

Для случая, когда воздушное судно находится в точке A (см. рис. 8.13) и движется без боковых отклонений от программы, расчет потребной скорости W_i для исправления отклонения по дальности производится по оставшемуся расстоянию S_i и времени t_i в следующем порядке:

— с помощью карты определяется оставшееся расстояние S_i до конечной (контрольной) точки этапа;

— определяется оставшееся время полета:

$$t_i = T_2 - T_i;$$

— рассчитывается потребная путевая скорость W_i для выхода в конечную (контрольную) точку этапа в заданное время T_2 :

$$W_i = \frac{S_i}{t_i}.$$

Рассчитанная путевая скорость W_i в форме разовой команды передается на борт, где реализуется экипажем.

Регулирование движения воздушного судна по направлению сводится к определению нового курса следования ψ_1 для выхода на линию заданного пути при известных: линейном боковом отклонении от линии заданного пути S_6 ; выдерживаемом курсе ψ_1 ; пройденном от начала этапа расстоянии S ; оставшемся расстоянии до точки выхода на линию заданного пути S_i .

Когда воздушное судно находится в точке B и уклонилось вправо на расстояние S_6 (см. рис. 8.13), расчет нового курса следования для выхода на линию заданного пути в точке 2 производится в следующем порядке:

— определяется боковое отклонение в градусах ψ_6 при условии, что полет от начала этапа (точка 1) до

точки B производится с постоянным курсом ψ_1 , равным заданному:

$$\psi_6^\circ = \operatorname{arctg}_L \frac{S_6}{S};$$

— определяется дополнительная поправка $\Delta\psi$, которую необходимо внести в курс для исправления бокового уклонения S_6 на оставшемся расстоянии S_i :

$$\Delta\psi^\circ = \operatorname{arctg} \frac{S_6}{S_i};$$

— определяется полная поправка в курс для выхода на линию заданного пути из точки B в точку 2:

$$\Delta\psi_i^\circ = \psi_6^\circ + \Delta\psi^\circ = \operatorname{arctg} \frac{S_6}{S} + \operatorname{arctg} \frac{S_6}{S_i};$$

— рассчитывается новый курс следования ψ_i° для исправления бокового уклонения и выхода на линию заданного пути в точке 2:

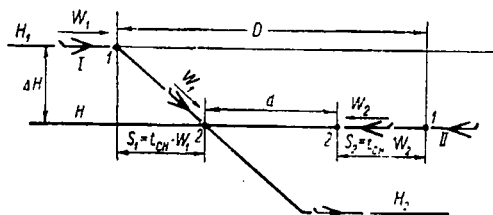
$$\psi_i^\circ = \psi_1^\circ - \left(\operatorname{arctg} \frac{S_6}{S} + \operatorname{arctg} \frac{S_6}{S_i} \right).$$

Новый курс следования, в виде разовой команды, передается на борт и выдерживается экипажем до момента выхода в заданную точку на линии программного пути.

Регулирование движения воздушных судов по высоте сводится к выбору потребной высоты полета, расчету и выполнению маневра смены эшелона.

Следует отметить, что регулирование движения по высоте при полетах по воздушным трассам и МВЛ, когда полеты выполняются на установленных эшелонах, применяется эпизодически.

В практике регулирования движения по высоте применяются два основных вида маневров изменения высоты полета:



маневр изменения высоты с пересечением занятого встречного или попутного эшелона; маневр набора высоты или снижения без пересечения занятых высот (эшелонов).

Рис. 8.14. Схема снижения с пересечением занятого встречного эшелона:

I, II —первый, второй самолеты; $1, 2$ —точки на траекториях

Порядок расчета маневра изменения высоты с пересечением заня-

того эшелона при регулировании движения по высоте рассмотрим с помощью схемы, приведенной на рис. 8.14.

Воздушное судно I, выполняющее полет по трассе на высоте H_1 с путевой скоростью W_1 , согласно принятому решению по регулированию должно снизиться на высоту H_2 . При этом оно пересекает высоту H , на которой выполняет полет по этой же трассе встречное воздушное судно II с путевой скоростью W_2 .

Для обеспечения безопасности движения в момент пересечения воздушным судном I высоты H между судами I и II, которые будут находиться в точках 2, должно быть обеспечено расстояние не менее установленной безопасной дистанции d . Это требование может быть удовлетворено, если точка начала снижения судна I с высоты H_1 будет удалена от встречного судна II на расстояние не менее минимальной исходной дистанции D .

Тогда сущность расчета маневра снижения (набора) с пересечением занятого эшелона сводится к расчету минимальной исходной дистанции D в момент начала снижения воздушного судна I, выполняющего маневр по высоте.

Расчет величины D для случая, приведенного на рис. 8.14, производится в следующем порядке:

— определяется разность высот

$$\Delta H = H_1 - H;$$

— определяются путевые скорости W_1 и W_2 и задается вертикальная скорость снижения V_y воздушного судна I;

— рассчитывается время $t_{\text{сн}}$ судна I с момента начала снижения (точка I) до пересечения высоты H :

$$t_{\text{сн}} = \frac{\Delta H}{V_y};$$

— полагая, что путевая скорость судна I при снижении равна его скорости в горизонтальном полете W_1 , определяется путь S_1 этого судна с начала снижения до пересечения высоты H :

$$S_{\text{сн}} = t_{\text{сн}} \cdot W_1;$$

— рассчитывается путь S_2 , проходимый воздушным судном II за время $t_{\text{сн}}$:

$$S_2 = t_{\text{сн}} \cdot W_2;$$

— задается величина безопасной дистанции d в соответствии с установленными нормами продольного эшелонирования;

— рассчитывается минимальная исходная дистанция D в момент начала снижения судна I:

$$D = S_1 + d + S_2 = d + t_{\text{сн}}(W_1 + W_2),$$

$$D = d + t_{\text{сн}}(W_1 + W_2);$$

— определяется общий путь воздушного судна за время маневра по высоте:

$$S_{\text{ман}} = \frac{H_2 - H_1}{V_y} W_1.$$

Маневр по высоте без пересечения занятого эшелона применяется, когда пространство, в пределах которого будет выполняться набор высоты или снижение, свободно от других воздушных судов. Этот маневр широко используется при регулировании движения по высоте в случае снижения воздушных судов по трассе перед входом в район аэродрома посадки. В таких условиях отсутствует необходимость определять минимальную исходную дистанцию D , и расчет маневра изменения высоты сводится к определению длины пути ($S_{\text{ман}}$) и времени ($t_{\text{ман}}$) маневра по высоте. На основе этих данных определяются рубежи, время начала и окончания маневра по высоте и режимы полета, которые используются в процессе регулирования.

Общий порядок расчета маневра изменения высоты без пересечения занятого эшелона рассмотрим с помощью схемы, приведенной на рис. 8.15.

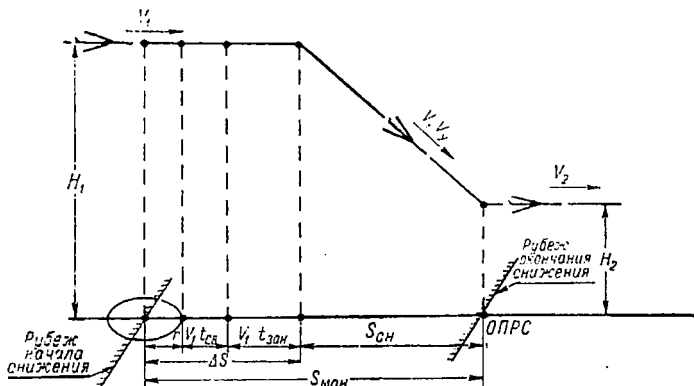


Рис. 8.15. Схема снижения без пересечения занятого эшелона

Воздушное судно выполняет полет по трассе на высоте H_1 со скоростью V_1 . В момент прохода входного коридора района аэродрома посадки оно должно снизиться до высоты H_2 при скорости полета V_2 .

Для обеспечения прохода приводной радиостанции коридора на высоте H_2 необходимо рассчитать рубеж начала снижения при условии полета на эксплуатационных режимах поступательной V и вертикальной V_y скоростей, установленных для самолетов данного типа в диапазонах высот $H_1—H_2$.

Расчет пути и времени снижения и определение рубежа начала снижения для случая, приведенного на рис. 8.15, в соответствии с рекомендациями, изложенными в работе [26], производится в следующем порядке:

— определяются рекомендуемые эксплуатационные скорости полета V_1 и V_2 на высотах H_1 и H_2 и средняя вертикальная скорость снижения V_y в этом диапазоне высот согласно руководству по летной эксплуатации самолета данного типа;

— определяется время снижения с высоты H_1 до высоты H_2 :

$$t_{\text{сн}} = \frac{H_2 - H_1}{V_y} ;$$

— определяется длина пути при снижении:

$$S_{\text{сн}} = \frac{V_1 + V_2}{2} t_{\text{сн}} ;$$

— рассчитывается величина суммарной ошибки определения расстояния до воздушного судна в момент прохода рубежа начала снижения:

$$\Delta S = r + V_1 \cdot t_{\text{св}} + V_1 \cdot t_{\text{зан}} ;$$

где r — среднеквадратическая ошибка определения места воздушного судна диспетчером;

$t_{\text{св}}$ — среднестатистическая продолжительность сеанса связи диспетчера с экипажем (≈ 10 сек);

$t_{\text{зан}}$ — среднестатистическое время занятости диспетчера с другими экипажами и по служебным каналам (≈ 30 сек);

— определяется длина расчетного пути воздушного судна с момента подачи команды до окончания снижения до высоты H_2 :

$$S_{\text{ман}} = S_{\text{сн}} + \Delta S ;$$

— определяется время выполнения маневра снижения:

$$t_{\text{ман}} = t_{\text{сн}} + t_{\text{св}} + t_{\text{зан}} + \frac{r}{V_1} .$$

Рубеж начала снижения должен быть удален от точки окончания снижения на расстояние не менее $S_{\text{ман}}$.

Положение рубежа начала (окончания) снижения или начала (окончания) набора может быть задано. Тогда известна величина пути при выполнении маневра $S_{\text{ман}}$ и рассчитываются необходимые режимы V и V_y , необходимые для выполнения набора или снижения на заданном отрезке пути.

8.4.3.2. Реализация программно-командного метода регулирования в автоматизированных системах УВД

На современном уровне развития автоматизированных систем, в состав которых входят ЭЦВМ, достигнут такой уровень автоматизации функций человека-диспетчера, при котором к числу автоматизированных операций относятся: сбор, обработка и отображение части информации о воздушном движении и условиях воздушного движения; расчет параметров программных траекторий воздушных судов; анализ конфликтных ситуаций; передача некоторых видов информации с борта на наземные диспетчерские пункты и по обратному направлению. Эти выводы подтверждаются результатами исследований, приведенными в работах [17, 20, 21].

При таком уровне автоматизации процесса регулирования воздушного движения человек — диспетчер не исключается из структуры системы УВД, а является ее звеном.

К операциям, выполняемым в автоматизированных системах диспетчером, следует отнести: ввод в ЭЦВМ элементов программ движения воздушных судов и статической информации о воздушном движении; сбор исходной информации о воздушных судах, которые должны прибыть в зону УВД и ввод ее в ЭЦВМ; прием управления прилетающими воздушными судами; выдача разрешений на запуск двигателей, взлет, посадку, пролет зоны УВД, вход в зону и др.; прием докладов экипажей о выполнении полета по этапам программы; контроль воздушного движения; анализ обстановки по информации, снимаемой со средств отображения, по докладам и запросам экипажей и на основе информации, получаемой из внешних источников; выработка решений по исправлению отклонений воздушных судов от заданных траекторий, по разработке новых программ и устранению конфликтных ситуаций; передача команд, ответов на запросы экипажей и другой информации по регулированию движения и обеспечению безопасности полетов; передача управления воздушными судами в смежные зоны УВД.

Сравнительный анализ объемов операций, выполняемых средствами автоматизации и диспетчером в автоматизирован-

ных системах, позволяет сделать вывод, что с помощью этих средств решается около половины задач регулирования воздушного движения по программно-командному методу.

Программы движения воздушных судов при данном методе регулирования разрабатываются по методике, описанной при рассмотрении программного метода.

Передача заданных программ движения на борт производится в автоматизированных системах в форме разовых команд либо по каналу командной связи «земля—борт», либо с помощью системы телеуправления.

В первом случае программа принимается экипажем и вводится им в блок программ бортовой системы; во втором — программа поступает в бортовое устройство телеуправления, а оттуда передается в блок программ (см. рис. 8.12, Б).

Процесс регулирования воздушного движения по программно-командному методу в автоматизированных системах осуществляется циклами по структуре, описанной при рассмотрении этого метода в неавтоматизированных системах.

Наличие ЭЦВМ в наземных комплексах автоматизированных систем позволяет формализовать законы регулирования по всем трем каналам на основе дифференциальных уравнений, описывающих движение воздушных судов в трехмерном пространстве.

Команды управления реализуются с помощью бортового навигационно-пилотажного комплекса, который обеспечивает автоматическое пилотирование воздушного судна по продольному, боковому и высотному каналам.

Регулирование движения по всем трем каналам осуществляется методом изменения ускорений по продольной, поперечной и вертикальной осям связанной системы координат.

Законы регулирования по каждому из каналов получены в результате преобразования функционалов управляющих функций на участке регулирования

$$T_1 \leq t \leq T_2.$$

Схема движения воздушного судна на участках регулирования приведена на рис. 8.13. Контрольную точку C на программной траектории воздушное судно должно пройти в момент T при скорости полета W . В момент T_i судно находится в точке A и движется со скоростью V_i .

Закон регулирования по дальности:

$$\ddot{S}_i = - \frac{2t_i(2V_i + V) + 6S_i}{t_i^2}.$$

Закон регулирования по направлению полета (боковому каналу) на прямолинейном участке траектории:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{Z}_6 &= - \frac{2t_i(2V_{z_i} + V_z + 6(z_i - z))}{t_i^2}, \\ \ddot{X}_6 &= - \frac{2t_i(V_{x_i} + V_x) + 6(x_i - x)}{t_i^2}. \end{aligned} \right\}$$

Закон регулирования по направлению при полете на криволинейном участке траектории:

$$\Delta \dot{R}_i = \frac{(x_n - x) V_x + (z_n - z) V_z}{V(x_n - x)^2 + (z_n - z)^2}.$$

Закон регулирования по высоте:

$$\theta^{\circ} = \theta_0^{\circ} + K_0 \frac{S_i}{V} V_y.$$

- где t_i — рассогласование фактического и программного времени пролета заданной точки траектории,
 V и V_i — программная и фактическая скорости полета,
 S_i — расстояние между фактическим и программным положением воздушного судна в момент T_i ,
 V_z и V_{z_i} — программная и фактическая скорости движения по оси OZ ,
 z и z_i — программная и текущая координаты z ,
 x и x_i — программная и текущая координаты x ,
 V_x и V_{x_i} — программная и фактическая скорости движения по оси OX ,
 x_n и z_n — координаты центра разворота воздушного судна,
 θ° и θ_0° — потребный и исходный углы наклона траектории воздушного судна к горизонту,
 K_0 — передаточная функция автопилота по каналу высоты, град/м;
 V_y — вертикальная скорость воздушного судна,
 \dot{S}_i — продольное ускорение,
 \ddot{X}_6 и \ddot{Z}_6 — боковые ускорения по осям OX и OZ ,
 $\Delta \dot{R}$ — радиальная скорость воздушного судна.

8.5. ОЦЕНКА МЕТОДОВ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Заканчивая рассмотрение методов регулирования воздушного движения, применяемых в настоящее время в практике УВД, дадим их сравнительную оценку.

Следует отметить, что наиболее сложным видом регулирования воздушного движения по программно-командному методу в неавтоматизированных и автоматизированных системах УВД является регулирование по дальности (времени пролета заданных пунктов маршрута).

Задачи регулирования по направлению и высоте решаются сравнительно просто в связи с тем, что бортовой навигационно-пилотажный комплекс обеспечивает точное выдерживание и надежный контроль направления и высоты полета заданных по программе.

Регулирование движения по каналу дальности усложняется вследствие отклонения фактической скорости полета от расчетной под влиянием переменного поля ветра; ошибки выдерживания скорости полета; ограниченности диапазона эксплуатационных скоростей воздушных судов, снижающей возможности устранения отклонений по дальности.

В результате влияния ветра и ошибок выдерживания скорости воздушные суда отклоняются от заданного времени прохода контрольных рубежей, это приводит к нарушению установленных безопасных временных интервалов и возникновению конфликтных ситуаций.

Характер отклонений фактических временных интервалов ($\Delta\tau$) от заданных (Δt) при пролете контрольных рубежей маршрута в зоне подхода хорошо иллюстрируют кривые графика (рис. 8.16), построенные по результатам специальных исследований [27].

Кривые построены для четырех значений заданных интервалов прохода контрольных точек маршрутов смежными воздушными судами: $\Delta t_1 = 30$ сек; $\Delta t_2 = 60$ сек; $\Delta t_3 = 120$ сек; $\Delta t_4 = 210$ сек. Так как наибольшую опасность представляют случаи, когда фактические временные дистанции $\Delta\tau$ меньше заданных Δt , по оси ординат графика отложены вероятности того, что при проходе контрольного рубежа фактические интервалы будут меньше заданных — $P\{\Delta\tau < \Delta t\}$.

Результаты исследований показали, что точность выдерживания заданных временных интервалов при проходе контрольных рубежей на маршруте смежными воздушными судами падает с увеличением величины Δt и ростом интенсивности воздушного движения (λ). При этом велика вероятность наихудших ситуаций, когда $\Delta\tau < \Delta t$.

Так, при $\lambda = 0,5 \text{ сам/мин} = \text{const}$ вероятность того, что $\Delta\tau < \Delta t$ растет в следующей пропорции: для разных значений $\Delta t = 30, 60, 120, 210 \text{ сек.}$ $P[\Delta\tau < \Delta t]$ соответственно равно 0,21; 0,41; 0,61; 0,82.

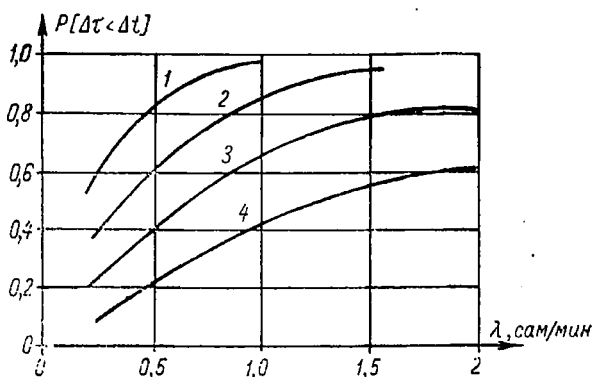


Рис. 8.16. Вероятность выдерживания заданных временных интервалов (Δt) при проходе контрольных ориентиров в зависимости от интенсивности воздушного движения (λ) — $P[\Delta\tau < \Delta t] = f(\lambda)$:
 1 — $\Delta t = 210 \text{ сек.}$ 2 — $\Delta t = 120 \text{ сек.}$ 3 — $\Delta t = 60 \text{ сек.}$ 4 — $\Delta t = 30 \text{ сек.}$

С увеличением интенсивности воздушного движения (λ) точность выдерживания заданных временных дистанций между смежными воздушными судами при проходе контрольных рубежей на маршруте также снижается.

Как показано на рис. 8.16, при $\Delta t = 60 \text{ сек.} = \text{const}$, вероятность того, что $\Delta\tau < \Delta t$, увеличивается с ростом интенсивности воздушного движения (λ) в следующих пределах: $\lambda \text{ сам/мин} = 0,5; 1, 0, 1,5$ $P[\Delta\tau < \Delta t]$ соответственно равно 0,41; 0,65; 0,79.

Из приведенных данных следует важный для практики УВД вывод: в связи со значительной вероятностью уменьшения фактических временных дистанций при увеличении интенсивности воздушного движения время автономного полета экипажей без корректирующих команд не может быть увеличено сверх пределов, допустимых по критерию безопасности. Это обстоятельство определяет допустимую степень автономности полета при программно-командном методе регулирования воздушного движения.

Степень автономности полета можно выразить через число команд управления $N_{\text{и}}$, передаваемых экипажу за единицу времени, или средним временем полета между двумя очередными командами.

Чем выше степень автономности полета воздушного судна, тем меньше команд передается экипажу и меньше нагрузка на диспетчера, значит, больше пропускная способность диспетчерских пунктов.

Максимальная длина отрезков маршрута, по которым полет может быть выполнен автономно, достигается с помощью точных бортовых навигационно-пилотажных комплексов. Так, в технологии управления движением сверхзвукового транспортного самолета Ту-144, оборудованного точным бортовым навигационно-пилотажным комплексом, предусмотрено применение программно-командного метода регулирования движения с увеличением участков автономного полета в 2—2,5 раза по сравнению с длиной участков, применяемых для тяжелых дозвуковых реактивных самолетов, которые имеют менее совершенное бортовое навигационно-пилотажное оборудование.

Программный метод обеспечивает минимальную нагрузку диспетчерских пунктов, но в условиях автономного полета не удовлетворяет требованиям безопасности и снижает пропускную способность зон УВД.

Командный метод регулирования движения воздушных судов при непрерывной подаче команд управления создает максимальную нагрузку для диспетчерских пунктов, что крайне снижает пропускную способность зон УВД.

В условиях гражданской авиации этот метод распространения не получил. Применяется он при регулировании движения воздушных судов на предпосадочной прямой при заходе на посадку по посадочным радиолокаторам.

Программно-командный метод регулирования воздушного движения позволяет наиболее рационально распределить функции между наземным комплексом системы УВД, экипажами и бортовым навигационно-пилотажным оборудованием. Метод обеспечивает высокую пропускную способность зон УВД, снижает нагрузки диспетчерских пунктов. Он наиболее перспективный; нашел широкое применение во всех зонах УВД в условиях неавтоматизированных и автоматизированных систем управления воздушным движением.

ГЛАВА 9

ОБЩИЙ АЛГОРИТМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

9.1. СБОР И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ О ВОЗДУШНОМ ДВИЖЕНИИ И УСЛОВИЯХ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Регулирование воздушного движения во всех зонах опирается на общие закономерности, оценивается по единым критериям и имеет единую теорию. Поэтому процесс регулирования воздушного движения можно рассматривать, абстрагируясь от условий конкретных зон УВД, полагая, что этот процесс в любой зоне строится на единой основе и осуществляется с помощью единых методов.

Как показано ранее, регулирование воздушного движения представляет собой информационный процесс.

Основным и наиболее эффективным методом исследования информационных процессов является метод алгоритмизации. Он предусматривает разделение всего процесса на последовательные вычислительные и логические операции, которые в совокупности представляют алгоритм данного процесса.

Под общим алгоритмом регулирования воздушного движения понимают установленную последовательность логических и математических операций, при строгом выполнении которых обеспечивается решение задач регулирования воздушного движения по установленным критериям.

Общий алгоритм регулирования воздушного движения в произвольной зоне УВД приведен на рис. 9.1.

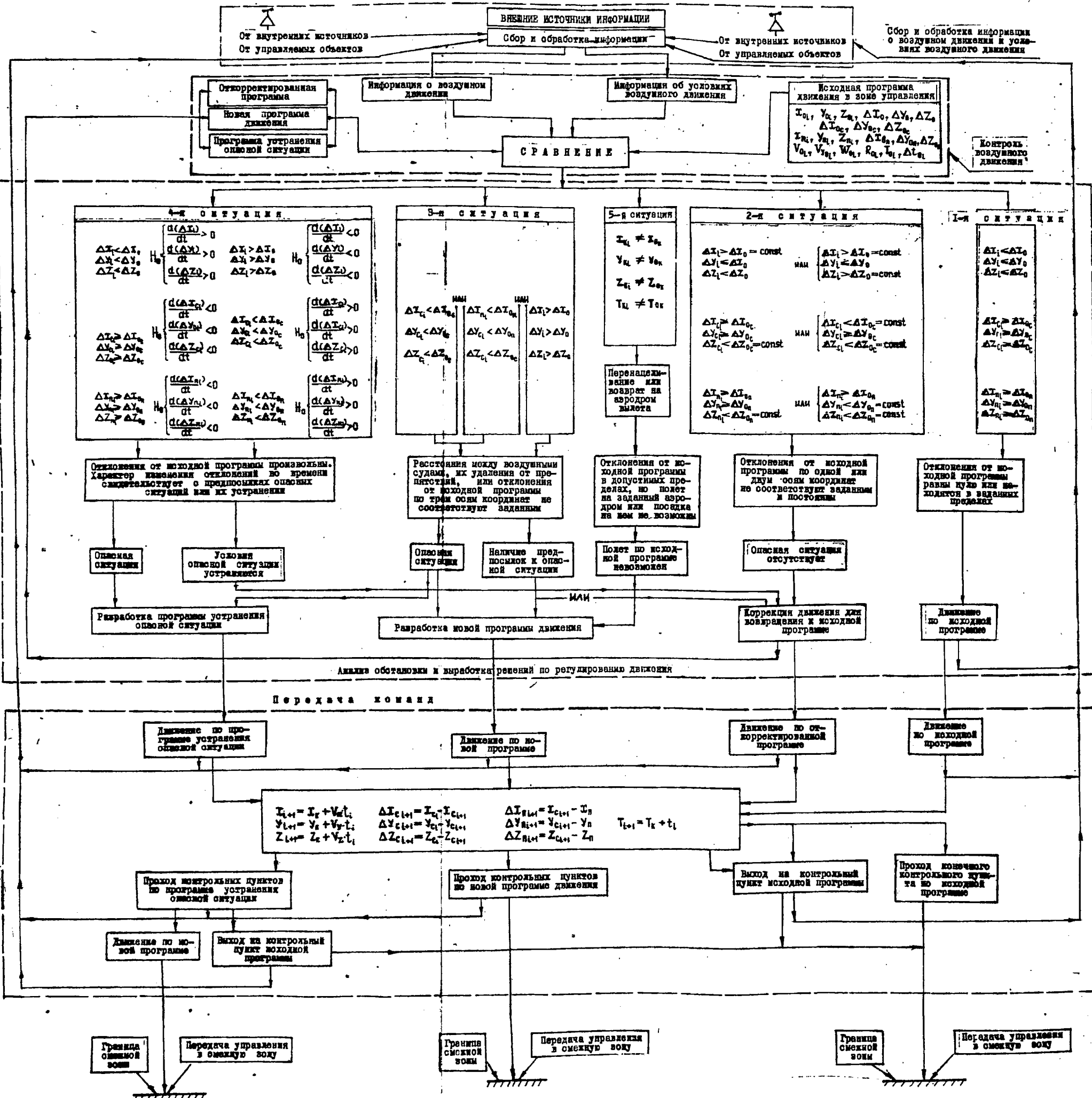


Рис. 9.1. Общий алгоритм регулирования воздушного движения



При анализе процесса УВД было указано, что регулирование воздушного движения складывается из четырех последовательных этапов (рис. 9.2):

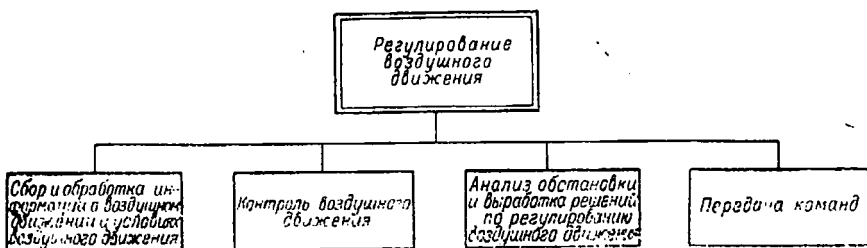


Рис. 9.2. Этапы регулирования воздушного движения

сбора и обработки информации о воздушном движении и условиях воздушного движения; контроля воздушного движения; анализа обстановки и выработки решений по регулированию воздушного движения; передачи команд управления (регулирования).

Процесс регулирования воздушного движения осуществляется циклично, и совокупность этих этапов составляет законченный цикл регулирования.

Рассмотрим общий алгоритм регулирования воздушного движения в произвольной зоне УВД в последовательности, определяемой четырьмя этапами.

Решение задач регулирования воздушного движения в любой зоне УВД возможно только при точной, полной и своевременной поступающей информации об элементах движения, взаимном расположении и условиях движения всей совокупности воздушных судов в данной зоне. Поэтому с момента начала регулирования движения в любой зоне начинается сбор информации о воздушном движении и условиях воздушного движения по всем доступным каналам.

Схема сбора, каналы и источники информации о воздушном движении и условиях воздушного движения приведены на рис. 9.3.

Источники информации (см. рис. 9.3), поступающей на диспетчерский пункт данной зоны, делятся на две группы: внутренние, которыми располагает диспетчерский пункт; внешние, взаимодействующие с диспетчерским пунктом данной зоны.

Внутренние источники информации связаны непосредственно с диспетчерским пунктом, поток информации от них строго упорядочен во времени, постоянен и обширен по объему.

Внешние источники взаимодействуют с диспетчерским пунктом эпизодически, и поток информации от них сравнительно ограничен.

Информация по своему содержанию разделяется на два вида: информацию о воздушном движении; информацию об условиях воздушного движения.

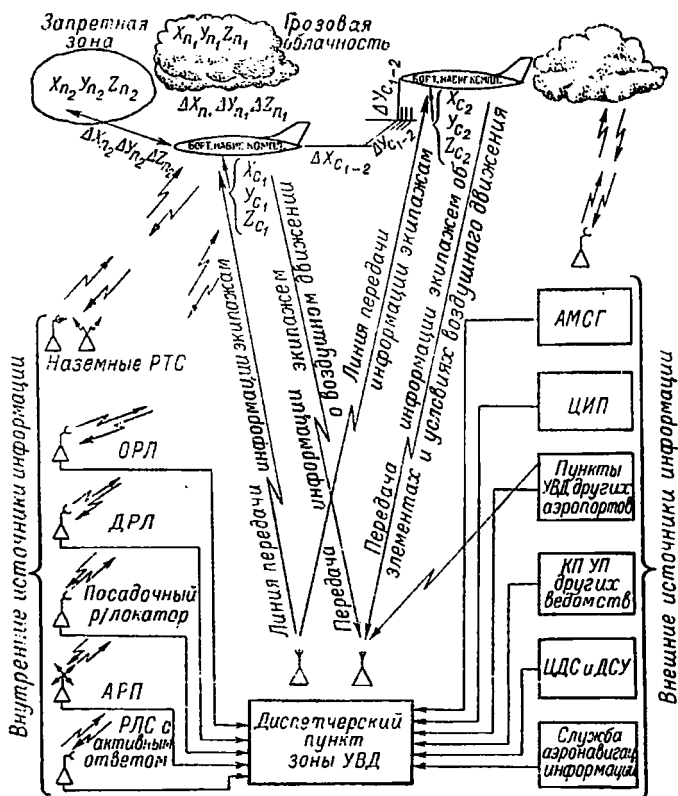


Рис. 9.3. Схема сбора информации в зоне УВД

Первый вид информации поступает, как правило, от внутренних источников и содержит координаты воздушных судов, данные о скоростях, высотах и направлениях их полета в зоне УВД, интервалах и дистанциях между ними. Основными источниками этого вида информации для диспетчерских пунктов являются: наземные радиотехнические средства, находящиеся в распоряжении диспетчеров; доклады экипажей по каналам радиосвязи «борт—земля».

Дополнительную информацию этого вида представляют пункты УВД других аэропортов, центральная диспетчерская служба, диспетчерская служба управлений ГА и командные пункты управления полетами других ведомств.

Второй вид информации поступает, как правило, от внешних источников и содержит сведения о метеоусловиях, аэродромной сети, радиотехнических средствах УВД и самолетовождения, запретных зонах, ограничениях полетов на трассах и в районах аэродромов и ряд других данных об условиях воздушного движения в зоне управления.

Часть этой информации постоянна или медленно меняется во времени. К такого типа информации относится, например информация о радиотехнических средствах УВД и самолетовождения, схемах полетов в районах аэродромов.

Вторая часть информации данного вида быстро изменяется и поступает непосредственно в ходе регулирования воздушного движения. К ней относится информация о метеоситуации по маршруту и в районе аэродрома посадки.

Информация о воздушном движении и об условиях воздушного движения поступает на диспетчерские пункты от внутренних и внешних источников, показанных на рис. 9.3, и подвергается обработке.

Вся информация фильтруется, идентифицируется с целью ее привязки к объектам управления, отображается с помощью электронных индикаторов различных типов, графиков, табло, документируется на магнитофонной ленте и в специальных журналах.

В результате обработки информации на диспетчерском пункте должны быть получены следующие основные данные, позволяющие определить действительный характер и развитие воздушного движения в зоне управления: количество воздушных судов в зоне; координаты каждого воздушного судна в момент контроля; координаты и границы районов, запрещенных или ограниченных для полетов; состояние аэродромной сети в зоне управления и в смежных зонах; фактическое состояние и прогноз погоды в зоне управления; характер воздушного движения.

Как показано на рис. 9.1, информация, собранная от внутренних и внешних источников, после ее обработки используется для сравнения фактических параметров воздушного движения в зоне управления с параметрами, заданными программой. Операция сравнения выполняется на втором логическом этапе процесса регулирования, который называется контролем воздушного движения.

9.2. КОНТРОЛЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

В процессе контроля воздушного движения решаются задачи определения фактического положения воздушных судов относительно заданных траекторий и препятствий, их взаимного расположения и параметров движения.

Необходимость контроля обусловлена изменениями условий полета и отклонениями воздушных судов от заданных траекторий по причинам, носящим, как правило, случайный характер.

По результатам контроля формируется вторичная информация, необходимая для выработки команд и решений по регулированию воздушного движения.

Контроль — неотъемлемая часть процесса регулирования воздушного движения и складывается из следующих этапов: наблюдение за перемещением воздушных судов в зоне управления с целью определения их текущих координат и параметров движения; определение положения воздушных судов относительно заданных траекторий для выявления отклонений; определение взаиморасположения воздушных судов и их положения относительно препятствий и зон, запрещенных для полетов.

Контроль движения должен удовлетворять следующим требованиям: оперативности, которая возрастает по мере роста скоростей полета и интенсивности движения в зоне УВД; высокой точности по всем каналам измерения, передачи и отображения информации; объективности и полноте информации.

Текущие координаты и параметры движения объектов в зонах УВД определяются, как правило, с помощью технических средств контроля и эпизодически — по докладам экипажей.

Текущие координаты воздушных судов в зависимости от используемых средств и методов контроля определяются в декартовой, полярной или географической системах координат.

Примем следующие условные обозначения текущих координат воздушных судов и других объектов в трех системах координат:

Т а б л и ц а

Объекты	Декартова система координат	Полярная система координат	Географическая система координат
Текущие координаты воздушных судов	x_c, y_c, z_c	A_c, D_c	φ_c, λ_c
Координаты контрольных точек на заданной траектории	x, y, z	A, D	φ, λ
Координаты препятствий и зон, запрещенных для полетов	x_p, y_p, z_p	A_p, D_p	φ_p, λ_p

Как было указано в главе 1, под параметрами движения воздушных судов понимают следующие величины, характеризующие их перемещение в трехмерном пространстве: истинную воздушную скорость (V), вертикальную скорость (V_y), путевую скорость (W), высоту полета (H), радиус разворота (R), угол крена при выполнении разворота (β), курс полета (ψ), путевой угол (γ) и др.

При неавтоматизированном контроле значения V , V_y , H , ψ , β определяются только по докладам экипажей. Значения W , R , ψ , γ в этом случае могут быть рассчитаны диспетчером.

Повышение точности и оперативности определения параметров движения воздушных судов достигается благодаря применению самолетных ответчиков.

Положение воздушных судов относительно заданной траектории, величина и сторона (знак) отклонения определяются в процессе сравнения мгновенных значений текущих координат объекта с координатами контрольной точки на траектории полета, заданной по программе, как показано в структуре алгоритма.

Величина и знак фактических отклонений от заданной траектории в декартовой системе координат находятся из выражений:

$$\Delta x = x_c - x; \quad \Delta y = y_c - y; \quad \Delta z = z_c - z.$$

Исходя из ожидаемой точности контроля и требований безопасности воздушного движения, задаются допустимые значения отклонений от заданной траектории, которые в декартовой системе координат обозначим:

$$\Delta x_0, \Delta y_0, \Delta z_0.$$

Взаимное расположение воздушных судов определяется разностью их координат в выбранных системах. При условии, что координаты воздушных судов известны, их взаимное расположение в пространстве зоны управления определяется в декартовой системе:

$$\Delta x_c = x_{c_i} - x_{c_{i+1}}, \quad \Delta y_c = y_{c_i} - y_{c_{i+1}}, \quad \Delta z_c = z_{c_i} - z_{c_{i+1}}.$$

На основании требований безопасности полетов задаются допустимые значения расстояний между воздушными судами, которые могут быть обозначены в декартовой системе координат:

$$\Delta x_{0c}, \Delta y_{0c}, \Delta z_{0c}.$$

При условии, что координаты препятствий заданы, а координаты воздушных судов получены по результатам контроля, положение судов относительно препятствий рассчитывается в декартовой системе:

$$\Delta x_n = x_c - x_n, \quad \Delta y_n = y_c - y_n, \quad \Delta z_n = z_c - z_n.$$

Исходя из требований безопасности воздушного движения, задаются минимальные значения расстояний до препятствий в декартовой системе координат: Δx_{0n} , Δy_{0n} , Δz_{0n} .

Для решения задач регулирования движения необходимо знать отклонения фактического времени прохождения контрольного рубежа от заданного (Δt), отклонение фактической истинной скорости полета от скорости по программе (ΔV) и фактической скорости набора высоты или снижения от заданной (ΔV_y). При регулировании воздушного движения фактические значения Δt , ΔV , ΔV_y сравниваются с заданными — Δt_0 , ΔV_0 и ΔV_{y0} . По результатам контроля воздушного движения в зоне УВД могут быть установлены пять возможных ситуаций, которые показаны в структуре общего алгоритма (см. рис. 9.1) в декартовой системе координат.

1-я ситуация: отклонения от исходной программы равны нулю или находятся в допустимых пределах:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i \leq \Delta x_{0i}, \\ \Delta y_i \leq \Delta y_{0i}, \\ \Delta z_i \leq \Delta z_{0i}, \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ci} \geq \Delta x_{0ci}, \\ \Delta y_{ci} \geq \Delta y_{0ci}, \\ \Delta z_{ci} \geq \Delta z_{0ci}, \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ni} \geq \Delta x_{0ni}, \\ \Delta y_{ni} \geq \Delta y_{0ni}, \\ \Delta z_{ni} \geq \Delta z_{0ni}. \end{array} \right\}$$

2-я ситуация: отклонения от исходной программы по одной или двум осям координат не соответствуют заданным и постоянны:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i > \Delta x_{0i} = \text{const}, \\ \Delta y_i \leq \Delta y_{0i}, \\ \Delta z_i \leq \Delta z_{0i}, \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ci} > \Delta x_{0ci}, \\ \Delta y_{ci} > \Delta y_{0ci}, \\ \Delta z_{ci} < \Delta z_{0ci} = \text{const}, \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ni} > \Delta x_{0ni}, \\ \Delta y_{ni} \geq \Delta y_{0ni}, \\ \Delta z_{ni} < \Delta z_{0ni} = \text{const}; \end{array} \right\}$$

или

или

или

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i > \Delta x_{0i} = \text{const}, \\ \Delta y_i \leq \Delta y_{0i}, \\ \Delta z_i > \Delta z_{0i} = \text{const}. \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ci} < \Delta x_{0ci} = \text{const}, \\ \Delta y_{ci} \geq \Delta y_{0ci}, \\ \Delta z_{ci} < \Delta z_{0ci} = \text{const}, \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ni} > \Delta x_{0ni}, \\ \Delta y_{ni} < \Delta y_{0ni} = \text{const}, \\ \Delta z_{ni} < \Delta z_{0ni} = \text{const}. \end{array} \right\}$$

3-я ситуация: расстояния между воздушными судами или их удаления от препятствий, отклонения от исходной программы по трем осям координат не соответствуют заданным по программе:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i > \Delta x_{0i}, \\ \Delta y_i > \Delta y_{0i}, \\ \Delta z_i > \Delta z_{0i}, \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ci} < \Delta x_{0ci}, \\ \Delta y_{ci} < \Delta y_{0ci}, \\ \Delta z_{ci} < \Delta z_{0ci}, \end{array} \right\} \quad \left. \begin{array}{l} \Delta x_{ni} < \Delta x_{0ni}, \\ \Delta y_{ni} < \Delta y_{0ni}, \\ \Delta z_{ni} < \Delta z_{0ni}. \end{array} \right\}$$

4-я ситуация: абсолютные значения отклонений от заданной программы в момент контроля произвольны, но характер их изменения во времени предопределяет неизбежность конфликтных ситуаций или, наоборот, устранение условий конфликтных ситуаций в последующее время; ход развития ситуации определяется характером первых производных откло-

нений от программы по времени, как это показано в системе уравнений (9.1), описывающей все случаи 4-й ситуации:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i < \Delta x_0, \\ \Delta y_i < \Delta y_0, \\ \Delta z_i < \Delta z_0, \end{array} \right\} \text{НО} \left\{ \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_i)}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta y_i)}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta z_i)}{dt} > 0, \end{array} \right. \\
 \\
 \left. \begin{array}{l} \Delta x_{c_i} > \Delta x_{0c}, \\ \Delta y_{c_i} > \Delta y_{0c}, \\ \Delta z_{c_i} > \Delta z_{0c}, \end{array} \right\} \text{НО} \left\{ \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{c_i})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta y_{0c})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta z_{c_i})}{dt} < 0, \end{array} \right. \\
 \\
 \left. \begin{array}{l} \Delta x_{n_i} > \Delta x_{0n}, \\ \Delta y_{n_i} > \Delta y_{0n}, \\ \Delta z_{n_i} > \Delta z_{0n}, \end{array} \right\} \text{НО} \left\{ \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{n_i})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta y_{n_i})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta z_{n_i})}{dt} < 0, \end{array} \right. \\
 \\
 \left. \begin{array}{l} \Delta x_i > \Delta x_0, \\ \Delta y_i > \Delta y_0, \\ \Delta z_i > \Delta z_0, \end{array} \right\} \text{НО} \left\{ \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_i)}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta y_i)}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta z_i)}{dt} < 0, \end{array} \right. \\
 \\
 \left. \begin{array}{l} \Delta x_{c_i} < \Delta x_{0c}, \\ \Delta y_{c_i} < \Delta y_{0c}, \\ \Delta z_{c_i} < \Delta z_{0c}, \end{array} \right\} \text{НО} \left\{ \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{c_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta y_{c_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta z_{c_i})}{dt} > 0, \end{array} \right. \\
 \\
 \left. \begin{array}{l} \Delta x_{n_i} < \Delta x_{0n}, \\ \Delta y_{n_i} < \Delta y_{0n}, \\ \Delta z_{n_i} < \Delta z_{0n}, \end{array} \right\} \text{НО} \left\{ \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{n_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta y_{n_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta z_{n_i})}{dt} > 0. \end{array} \right.$$

(9.1)

Неизбежна
опасная
ситуация

Условия
опасной
ситуации
устраняются

Так, например, при догоне в какой-то момент расстояние между догоняемым и догоняющим самолетами по дальности Δx_c может быть равно или даже больше заданного — $\Delta x_c \geq \geq \Delta x_{0c}$. Но величина $\frac{d(\Delta x_c)}{dt} < 0$, следовательно, значение Δx_c уменьшается, что неизбежно приведет к опасной ситуации, о чем свидетельствует знак производной.

5-я ситуация: отклонения от исходной программы в допустимых пределах, но полет на заданный аэродром или посадка на нем невозможны по метеусловиям или другим причинам.

Пять рассмотренных ситуаций — основные. Каждая из них может быть зафиксирована либо для одиночного воздушного судна, либо одновременно для нескольких воздушных судов.

Сущность контроля воздушного движения в соответствии с общим алгоритмом сводится, таким образом, к определению реальных ситуаций, которые складываются в границах зоны УВД для каждого из воздушных судов и их совокупности в процессе полета.

Контроль воздушного движения осуществляется специальными методами, которые будут рассмотрены в следующей главе.

Результаты контроля воздушного движения — база для анализа обстановки, сложившейся в зоне УВД, и выработки решений по регулированию воздушного движения.

9.3. АНАЛИЗ ОБСТАНОВКИ И ВЫРАБОТКА РЕШЕНИЙ ПО РЕГУЛИРОВАНИЮ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

По результатам контроля воздушного движения могут быть установлены одна или несколько ситуаций из числа описанных при рассмотрении содержания контроля.

Наиболее часто складывается такая обстановка, когда часть воздушных судов следует по заданной программе, часть отклоняется от нее, а у некоторых из них возникают предпосылки к опасной ситуации, которые должны быть устранены диспетчером.

Анализ обстановки и выработка решений по регулированию должны строиться для каждой ситуации с учетом ее специфики и логики развития воздушного движения в зоне управления к моменту контроля.

При рассмотрении задач и содержания контроля воздушного движения было показано, что его сущность сводится к определению характера движения объектов относительно заданной траектории, фактических расстояний между воздушными судами и действительных их удалений от препятствий.

Поэтому анализ обстановки и выработку решений по регулированию для каждой ситуации целесообразно строить по трем взаимосвязанным направлениям: анализ движения относительно заданных траекторий и выработка решений по траекторному регулированию; анализ абсолютных значений и изменения во времени расстояний между воздушными судами и принятие решений по их регулированию; оценка фактических расстояний до препятствий, их изменения во времени и обеспечение безопасных значений этих расстояний путем регулирования движения воздушных судов.

Рассмотрим общий порядок анализа обстановки и выработки решений по регулированию в каждой из пяти ситуаций.

Первая ситуация в соответствии с общим алгоритмом регулирования воздушного движения характеризуется исходными условиями: отклонение объектов от расчетных траекторий меньше или равно заданному по программе; фактические дальности до смежных самолетов и ближайших препятствий больше или равны заданным по программе.

При анализе первой ситуации могут быть отмечены следующие частные случаи:

воздушные суда следуют строго по заданным траекториям, их отклонения от траекторий равны нулю и не изменяются во времени (рис. 9.4):

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_i &= x_i - x_0 = 0, \\ \Delta y_i &= y_i - y_0 = 0, \\ \Delta z_i &= z_i - z_0 = 0; \end{aligned} \right\}$$

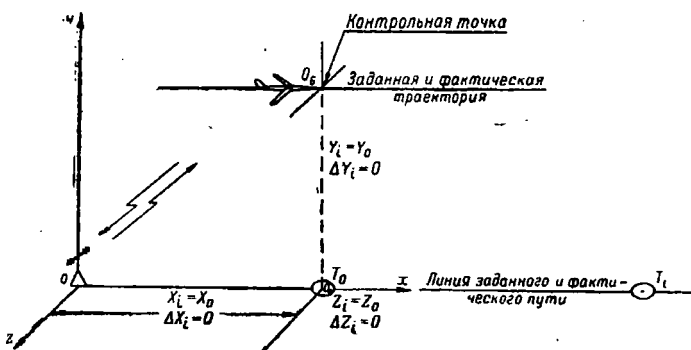


Рис. 9.4. Схема движения воздушного судна точно по заданной программе (отклонения от заданной программы движения $\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i = 0$)

отклонения от заданных траекторий не равны нулю, но меньше или равны допустимым и постоянны (рис. 9.5):

$$\left. \begin{aligned} 0 < \Delta x_i &\leq \Delta x_0, \\ 0 < \Delta y_i &\leq \Delta y_0, \\ 0 < \Delta z_i &\leq \Delta z_0; \end{aligned} \right\}$$

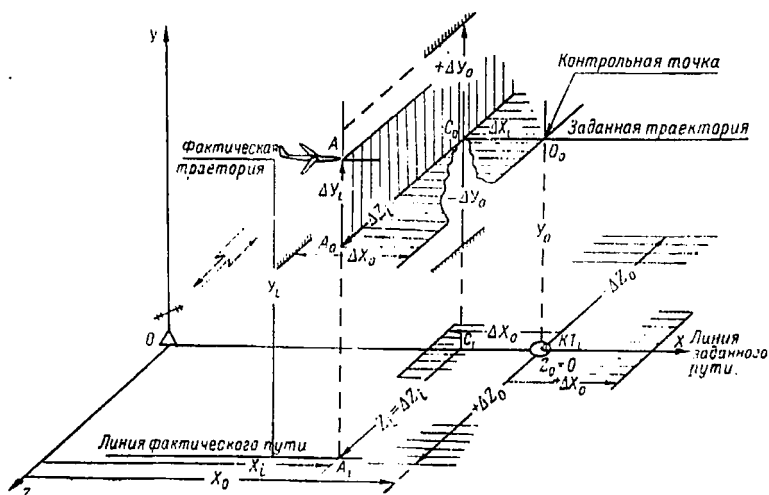


Рис. 9.5. Отклонения от заданной траектории равны нулю или находятся в допустимых пределах (отклонения от заданной программы не равны 0, но не превышают допустимых:

$$\Delta x_i < \Delta x_0, \quad \Delta y_i < \Delta y_0, \quad \Delta z_i < \Delta z_0)$$

фактические расстояния между смежными воздушными судами больше или равны заданным и постоянны (рис. 9.6):

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{c_i} = x_{c_{i+1}} - x_{c_i} &\geq \Delta x_{0c}, \\ \Delta y_{c_i} = y_{c_{i+1}} - y_{c_i} &\geq \Delta y_{0c}, \\ \Delta z_{c_i} = z_{c_{i+1}} - z_{c_i} &\geq \Delta z_{0c}; \end{aligned} \right\}$$

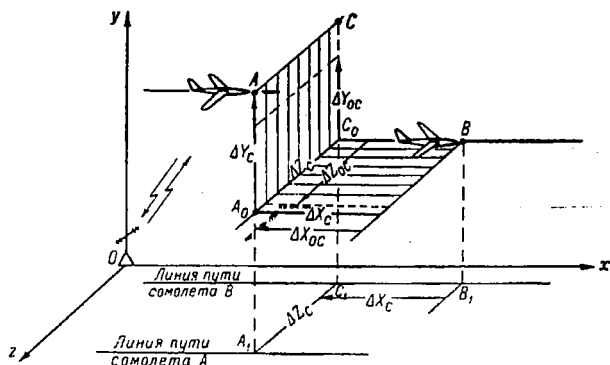


Рис. 9.6. Фактические расстояния между воздушными судами больше или равны заданным и постоянны

действительные дальности до препятствий больше или равны заданным и постоянны (рис. 9.7):

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{n_i} &= x_{c_i} - x_n \geq x_{0_n}, \\ \Delta y_{n_i} &= y_{c_i} - y_n \geq y_{0_n}, \\ \Delta z_{n_i} &= z_{c_i} - z_n \geq z_{0_n}. \end{aligned} \right\}$$

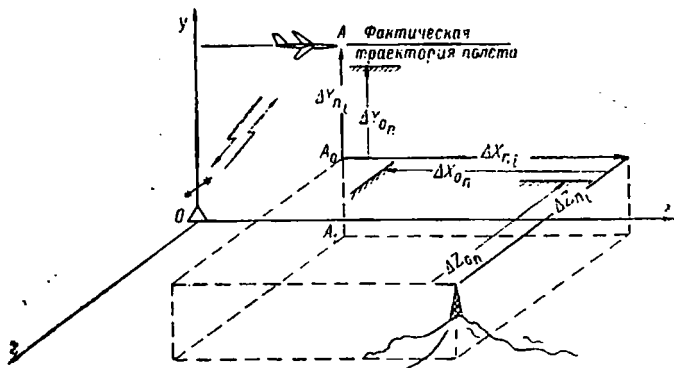


Рис. 9.7 Действительные дальности до препятствия больше или равны заданным и постоянны

Для выработки правильного решения по регулированию движения в первой ситуации необходимо экстраполировать положение летательных аппаратов и определить их координаты x_{i+1} , y_{i+1} и z_{i+1} к моменту прохождения ближайшего контрольного пункта.

Экстраполяция производится по скорости, направлению и времени полета и позволяет определить:

текущие координаты воздушных судов к моменту прохождения очередного контрольного рубежа:

$$\left. \begin{aligned} x_{i+1} &= x_i + V_x \cdot t, \\ y_{i+1} &= y_i + V_y \cdot t, \\ z_{i+1} &= z_i + V_z \cdot t; \end{aligned} \right\}$$

отклонения от заданной траектории к этому моменту:

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{i+1} &= x_{i+1} - x_0, \\ \Delta y_{i+1} &= y_{i+1} - y_0, \\ \Delta z_{i+1} &= z_{i+1} - z_0; \end{aligned} \right\}$$

расстояния между смежными воздушными судами:

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{c_{i+1}} &= x_{c_{i+1}} - x_{c_i}, \\ \Delta y_{c_{i+1}} &= y_{c_{i+1}} - y_{c_i}, \\ \Delta z_{c_{i+1}} &= z_{c_{i+1}} - z_{c_i}; \end{aligned} \right\}$$

удаление от ближайшего препятствия к моменту прохода контрольного рубежа:

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{n_{i+1}} &= x_{c_{i+1}} - x_{n_i}, \\ \Delta y_{n_{i+1}} &= y_{c_{i+1}} - y_{n_i}, \\ \Delta z_{n_{i+1}} &= z_{c_{i+1}} - z_{n_i}. \end{aligned} \right\}$$

Основанием для выработки решения по регулированию являются результаты сравнения текущих и экстраполированных координат и отклонений с заданными по программе.

Для условий, показанных на рис. 9.4, 9.5, 9.6 и 9.7, отклонения от заданной траектории, расстояния между воздушными судами и удаления от ближайших препятствий к моменту прохода очередного контрольного рубежа будут находиться в допустимых пределах:

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{i+1} &\leq \Delta x_0 & \Delta x_{c_{i+1}} &\geq \Delta x_{0c} & \Delta x_{n_{i+1}} &\geq \Delta x_{0n} \\ \Delta y_{i+1} &\leq \Delta y_0 & \Delta y_{c_{i+1}} &\geq \Delta y_{0c} & \Delta y_{n_{i+1}} &\geq \Delta y_{0n} \\ \Delta z_{i+1} &\leq \Delta z_0 & \Delta z_{c_{i+1}} &\geq \Delta z_{0c} & \Delta z_{n_{i+1}} &\geq \Delta z_{0n} \end{aligned} \right\}$$

При выполнении этих условий обеспечивается безопасность полетов, поэтому обоснованным решением по регулированию движения в первой ситуации является решение о продолжении движения воздушных судов по их траекториям без изменения режима полета по направлению, высоте и скорости.

Первая ситуация отличается минимальным числом операций по регулированию.

После принятия решения в данной ситуации, как показано в структуре алгоритма, команды по регулированию движения не передаются, продолжается контроль полета по заданной программе, и в момент прохода границы зоны УВД управление передается в смежную зону.

Вторая ситуация характеризуется условиями: отклонения воздушных судов от заданных траекторий по одной или нескольким осям координат больше заданных и постоянны по времени; действительные расстояния до смежных самолетов по одной или двум осям координат меньше предусмотренных программой и неизменны по времени; удаление самолетов от ближайших препятствий по направлению или высоте неизменны и меньше заданных.

В процессе анализа второй ситуации могут наблюдаться следующие частные случаи:

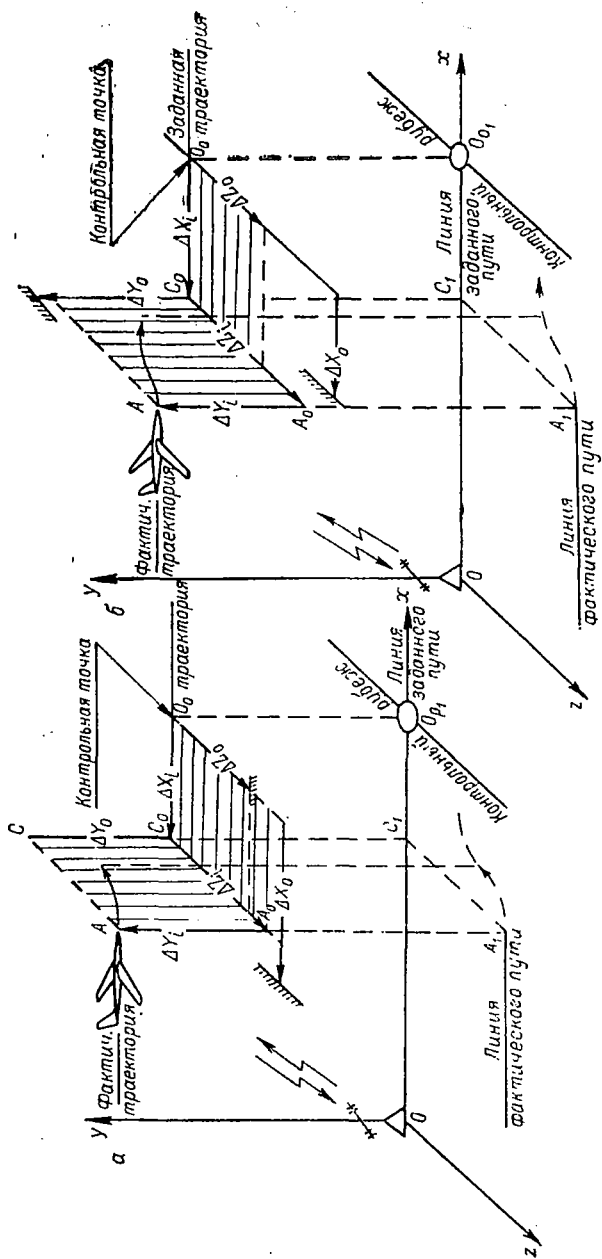


Рис. 9.8. Отклонения от заданной траектории по одной или нескольким осям координат больше допустимых

воздушные суда следуют с отклонением от заданной траектории по одной из осей координат на постоянную величину, большую допустимой (случай а, рис. 9.8):

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i \leq \Delta x_0, \\ \Delta y_i \leq \Delta y_0, \\ \text{но } \Delta z_i > \Delta z_0 = \text{const}; \end{array} \right\} \text{ или } \left. \begin{array}{l} \Delta y_i \leq \Delta y_0, \\ \Delta z_i \leq \Delta z_0, \\ \text{но } \Delta x_i > \Delta x_0 = \text{const}; \end{array} \right\}$$

воздушное судно движется с отклонениями от заданной траектории по двум осям координат на постоянные величины, больше допустимых (случай б, рис. 9.8):

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i > \Delta x_0 = \text{const}, \\ \Delta y_i \leq \Delta y_0 = \text{const}, \\ \Delta z_i > \Delta z_0 = \text{const}; \end{array} \right\}$$

расстояния между смежными воздушными судами по одной из осей координат меньше допустимых и постоянны (случай в, рис. 9.9):

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_{c_i} \geq \Delta x_{0c}, \\ \Delta y_{c_i} \geq \Delta y_{0c}, \\ \text{но } \Delta z_{c_i} < \Delta z_{0c} = \text{const}, \end{array} \right\} \text{ или } \left. \begin{array}{l} \Delta x_{c_i} \geq \Delta x_{0c}, \\ \Delta z_{c_i} \geq \Delta z_{0c}, \\ \text{но } \Delta y_{c_i} < \Delta y_{0c} = \text{const}; \end{array} \right\} \text{ или}$$

$$\left. \begin{array}{l} \Delta y_{c_i} \geq \Delta y_{0c}, \\ \Delta z_{c_i} \geq \Delta z_{0c}, \\ \text{но } \Delta x_{c_i} < \Delta x_{0c} = \text{const}; \end{array} \right\}$$

расстояние между смежными воздушными судами по двум осям координат меньше допустимых и постоянны (случай г, рис. 9.9):

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_{c_i} \geq \Delta x_{0c}, \\ \Delta y_{c_i} < \Delta y_{0c} = \text{const}, \\ \Delta z_{c_i} < \Delta z_{0c} = \text{const}; \end{array} \right\} \text{ или } \left. \begin{array}{l} \Delta y_{c_i} \geq \Delta y_{0c}, \\ \Delta x_{c_i} < \Delta x_{0c} = \text{const}, \\ \Delta z_{c_i} < \Delta z_{0c} = \text{const}; \end{array} \right\} \text{ или}$$

$$\left. \begin{array}{l} \Delta z_{c_i} \geq \Delta z_{0c}, \\ \Delta y_{c_i} < \Delta y_{0c} = \text{const}, \\ \Delta x_{c_i} < \Delta x_{0c} = \text{const}; \end{array} \right\}$$

удаление самолета от ближайшего препятствия по оси OZ меньше допустимого и постоянно (случай д, рис. 9.10):

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_{n_i} \geq \Delta x_{0n}, \\ \Delta y_{n_i} \geq \Delta y_{0n}, \\ \Delta z_{n_i} < \Delta z_{0n} = \text{const}; \end{array} \right\}$$

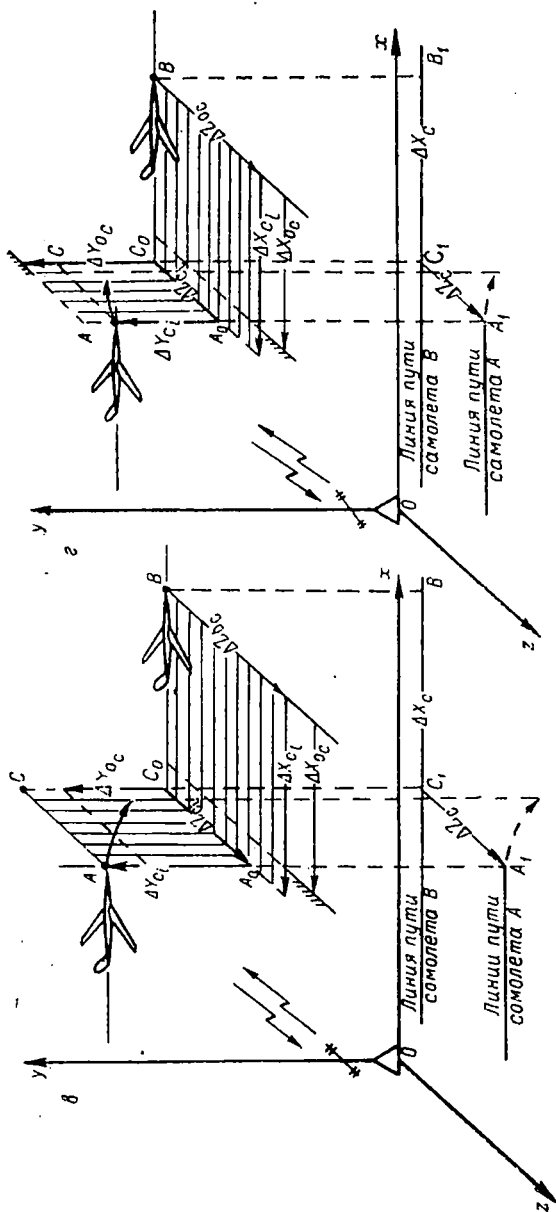


Рис. 9.9. Расстояние между смежными воздушными судами по одной или двум осям координат меньше допустимых

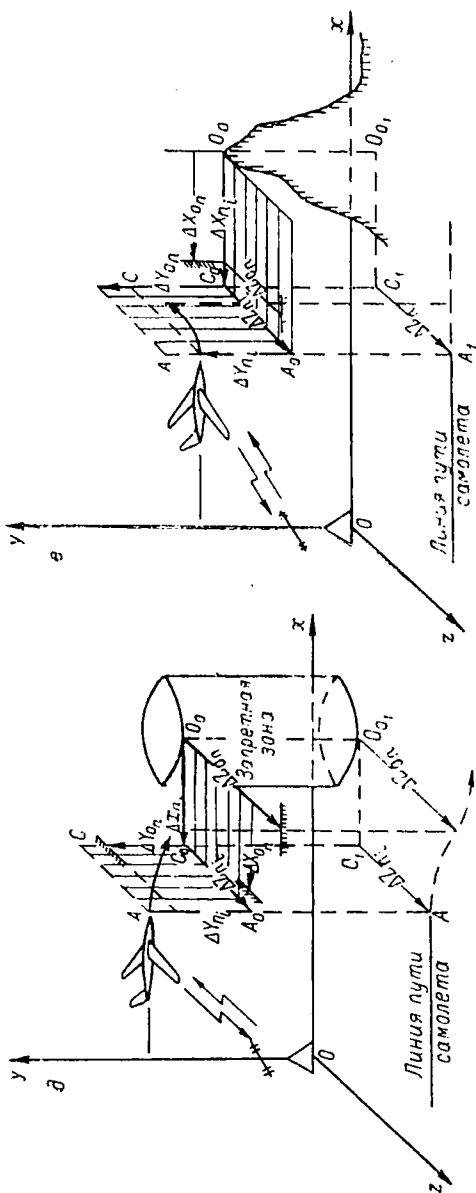


Рис. 9.10. Дальности до препятствий по одной из осей координат меньше допустимых

удаление от ближайшего препятствия по оси OY меньше допустимого и постоянно (случай e , рис. 9.10):

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{n_i} &> \Delta x_{0_n}, \\ \Delta z_{n_i} &> \Delta z_{0_n}, \\ \Delta y_{n_i} &< \Delta y_{0_n} = \text{const.} \end{aligned} \right\}$$

Анализируя все шесть случаев 2-й ситуации (см. рис. 9.8, a , b ; 9.9, $в$, $г$; и 9.10, $д$, e) можно прийти к выводу, что ни в одном из них нет непосредственной угрозы конфликтной ситуации.

Действительно,

в случае a (см. рис. 9.8), когда боковое уклонение от трассы Δz_i больше заданного, но при расстоянии до контрольного рубежа Δx_i меньше заданного, как правило, не возникает опасная ситуация благодаря эшелонированию по высоте;

случай b (см. рис. 9.8), когда $\Delta z_i > \Delta z_0$ и $\Delta x_i > \Delta x_0$, но $\Delta y_i \leq \Delta y_0$, также не обязательно обуславливает появление опасной ситуации, так как воздушные суда смещены по дальности и боковому направлению на расстояния более безопасных;

в случае $в$ (см. рис. 9.9) при $\Delta z_{c_i} < \Delta z_{0_c}$ конфликтная ситуация не возникает, так как воздушные суда находятся на безопасных интервалах по осям OX и OY и даже при уменьшении Δx_{c_i} они разойдутся на безопасном интервале по высоте;

в случае $г$ (см. рис. 9.9), когда $\Delta z_{c_i} < \Delta z_{0_c}$ и $\Delta y_{c_i} < \Delta y_{0_c}$, непосредственная опасность также отсутствует, так как воздушные суда следуют на безопасных дистанциях Δx_{c_i} ; такой случай — обычный для воздушных трасс и МВЛ, где самолеты движутся на заданных линейных или временных дистанциях при $\Delta z_{c_i} \approx 0$ и $\Delta y_{c_i} \approx 0$; случай $д$ (см. рис. 9.10) не обуславливает опасную ситуацию, так как при $\Delta x_{n_i} > \Delta x_{0_n}$ и $\Delta y_{n_i} > \Delta y_{0_n}$, но $\Delta z_{n_i} < \Delta z_{0_n}$ воздушное судно пройдет препятствие на безопасной высоте;

в случае e (см. рис. 9.10) при $\Delta x_{n_i} > \Delta x_{0_n}$ и $\Delta z_{n_i} > \Delta z_{0_n}$, но $\Delta y_{n_i} < \Delta y_{0_n}$ опасная ситуация не возникает поскольку препятствие обходится самолетом на боковом удалении, превышающем минимальное безопасное; такие случаи часто наблюдаются, например при полетах по кругу над аэродромом в горных районах, когда боковое удаление до вершин гор, расположенных за пределами площади круга, больше безопасного.

Анализ 2-й ситуации показывает, что несмотря на отсутствие непосредственной угрозы опасного сближения, продолжать полет на прежних неизменных режимах нельзя. В каждом из шести случаев имеются отклонения от заданной программы по одной или двум осям координат, что может привести к конфликтной ситуации через некоторое время и недопустимо по исходным условиям движения.

При создавшихся условиях обоснованным решением по регулированию движения во второй ситуации является коррекция направления, высоты или скорости движения воздушных судов с целью возвращения на заданные траектории по дальности, направлению и высоте, как показано на рис. 9.8, 9.9, 9.10.

Для выбора маневра каждого воздушного судна при принятии решения необходимо предусмотреть: время и место начала выполнения маневра; характер маневра; точку и время окончания маневра.

Порядок решения этих задач указан при рассмотрении методов регулирования воздушного движения.

Коррекция отклонений от заданной траектории осуществляется с целью устранения бокового уклонения при неизменной высоте полета или с изменением высоты; нагона недостатка или погашения избытка времени.

Регулирование для возвращения на заданную траекторию осуществляется в случаях, когда отклонения сравнительно невелики и по условиям движения целесообразно вернуть воздушное судно на трассу для продолжения полета по ранее заданному маршруту.

Третья ситуация может быть охарактеризована следующими условиями.

Отклонения воздушных судов от контрольных точек или рубежей на заданных траекториях больше допустимых по всем трем осям координат (случай а):

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_i &> \Delta x_0, \\ \Delta y_i &> \Delta y_0, \\ \Delta z_i &> \Delta z_0. \end{aligned} \right\}$$

Такой случай может встретиться, например при обходе фронтальных облачных масс, когда самолет вынужден отклониться от заданной траектории по направлению, дальности и высоте.

Расстояния между смежными воздушными судами по всем трем осям координат меньше допустимых (случай б):

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{c_i} &< \Delta x_{0_c}, \\ \Delta y_{c_i} &< \Delta y_{0_c}, \\ \Delta z_{c_i} &< \Delta z_{0_c}. \end{aligned} \right\}$$

Подобные случаи, по статистическим данным, чаще, чем в других зонах, наблюдаются в районах аэродромов.

Удаления воздушных судов до препятствий по трем осям координат меньше допустимых (случай в)

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_{п_i} &< \Delta x_{0_п}, \\ \Delta y_{п_i} &< \Delta y_{0_п}, \\ \Delta z_{п_i} &< \Delta z_{0_п}. \end{aligned} \right\}$$

Анализируя первый случай 3-й ситуации, можно заметить, что он наблюдается в двух вариантах:

при условии

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_i &> \Delta x_0, \\ \Delta y_i &> \Delta y_0, \\ \Delta z_i &> \Delta z_0, \end{aligned} \right\}$$

воздушное судно не выдерживает заданного времени прохода контрольных рубежей, вышло за пределы трассы и заданного эшелона; при наличии в этом же районе других судов создаются условия для конфликтной ситуации; при этих же значениях отклонений от заданной траектории, когда в данном районе нет других воздушных судов, условия конфликтной ситуации отсутствуют.

Правильным решением по регулированию в первом варианте, когда в зоне УВД есть другие суда, будет устранение отклонений в возможно короткое время при использовании рассмотренных ранее способов регулирования воздушного движения по дальности, высоте и направлению.

Во втором варианте первого случая, когда в зоне УВД нет других судов, возможны два решения по регулированию: если целесообразен полет по заданной траектории, необходимо произвести коррекцию для возвращения на эту траекторию; если отклонения от заданной траектории велики и возвращение на нее невозможно или нецелесообразно, необходимо разработать новую программу движения и осуществить регулирование для полета по ней.

Второй и третий случаи 3-й ситуации (б и в), когда расстояния между смежными воздушными судами и их удаления

от препятствий меньше допустимых, — типичные. Правильным решением по регулированию движения в этих случаях будет разработка программы устранения конфликтной ситуации и переход к полету по ней в кратчайшее время.

Логические операции и схемы вычислительных операций при регулировании движения во всех трех случаях 3-й ситуации приведены в структуре алгоритма регулирования (см. рис. 9.1).

Четвертая ситуация отличается от первых трех тем, что здесь при оценке обстановки и выработке решения по регулированию анализируются не только абсолютные значения отклонений воздушных судов, но и знаки первых производных от этих отклонений.

При анализе 4-й ситуации могут быть выделены два случая, описанные системой уравнений (9.1) и объединяющие варианты текущих и будущих отклонений воздушных судов от заданной программы.

Первый случай данной ситуации характеризуется следующими условиями: отклонения от заданных траекторий по осям координат больше допустимых, но первые их производные отрицательны, что свидетельствует о постепенном уменьшении отклонений во времени и приближении воздушных судов к программным траекториям:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i > \Delta x_0, \\ \Delta y_i > \Delta y_0, \\ \Delta z_i > \Delta z_0, \end{array} \right\} \text{но} \left. \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_i)}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta y_i)}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta z_i)}{dt} < 0; \end{array} \right\}$$

расстояния между смежными воздушными судами и удаления до ближайших препятствий по осям координат меньше допустимых, но их первые производные положительны, что позволяет сделать вывод об увеличении этих расстояний во времени и приближении воздушных судов к программным положениям:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_{c_i} < \Delta x_{0_c}, \\ \Delta y_{c_i} < \Delta y_{0_c}, \\ \Delta z_{c_i} < \Delta z_{0_c}, \end{array} \right\} \text{но} \left. \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{c_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta y_{c_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta z_{c_i})}{dt} > 0; \end{array} \right\}$$

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_{n_i} < \Delta x_{0_n}, \\ \Delta y_{n_i} < \Delta y_{0_n}, \\ \Delta z_{n_i} < \Delta z_{0_n}, \end{array} \right\} \text{НО} \left. \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{n_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta y_{n_i})}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta z_{n_i})}{dt} > 0. \end{array} \right\}$$

Анализ обоих вариантов первого случая позволяет сделать вывод: воздушные суда прошли критические точки и приближаются к программным траекториям, что свидетельствует о постепенном устранении условий конфликтных ситуаций.

В зависимости от сложившейся обстановки может быть принято одно из возможных решений по регулированию движения: не предпринимать регулирующих воздействий до момента выхода воздушных судов на программные траектории; при значительных отклонениях от заданных траекторий разработать новую программу движения и выполнить регулирование для полета по ней; при небольших отклонениях выполнить коррекцию движения воздушного судна с целью его вывода на программную траекторию.

Второй случай 4-й ситуации характеризуется следующими условиями:

отклонения от заданной траектории по осям координат меньше допустимых, но их первые производные положительны, что свидетельствует о непрерывном увеличении отклонений во времени:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_i < \Delta x_0, \\ \Delta y_i < \Delta y_0, \\ \Delta z_i < \Delta z_0, \end{array} \right\} \text{НО} \left. \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_i)}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta y_i)}{dt} > 0, \\ \frac{d(\Delta z_i)}{dt} > 0; \end{array} \right\}$$

расстояния между смежными воздушными судами и удаления до ближайших препятствий по осям координат больше допустимых, но их первые производные отрицательны; при этом условии расстояния между воздушными судами и их удаления от препятствий непрерывно сокращаются, что неизбежно ведет к конфликтной ситуации:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_{c_i} > \Delta x_{0_c}, \\ \Delta y_{c_i} > \Delta y_{0_c}, \\ \Delta z_{c_i} > \Delta z_{0_c}, \end{array} \right\} \text{НО} \left. \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{c_i})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta y_{c_i})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta z_{c_i})}{dt} < 0. \end{array} \right\}$$

$$\left. \begin{array}{l} \Delta x_{n_i} > \Delta x_{0_n}, \\ \Delta y_{n_i} > \Delta y_{0_n}, \\ \Delta z_{n_i} > \Delta z_{0_n}, \end{array} \right\} \text{но} \left. \begin{array}{l} \frac{d(\Delta x_{n_i})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta y_{n_i})}{dt} < 0, \\ \frac{d(\Delta z_{n_i})}{dt} < 0. \end{array} \right\}$$

По результатам анализа второго случая 4-й ситуации установлено, что в зоне управления создавалась опасная ситуация для одного или нескольких воздушных судов. Необходимо в кратчайшее время выработать программу устранения конфликтной ситуации. Схема логических операций при устранении конфликтной ситуации показана в структуре общего алгоритма регулирования (см. рис. 9.1).

Пятая ситуация может возникнуть либо в результате изменений обстановки по трассам полета и в районах аэродромов посадки, либо в связи с распоряжениями органов, координирующих и контролирующих полеты. Этими распоряжениями обычно устанавливаются ограничения и запреты на движение по трассам и маршрутам, в связи с чем воздушные суда должны быть направлены на запасные аэродромы или возвращены на аэродромы вылета.

В результате анализа обстановки в этой ситуации необходимо оценить возможности воздушных судов по выполнению дальнейшего полета и решить следующие задачи по регулированию воздушного движения: выбор аэродромов посадки; выбор маршрутов и эшелонов (высот) полета; расчет новых программ движения воздушных судов на запасные аэродромы или на аэродромы вылета; передача новых программ движения экипажам.

Регулирование движения воздушных судов по новым программам осуществляется рассмотренными ранее методами в соответствии со структурой общего алгоритма (см. рис. 9.1).

9.4. УСТРАНЕНИЕ КОНФЛИКТНОЙ СИТУАЦИИ

Решение по устранению конфликтной ситуации принимается в случаях, когда величина и характер текущих или экстраполированных параметров движения воздушных судов угрожает безопасности движения.

К конфликтным ситуациям относятся: опасное сближение воздушных судов в полете; попадание воздушных судов в опасные для полета метеоусловия; попадание воздушных судов в зоны, запрещенные для полетов.

В практике регулирования воздушного движения наиболее часто решается задача предотвращения опасного сближения воздушных судов. Поэтому задачу предотвращения конфликтной ситуации рассмотрим на примере опасного сближения двух самолетов. Это правомерно еще и потому, что к задаче данного типа, по существу, сводятся все основные случаи устранения конфликтных ситуаций.

Из множества возможных схем движения воздушных судов в конфликтных ситуациях воспользуемся плоской схемой, когда конфликтующие суда движутся на одной высоте и их траектории пересекаются под некоторым углом (рис. 9.11).

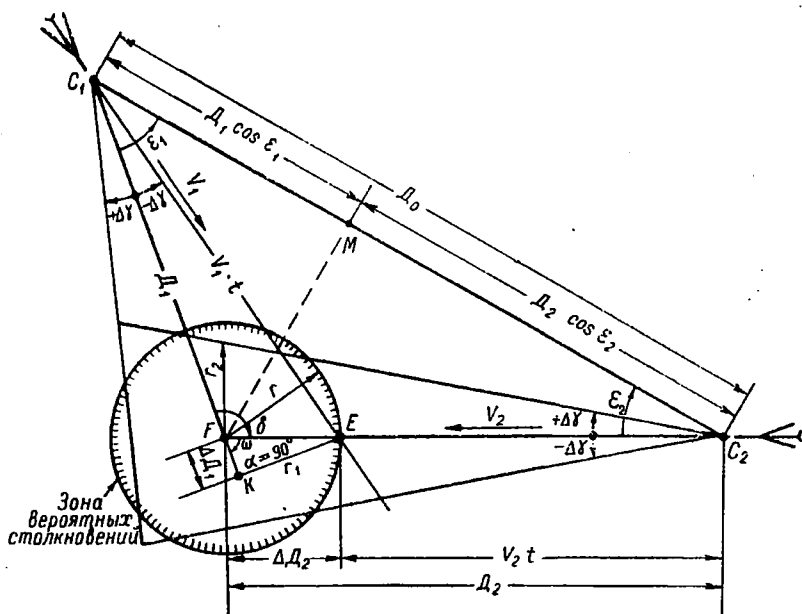


Рис. 9.11. Схема движения двух воздушных судов в конфликтной ситуации

В исходный момент воздушные суда 1 и 2 расположены в исходных точках C_1 и C_2 и движутся со скоростями V_1 и V_2 по пересекающимся направлениям. Расчетная точка пересечения траекторий — точка F расположена на удалениях $C_1F = D_1$ и $C_2F = D_2$.

Исходное расстояние между воздушными судами $C_1C_2 = D_0$. Курсовые углы, под которыми экипажи визируют воздушные суда из точек C_1 и C_2 соответственно равны ϵ_1 и ϵ_2 . Треугольник C_1FC_2 , образованный сторонами D_1 , D_2 и D_0 , называют

треугольником встречи. Угол при вершине F этого треугольника, под которым пересекаются расчетные траектории воздушных судов,

$$\delta = 180 - (\varepsilon_1 + \varepsilon_2).$$

Для решения задачи устранения конфликтной ситуации необходимо знать положение воздушных судов, направление их движения, время полета и расстояние до точки пересечения траекторий с учетом вероятных отклонений за счет неточного выдерживания режима полета и влияния ветра. На основе этих данных вычислительное устройство или диспетчер могут правильно рассчитать программу маневра устранения конфликтной ситуации и обеспечить его выполнение.

С помощью схемы (см. рис. 9.11) при известном расстоянии D_0 , положении и направлении движения воздушных судов рассмотрим порядок расчета времени и расстояний, оставшихся до момента их выхода в точку пересечения траекторий.

Расчет времени полета до встречи воздушных судов. Время полета до встречи определим с помощью дополнительных построений на треугольнике встречи.

В треугольнике встречи C_1FC_2 суда должны двигаться по направлениям C_1F и C_2F с пересечением расчетных траекторий в точке F .

Вследствие неточного выдерживания режима полета и влияния ветра каждое из судов может отклониться от своей расчетной траектории на угол $\pm \Delta\gamma$. Для простоты рассуждений полагаем, что значения угловых отклонений для обоих судов одинаковы и равны $\pm \Delta\gamma^\circ$.

В результате следует ожидать, что траектории пересекутся не в точке F , а в некоторой области вероятных отклонений, радиус которой определяется среднеквадратическим радиальным отклонением r . Эта область — зона вероятных столкновений конфликтующих воздушных судов. Можно полагать, что судно 1 будет двигаться в направлении C_1E и пересечет траекторию воздушного судна 2 в точке E , расположенной на границе области вероятных отклонений, на удалении от точки F , равном $FE = \Delta D_2$.

Данный случай рассматривается потому, что путь второго судна до момента пересечения траекторий будет минимальным.

Путь судна 1 до точки встречи $V_1 \cdot t > D_1$. Здесь t — ожидаемое время полета до встречи воздушных судов.

Продолжим линию C_1F и опустим перпендикуляр на это продолжение из точки E . В результате получим прямоугольный треугольник C_1KE , у которого угол $C_1KE = \alpha = 90^\circ$; сторона KE — величина радиального отклонения r_1 за время по-

лета первого воздушного судна на участке C_1E при суммарной ошибке выдерживания направления полета, равной $\Delta\gamma^\circ$.

Для упрощения выводов принимаем величину r_1 , равной радиусу зоны вероятных столкновений r с доверительной вероятностью 0,68. При известных точностных характеристиках бортовых навигационно-пилотажных комплексов и длине пути, пройденного от исходной точки, величина r может быть определена с необходимой точностью.

Из дополнительного прямоугольного треугольника FKE определим величины ΔD_1 и ΔD_2 (см. рис. 9.11).

В треугольнике FKE угол $\alpha = 90^\circ$. Внешний угол треугольника C_1FC_2

$$\omega = \varepsilon_1 + \varepsilon_2.$$

Тогда из треугольника FKE , полагая $r_1 \approx r$,

$$\Delta D_1 = \frac{r}{\operatorname{tg}(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)},$$

$$\Delta D_2 = \frac{r}{\sin(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}.$$

Из треугольника встречи C_1FC_2 :

$$D_0 = D_1 \cos \varepsilon_1 + D_2 \cos \varepsilon_2.$$

Но из треугольника C_1KE

$$D_1 = V_1 \cdot t \cdot \cos \Delta\gamma - \Delta D_1.$$

Как видно из построения,

$$D_2 = V_2 \cdot t + \Delta D_2.$$

Подставим значения D_1 и D_2 в формулу для D_0 :

$$\begin{aligned} D_0 &= (V_1 \cdot t \cdot \cos \Delta\gamma - \Delta D_1) \cos \varepsilon_1 + (V_2 \cdot t + \Delta D_2) \cos \varepsilon_2 = \\ &= V_1 \cdot t \cdot \cos \Delta\gamma \cdot \cos \varepsilon_1 - \Delta D_1 \cos \varepsilon_1 + V_2 t \cdot \cos \varepsilon_2 + \Delta D_2 \cos \varepsilon_2 = \\ &= t(V_1 \cos \Delta\gamma \cdot \cos \varepsilon_1 + V_2 \cos \varepsilon_2) - \Delta D_1 \cos \varepsilon_1 + \Delta D_2 \cos \varepsilon_2, \end{aligned}$$

$$D_0 + \Delta D_1 \cos \varepsilon_1 - \Delta D_2 \cos \varepsilon_2 = t(V_1 \cos \Delta\gamma \cos \varepsilon_1 + V_2 \cos \varepsilon_2);$$

$$t = \frac{D_0 + \Delta D_1 \cos \varepsilon_1 - \Delta D_2 \cos \varepsilon_2}{V_1 \cos \Delta\gamma \cdot \cos \varepsilon_1 + V_2 \cdot \cos \varepsilon_2}.$$

Подставив в это выражение значения величин ΔD_1 и ΔD_2 , получим формулу для расчета времени сближения:

$$t = \frac{D_0 + \frac{r}{\operatorname{tg}(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)} \cos \varepsilon_1 - \frac{r}{\sin(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)} \cos \varepsilon_2}{V_1 \cos \Delta\gamma \cdot \cos \varepsilon_1 + V_2 \cdot \cos \varepsilon_2}. \quad (9.2)$$

Полученное по формуле (9.2) время (t) является единым временем полета до точки пересечения траекторий как для

первого, так и для второго воздушных судов с учетом их возможных отклонений от заданных траекторий из-за неточного выдерживания режима полета и влияния ветра.

Расчет расстояний до точки встречи воздушных судов. Расстояния D_1 и D_2 до расчетной точки встречи (столкновения) воздушных судов от их текущих местоположений в точках C_1 и C_2 являются функцией исходной дальности между судами D_0 и курсовых углов ϵ_1 и ϵ_2 . По результатам контроля воздушного движения значения D_0 , ϵ_1 и ϵ_2 могут быть определены. Тогда величины D_1 и D_2 можно получить из треугольника встречи C_1FC_2 (см. рис. 9.11).

По теореме синусов из треугольника C_1FC_2

$$\frac{D_1}{\sin \epsilon_2} = \frac{D_2}{\sin \epsilon_1}.$$

Откуда

$$D_1 = \frac{D_2 \cdot \sin \epsilon_2}{\sin \epsilon_1},$$

$$D_2 = \frac{D_1 \cdot \sin \epsilon_1}{\sin \epsilon_2}.$$

Но

$$D_0 = D_1 \cos \epsilon_1 + D_2 \cos \epsilon_2.$$

Вместо D_2 в формулу для D_0 подставим его значение:

$$D_0 = D_1 \cos \epsilon_1 + \frac{D_1 \sin \epsilon_1}{\sin \epsilon_2} \cos \epsilon_2 = D_1 (\cos \epsilon_1 + \sin \epsilon_1 \operatorname{ctg} \epsilon_2)$$

или

$$D_1 = \frac{D_0}{\cos \epsilon_1 + \sin \epsilon_1 \operatorname{ctg} \epsilon_2}. \quad (9.3)$$

По аналогии

$$D_2 = \frac{D_0}{\cos \epsilon_2 + \sin \epsilon_2 \operatorname{ctg} \epsilon_1}. \quad (9.4)$$

Для известных скоростей полета V_1 и V_2 и расстояний D_1 и D_2 может быть рассчитано время полета воздушных судов до точки встречи (столкновения) без учета возможных отклонений вследствие невыдерживания режима полета и влияния ветра.

Для первого воздушного судна

$$t_1 = \frac{D_0}{V_1 (\cos \epsilon_1 + \sin \epsilon_1 \operatorname{ctg} \epsilon_2)}. \quad (9.5)$$

Для второго воздушного судна

$$t_2 = \frac{D_0}{V_2 (\cos \varepsilon_2 + \sin \varepsilon_2 \operatorname{ctg} \varepsilon_1)} \quad (9.6)$$

Обязательным условием для встречи (столкновения) является равенство времен полета до точки пересечения траекторий конфликтующих воздушных судов.

Возможность встречи определяется равенством

$$t_1 = t_2 \dots$$

При отсутствии этого условия и полете воздушных судов без отклонений от заданной программы столкновение не состоится. Это положение — исходное при возможности конфликтных ситуаций и решении задачи их устранения.

Очевидно, встречи (столкновения) воздушных судов можно избежать обеспечив неравенство:

$$t_1 \neq t_2 \dots$$

Из анализа уравнений (9.3; 9.4; 9.5; 9.6) следует, что при заданном исходном расстоянии D_0 величинами $t_1, t_2 \dots$ можно варьировать двумя способами: изменением скоростей полета; изменением исходных расстояний $D_1, D_2 \dots$ путем увеличения или уменьшения углов визирования ε_1 и ε_2 в треугольниках встречи, что достигается изменением направления полета воздушных судов в процессе устранения конфликтных ситуаций.

Конфликтные ситуации без изменения высоты полета устраняются следующими способами: маневрированием скоростью одного или двух воздушных судов при неизменных направлениях полета; изменением направления полета одного или двух воздушных судов при неизменных скоростях.

Из уравнений (9.5; 9.6) следует, что при устранении конфликтной ситуации маневрированием скоростью увеличение скорости первого из воздушных судов вызывает сокращение времени его полета до точки встречи. При этом $t_1 < t_2$.

В результате первое воздушное судно пролетает точку пересечения траекторий до подхода второго и конфликтная ситуация устраняется. При уменьшении скорости полета первого воздушного судна величина $t_1 > t_2$.

В случае, если скорость первого судна увеличить, а второго уменьшить по сравнению с исходной, величина $t_1 \ll t_2$, что обеспечивает наименьшую вероятность или полное исключение возможности столкновений.

Скорость маневрирующего судна должна быть рассчитана так, чтобы в момент прохождения одним из судов через точку пересечения исходных траекторий расстояние между воздушными судами было не менее выбранного радиуса зоны вероятных столкновений ρ .

Как показано на схеме маневра (рис. 9.12), величина необходимой скорости для маневрирующего судна может быть рассчитана по формуле

$$V_{\text{ман}} = \frac{D \pm \rho}{t},$$

где D — исходное расстояние до точки встречи,
 ρ — заданный радиус зоны вероятных столкновений; в зависимости от требуемой вероятности предотвращения столкновения q величина ρ может быть задана для

$$q = 0,997 \rightarrow \rho = 3r,$$

$$q = 0,95 \rightarrow \rho = 2r,$$

$$q = 0,68 \rightarrow \rho = r.$$

r — среднеквадратическое радиальное отклонение воздушного судна от расчетной точки встречи за время пролета расстояния D ;

t — время полета до точки встречи, рассчитанное по формуле (9.2).

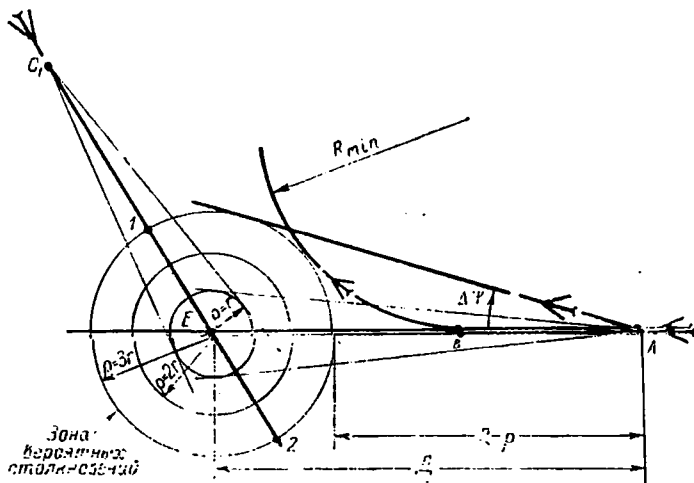


Рис. 9.12. Схемы маневров устранения конфликтной ситуации изменением направления полета

Судно, выполняющее полет со скоростью $V_{\text{ман}}$ (см. рис. 9.12), в момент прохода второго судна через точку встречи F , будет находиться на границе зоны вероятных столкновений, либо в точке 1 (при $D - \rho$), либо в точке 2 (при $D + \rho$).

Для устранения конфликтной ситуации изменением направления полета при постоянной скорости и неизменной высоте схема маневра должна быть рассчитана и выполнена так,

чтобы траектория маневрирующего воздушного судна пролегла за пределами зоны вероятных столкновений. Данная зона принимается за окружность радиуса ρ , который определяется по изложенной выше методике (см. рис. 9.12).

Если область вероятных столкновений расположена на значительном удалении от исходной точки (точка A , рис. 9.12), маневр по направлению целесообразно выполнить изменением курса на угол $\Delta\psi^\circ$, который рассчитывается по формуле

$$\Delta\psi^\circ = \operatorname{arctg} \frac{\rho}{D}.$$

При этом обеспечивается прохождение маневрирующего судна за пределами области вероятных столкновений.

В случае, когда расстояние до границы области вероятных столкновений невелико, необходимо выполнить отворот от данной траектории в кратчайшее время (точка B , рис. 9.12).

Разворот воздушного судна должен выполняться с минимальным радиусом за счет увеличения угла крена при развороте. Минимальный радиус разворота определяется по известной формуле:

$$R_{\min} = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \beta_{\max}}.$$

При этом должно соблюдаться условие:

$$R_{\min} \leq D - \rho.$$

Чтобы предотвратить возможность возникновения вторичной зоны столкновения и обеспечить безопасность при расхождении конфликтующих воздушных судов, отворот маневрирующего судна следует выполнять в сторону уменьшения курсового угла визирования (ϵ).

Для устранения конфликтной ситуации изменением высоты полета выполняется маневр по высоте.

Методика расчета и выполнения маневра изменения высоты полета изложена выше.

Последовательность операций при устранении конфликтной ситуации и регулирование движения воздушных судов после устранения этой ситуации показана в структуре общего алгоритма регулирования воздушного движения.

9.5. ПЕРЕДАЧА КОМАНД УПРАВЛЕНИЯ

Передача команд — заключительный этап каждого цикла регулирования воздушного движения.

Команды содержат информацию, выработанную регулирующим органом по результатам анализа обстановки в зоне УВД, с учетом данных, поступающих из смежных зон и от других внешних источников.

В теории и практике УВД под командами по регулированию воздушного движения понимают не только распоряжения регулирующего органа, имеющие форму и силу приказа, но и рекомендации, предупреждения, передаваемые регулирующим органом на борт воздушных судов в процессе регулирования.

Команды по регулированию воздушного движения могут передаваться как по окончании каждого цикла регулирования, так и при входе воздушного судна в зону УВД, проходе рубежей обязательных донесений, контрольных пунктов маршрута, при изменении обстановки, выходе из границ зоны и в ряде других случаев.

Команды по регулированию воздушного движения могут лам радиообмена и схемам ведения радиосвязи в соответствии с утвержденной фразеологией.

МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

10.1. КОНТРОЛЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ ПО ДОНЕСЕНИЯМ ЭКИПАЖЕЙ

Контроль воздушного движения — исходный этап и база, на которой строится весь процесс регулирования движения воздушных судов.

В практике управления воздушным движением применяются следующие методы контроля воздушного движения: по донесениям экипажей; с помощью наземных радиотехнических средств УВД; графо-аналитический; комплексный; с помощью бланков-программ полета.

При выборе методов учитываются их возможности в сложившейся обстановке.

Рассмотрим содержание каждого из перечисленных методов.

Метод контроля воздушного движения по донесениям экипажей получил распространение со времени внедрения в практику полетов средств радиосвязи между экипажами и диспетчерскими пунктами. В настоящее время он применяется практически в каждом полете.

Сущность метода сводится к контролю воздушного движения на основе информации, передаваемой экипажами на диспетчерские пункты в форме докладов о местоположении и элементах движения воздушных судов.

Донесения, как правило, приурочены к моментам пролета поворотных и контрольных пунктов или рубежей, а также передаются по запросу с земли. Они содержат следующую информацию: время, координаты пройденной или предвычисленной точки маршрута, высоту полета, истинную и путевую скорости и курс полета, метеоусловия, запас топлива, дополнительную информацию, связанную с особенностями полета.

Донесения передаются в микрофонном режиме с применением типовой фразеологии.

Достоинствами данного метода контроля являются: сравнительная полнота информации о положении и элементах движения воздушных судов; возможность передачи всего объема информации в любой момент полета; достоверность некоторых видов информации, которые могут наблюдаться только визуально (например, фактические метеоусловия); простота восприятия информации диспетчерами; надежность и высокая устойчивость метода, обеспечиваемая средствами радиосвязи.

К недостаткам данного метода следует отнести: неоперативность и малую частоту поступления информации; возможность субъективных ошибок в информации, передаваемой экипажем; неодновременность поступления информации от экипажей различных судов, что усложняет воспроизведение и анализ обстановки в зоне управления; зависимость метода от устойчивости связи; загруженность диспетчеров радиообменом по каналу «земля — борт».

Точность контроля движения данным методом зависит от точности технических средств и приемов, использованных экипажами при определении места и элементов движения воздушных судов.

Для принятия правильных решений по регулированию воздушного движения необходимо знать точность информации, получаемой по донесениям экипажей.

Наиболее важно оценить точность определения местоположения и параметров движения воздушных судов, так как этот вид информации является основным для принятия решений по регулированию воздушного движения.

Координаты воздушных судов в пространстве определяются экипажем следующими основными способами: визуально, с помощью автономных бортовых радиотехнических средств, с помощью неавтономных радиотехнических средств и систем, по показаниям навигационных индикаторов и других автоматических прокладчиков пути, счислением пути воздушных судов.

Диспетчер должен знать точность определения места воздушного судна экипажем, чтобы правильно оценить и использовать донесения экипажей в интересах регулирования воздушного движения.

Проанализируем точность в определении места воздушных судов экипажами (табл. 10.1). Ошибки характеризуются среднеквадратическим радиальным отклонением r (км).

По данным, приведенным в табл. 10.1, наибольшая точность определения места воздушных судов экипажами в полете достигается приемами визуальной ориентировки, с помощью системы ближней навигации и бортовой радиолокационной станции. Результаты определений места этими методами — наиболее достоверные. При этом диспетчеру необходимо учитывать смещение воздушных судов за время определения места экипажем на карте, передачи и приема донесения на диспетчерском пункте.

Способ определения экипажем места самолета в полете	Формула для определения среднеквадратического радиального отклонения	Значение r , км
Визуальная ориентировка пролетом над ориентиром	—	0,3—0,6 ($H=2-3$ км) 1—3 ($H=6-10$)
Визуальная ориентировка по боковому ориентиру	$r=3+0,6 \frac{H}{10}$, км	При дальности ориентира более 10 км
С помощью бортовой радиолокационной станции	$r=\sqrt{\sigma_D^2 + (0,017 \cdot \sigma_{II} D)^2}$	3 ($D < 200$ км)
С помощью системы ближней навигации	$r=\sqrt{\sigma_D^2 + (0,017 \cdot \sigma_A^2 D)^2}$	2,5 ($D = 200 - 300$)
С помощью АРК-11	$r=0,017 \sigma_{II} \frac{\sqrt{D_1^2 + D_2^2}}{\sin \omega}$	30 ($D = 200 - 400$)
С помощью автоматических навигационных устройств	$r=0,04-0,06 S$	12 ($S_{ЭТ}=200$ км)
Счисление пути	$r=7 \cdot 10^{-4} S$	14—20 ($S_{ЭТ}=200$)

Вторым видом информации, передаваемой в донесениях экипажей, является информация о параметрах движения воздушных судов.

К информации о параметрах движения воздушных судов относятся: высота полета; истинная воздушная скорость; путевая скорость; курс; вертикальная скорость; время прохода контрольных и поворотных ориентиров; расчетное время прибытия в заданную точку; направление и скорость ветра, измеренные в полете, и некоторые другие сведения.

Этот вид информации используется в диспетчерских расчетах и при анализе текущей воздушной обстановки. Поэтому диспетчеру нужно знать точность определения экипажем каждого из параметров движения.

Высота полета может определяться экипажем с помощью барометрических высотомеров и радиовысотомеров или по индикаторам инерциальных навигационных систем.

Основным, а при полете на заданных эшелонах единственным средством определения и выдерживания высоты полета являются барометрические высотомеры.

Барометрические высотомеры имеют три вида ошибок. аэродинамические, инструментальные и ошибки выдерживания высоты.

Аэродинамические ошибки, по результатам специальных исследований,— основные ошибки определения высоты полета.

Величины аэродинамических ошибок барометрических высотомеров с серийными ПВД без плит и с ПВД, установленными на плитках, для основных типов самолетов, эксплуатируемых в гражданской авиации, приведены в табл. 10.2.

Таблица 10.2

Тип самолета	Диапазон аэродинамических ошибок ($\sigma_{H_{\text{аэр}}}$), м	
	с серийным ПВД без плит	с ПВД на плитках
Ту-104, Ту-124	70—90	0
Ил-18	20—30	0
Ту-114, Ил-62	—	0
Ту-134	—	0— на высотах 600—5700 м +60—70— на высотах 6000—12000 м
Ан-10	140—150	+100—110
Ан-12	100	0
Ан-24	90—100	+40—50

Инструментальные ошибки барометрических высотомеров изменяются с увеличением высоты полета. По результатам летных испытаний получены эмпирические формулы для расчета среднеквадратических значений инструментальных ошибок высотомеров в зависимости от высоты полета:

$$\sigma_{H_{\text{инстр}}} = 20 + 0,02 H \text{ м} \text{ — для менее точных систем измерения высоты;}$$

$$\sigma_{H_{\text{инстр}}} = 20 + 0,01 H \text{ м} \text{ — для точных систем измерения высоты.}$$

Ошибки выдерживания заданной высоты с помощью барометрических высотомеров изменяются в зависимости от режима полета по высоте. Так, в горизонтальном полете на заданном эшелоне среднеквадратическая ошибка выдержива-

ния высоты по барометрическому высотомеру достигает 35 м:

$$\sigma_{H_{\text{выд}}} \leq 35 \text{ м (для самолетов Ту-104 и Ил-18).}$$

При медленных уходах с заданных эшелонов среднеквадратическая ошибка выдерживания высоты по барометрическому высотомеру может достигать 100 м и более.

По результатам исследований, величина среднеквадратической ошибки выдерживания заданной высоты принята

$$\sigma_{H_{\text{выд}}} \leq 70 \text{ м.}$$

Суммарная среднеквадратическая ошибка измерения и выдерживания высоты полета экипажем по барометрическим высотомерам определяется по формуле

$$\sigma_{H_{\Sigma}} = \sqrt{\sigma_{H_{\text{аэр}}}^2 + \sigma_{H_{\text{инстр}}}^2 + \sigma_{H_{\text{выд}}}^2}.$$

Значения $\sigma_{H_{\Sigma}}$ для разных типов самолетов на разных высотах и режимах полета различны.

Так, например, экипаж самолета Ту-104, на котором установлены ПВД без плит и менее точная система измерения высоты полета барометрическим методом, в полете на эшелоне 8000 м может допустить максимальную суммарную ошибку в определении высоты полета с помощью барометрического высотомера:

$$\sigma_{H_{\Sigma}} = \sqrt{\sigma_{H_{\text{аэр}}}^2 + \sigma_{H_{\text{инстр}}}^2 + \sigma_{H_{\text{выд}}}^2} = \sqrt{90^2 + (20 + 0,02 \cdot 8000)^2 + 35^2},$$

$$\sigma_{H_{\Sigma}} = 200 \text{ м.}$$

Истинная воздушная скорость определяется экипажем в полете с помощью аэродинамических указателей скорости, работающих непосредственно от ПВД или в составе системы воздушных сигналов на самолете.

Аэродинамические указатели скорости имеют три вида ошибок: аэродинамические, инструментальные и ошибки выдерживания скорости.

По результатам специальных исследований значения аэродинамической ($\sigma_{V_{\text{аэр}}}$) и инструментальной ($\sigma_{V_{\text{инстр}}}$) ошибок, а также ошибки выдерживания истинной скорости ($\sigma_{V_{\text{выд}}}$) определяются по эмпирическим нормативным формулам:

Для менее точных систем измерения, м/сек

$$\sigma_{V_{\text{аэр}}} \leq 10,$$

$$\sigma_{V_{\text{инстр}}} = 2,8 + 0,03 V,$$

$$\sigma_{V_{\text{выд}}} = 0,025 V,$$

Для точных систем измерения, м/сек

$$\sigma_{V_{\text{аэр}}} \leq 4,$$

$$\sigma_{V_{\text{инстр}}} = 1,4 + 0,015 V,$$

$$\sigma_{V_{\text{выд}}} = 0,01 V.$$

Суммарная среднеквадратическая ошибка измерения и выдерживания заданной истинной скорости полета определяется по формуле

$$\sigma_{V_{\Sigma}} = \sqrt{\sigma_{V_{\text{аэр}}}^2 + \sigma_{V_{\text{инстр}}}^2 + \sigma_{V_{\text{выд}}}^2}$$

Так, например, экипаж самолета Ту-104 в полете со скоростью $V=800 \text{ км/час} \approx 220 \text{ м/сек}$ при определении истинной скорости по аэродинамическим указателям может допустить ошибку

$$\sigma_{V_{\Sigma}} = \sqrt{10^2 + (2,8 + 0,03 \cdot 220)^2 + (0,25 \cdot 220)^2},$$

$$\sigma_{V_{\Sigma}} = 10,9 \text{ м/сек} \approx 39 \text{ км/час}.$$

Путевая скорость определяется экипажем с помощью бортовых прицелов и визиров, доплеровских измерителей скорости, по отметкам места самолета или рассчитывается по известным истинной скорости, курсу и ветру.

Среднеквадратическая ошибка в определении путевой скорости ($\sigma_{W'}$) всеми методами, кроме доплеровского измерителя, колеблется в пределах 1—3% $W'_{\text{факт}}$.

Среднеквадратическая ошибка в измерении путевой скорости доплеровским измерителем $\sigma_{W'_{\text{доп}}}$ колеблется в пределах 0,2—0,8% $W'_{\text{факт}}$.

Курс воздушного судна выдерживается экипажем в полете с помощью существующих типов компасов, курсовых и гироскопических систем.

Среднеквадратическая ошибка (σ_{γ}) в определении курса по курсовым системам колеблется в пределах 1—2°, а с помощью эксплуатируемых компасов — 2—3°.

В условиях турбулентной атмосферы точность определения и выдерживания курса падает, особенно на легких самолетах.

Вертикальная скорость определяется экипажем в полете с помощью вариометров или акселерометров гироскопических систем.

Суммарная среднеквадратическая ошибка определения и выдерживания вертикальной скорости с помощью вариометра $\sigma_{V_{y\Sigma}}$ состоит из трех ошибок: методической — $\sigma_{V_{y\text{мет}}}$, инструментальной $\sigma_{V_{y\text{инстр}}}$ и ошибки выдерживания — $\sigma_{V_{y\text{выд}}}$.

$$\sigma_{V_{y\Sigma}} = \sqrt{\sigma_{V_{y\text{мет}}}^2 + \sigma_{V_{y\text{инстр}}}^2 + \sigma_{V_{y\text{выд}}}^2}$$

По результатам летных испытаний установлены следующие значения величин, входящих в правую часть этого равенства: соответственно 0,8; 1; 1 м/сек — для менее точных систем; 0,4;

0,25; 0,25 м/сек — для более точных. При этих условиях величина $\sigma_{V_{у\sigma}}$ может достигать значений: 1,6 м/сек — для менее

точных систем; 0,5 м/сек — для более точных.

Время прохода контрольных ориентиров на маршруте определяется экипажем с точностью, зависящей от условий полета, методов и средств самолетовождения.

Суммарная ошибка в определении момента прохода ориентира складывается из следующих частных ошибок: погрешности отсчета времени ($\sigma_{t_{отсч}}$); ошибки в определении момента прохода вертикали самолета над ориентиром или его траверзом ($\sigma_{t_{прох}}$); ошибки вследствие округления времени пролета ориентира до целых минут ($\sigma_{t_{окр}}$). По результатам исследований приняты следующие значения частных ошибок: среднеквадратическая ошибка отсчета времени по секундомеру $\sigma_{t_{отсч}} = 1$ сек; среднеквадратическая ошибка определения момента прохода воздушного судна над ориентиром или его траверзом, при визуальной видимости: на высотах до 10000 м $\sigma_{t_{прох}} = 30-60$ сек, на высотах более 10000 м $\sigma_{t_{прох}} = 60-90$ сек; при отсутствии визуальной видимости, по инструментальным методам контроля: на высотах менее 10000 м $\sigma_{t_{прох}} = 60-90$ сек; на высотах более 10000 м $\sigma_{t_{прох}} = 90-120$ сек.

Среднеквадратическая ошибка отсчета времени прохода ориентира $\sigma_{t_{отсч}}$ может достигать 30 сек.

Таким образом, суммарная среднеквадратическая ошибка в определении времени прохода ориентира экипажем

$$\sigma_{t_{\Sigma}} = \sqrt{\sigma_{t_{отсч}}^2 + \sigma_{t_{прох}}^2 + \sigma_{t_{окр}}^2}.$$

Величина среднеквадратической ошибки определения времени прохода ориентира экипажем может достигать (в сек): при визуальной видимости

$$\sigma_{t_{\Sigma}} = \sqrt{1^2 + 90^2 + 30^2}, \quad \sigma_{t_{\Sigma}} = 95 \text{ сек};$$

при отсутствии визуальной видимости:

$$\sigma_{t_{\Sigma}} = \sqrt{1^2 + 120^2 + 30^2}, \quad \sigma_{t_{\Sigma}} = 122 \text{ сек}.$$

По результатам исследований ошибка в определении момента прохода РНТ ($\sigma_{t_{РНТ}}$) с помощью радиокompаса для средних высот колеблется в пределах 10—20 сек.

Для высот более 6000—8000 м в зависимости от характера диаграммы излучения РНТ в вертикальной плоскости эта ошибка может значительно возрасти.

Время прибытия в заданную точку маршрута рассчитывается экипажем по скорости полета и расстоянию от последней отметки места воздушного судна до этой точки.

Методика определения ошибок выхода воздушного судна в заданный пункт маршрута изложена Г. Ф. Молокановым в работе [6].

Среднеквадратическое отклонение времени выхода на контрольный пункт маршрута от расчетных данных в зависимости от изменений эквивалентного ветра рассчитывается по формуле

$$\sigma_t = \frac{S}{V + \omega} \sigma_{\omega},$$

где S — длина участка маршрута,

V — истинная скорость полета,

ω — скорость эквивалентного ветра,

σ_{ω} — среднеквадратическое отклонение эквивалентного ветра за время полета по сравнению с расчетным.

Приведенная формула не учитывает погрешности во времени выхода, возникающей в результате неточного выполнения маневров, ошибки определения времени пролета начальной точки трассы, невыдерживания режима полета.

Суммарная величина среднеквадратического отклонения во времени выхода в заданную точку маршрута определяется по формуле

$$\sigma_t = \sqrt{\sum_{i=1}^n D_i + 2 \sum_{i < j} K_{ij}},$$

где D_1 — дисперсия случайных ошибок во времени прохода начальной точки участка,

D_2 — дисперсия ошибки во времени выполнения маневров разворота, набора высоты, снижения,

D_3 — дисперсия ошибки во времени прибытия вследствие невыдерживания режима полета,

D_4 — дисперсия ошибки во времени выхода в результате влияния ветра,

$K_{i,j}$ — корреляционный момент для парных сочетаний случайных величин.

Величину σ_t необходимо особенно строго учитывать для точек схождения и пересечения воздушных трасс.

К информации о воздушной обстановке, содержащейся в донесениях экипажей и используемой диспетчером в процессе регулирования воздушного движения, относятся: данные о метеоусловиях, в которых протекает полет; сведения о воздушных судах в зоне визуальной видимости;

доклады о выполнении заданных маневров и фактическом режиме полета и др.

В ряде случаев донесения экипажей являются единственным достоверным источником информации о фактической обстановке в некоторой части зоны УВД.

Следует учитывать ограниченность возможностей визуального наблюдения обстановки экипажами, а также субъективность в ее оценке. Для исключения ошибок в оценке обстановки диспетчер должен сопоставлять все донесения экипажей с данными, получаемыми по другим каналам.

10.2. КОНТРОЛЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ НАЗЕМНЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ УВД

Данный метод применяется во всех зонах УВД, являясь основным, наиболее точным и надежным при значительных размерах пространства, контролируемого каждым из радиотехнических средств. Это — самый распространенный и перспективный из применяемых в настоящее время методов.

С помощью радиотехнических средств УВД диспетчер получает три основных вида информации о воздушном движении в зоне управления: координаты воздушных судов, данные о параметрах их движения и взаиморасположении, информацию об условиях воздушного движения.

Рассмотрим способы и точность определения координат места воздушных судов диспетчером с помощью наземных радиотехнических средств.

10.2.1. Определение места воздушных судов

Основным способом определения места воздушных судов с помощью наземных радиолокационных станций является способ, основанный на измерении азимута (пеленга) и дальности воздушного судна (рис. 10.1).

Место воздушного судна определяется диспетчером в полярной системе координат как точка пересечения дуги равных дальностей радиуса (D , км) с линией азимута самолета (A°). Среднеквадратическая радиальная ошибка в определении

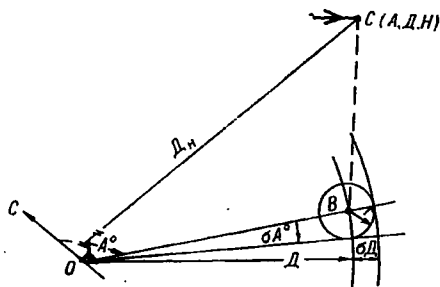


Рис. 10.1. Определение места воздушного судна по азимуту и дальности с помощью наземной радиолокационной станции

места воздушного судна r будет зависеть от ошибки в определении дальности σ_D и азимута σ_A .

Значение r выводим по известной формуле

$$r = \sqrt{\sigma_D^2 + (0,017\sigma_A \cdot D)^2}$$

Согласно тактико-техническим данным обзорных радиолокационных станций значения $\sigma_D = 1$ км, $\sigma_A = 1^\circ 30'$. Тогда величина r для заданных дальностей действия радиолокационной станции ($D = 100, 200$ и 300 км) будет изменяться в таких пределах:

$D, \text{ км}$	$r, \text{ км}$
100	2,7
200	5,2
300	8,9

Полярные координаты места воздушного судна (A° и D), полученные диспетчером непосредственно с экрана индикатора, могут быть использованы для принятия решения по регулированию без их прокладки на карте и без перерасчетов в другие системы координат. Это возможно благодаря тому, что на экране индикатора РЛС диспетчер одновременно наблюдает все воздушные суда в зоне управления и оценивает обстановку, не прибегая к помощи карты. Роль карты играет само изображение на экране, масштаб которого известен. В результате повышается точность и оперативность контроля при определении места воздушных судов с помощью наземных радиолокационных станций.

Для диспетчерских радиолокационных станций среднеквадратические ошибки в определении азимута и дальности имеют следующие значения: $\sigma_A = 1^\circ$; $\sigma_D = 0,2$ км.

Значения среднеквадратических ошибок определения места воздушного судна с помощью диспетчерского радиолокатора приведены ниже:

$D, \text{ км}$	$r, \text{ км}$
20	0,386
40	0,708

При определении места воздушного судна на карте по пеленгу и дальности, полученным с помощью радиолокационных станций, ошибки увеличиваются примерно в 2 раза вследствие графических погрешностей при работе с картой.

В радиолокационных системах посадки применяются посадочные радиолокационные станции (ПРЛ), работающие в секторном режиме. Место воздушных судов определяется в них также по азимуту и дальности.

Точность определения места воздушного судна с помощью радиолокационных станций секторного обзора, применяемых в системе посадки, также зависит от частных ошибок в определении азимута σ_A и дальности σ_D судна.

Рассмотрим среднеквадратические ошибки определения положения воздушного судна относительно линии курса σ_{S_B} и глиссады σ_H с помощью ПРЛ в линейных мерах. Схемы положения воздушного судна относительно глиссады планирования и зоны курса в секторе захода на посадку приведены на рис. 10.2 и 10.3.

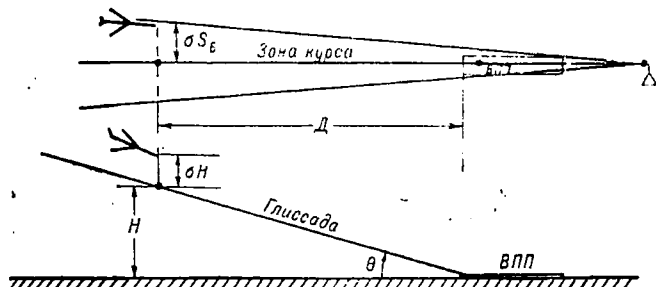


Рис. 10.2. Отклонения воздушного судна относительно зоны курса и глиссады

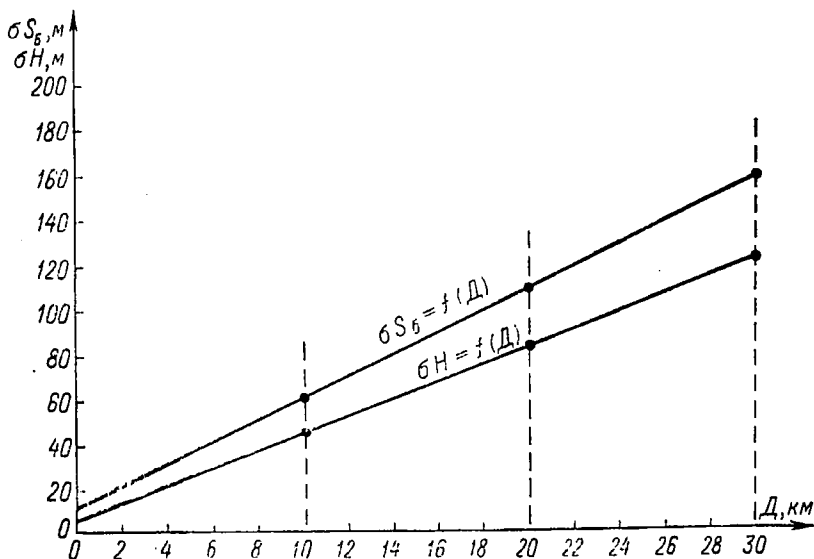


Рис. 10.3. Ошибки определения положения воздушного судна относительно линий курса и глиссады с помощью ПРЛ

Посадочные радиолокационные станции «ПРЛ-5» и «ПРЛ-7» позволяют определить отклонения от зон курса и глиссады с ошибками, которые рассчитываются по эмпирическим формулам:

$$\sigma_{S_0} = 0,005 D + 10 \text{ м}, \quad (10.1)$$

$$\sigma_H = 0,004 D + 5 \text{ м}. \quad (10.2)$$

По формулам (10.1, 10.2) построены графики для определения абсолютных значений этих ошибок в зависимости от дальности (D) самолета до точки приземления.

Одним из наземных радиотехнических средств, широко применяемых для контроля воздушного движения, являются автоматические радиопеленгаторы (АРП), работающие в УКВ-диапазоне. Они используются на диспетчерских пунктах для определения направлений (пеленгов) на воздушные суда из точки установки АРП.

Суммарная среднеквадратическая ошибка определения пеленга воздушного судна с помощью АРП складывается из инструментальных и установочных ошибок, погрешностей отсчета пеленга и достигает $\sigma_{\text{н АРП}} = 4-5^\circ$ при дальностях действия до 150 км. В некоторых районах страны (например Арктики) используются коротковолновые пеленгаторы (ПКВ). Среднеквадратическая ошибка при определении пеленгов воздушных судов с помощью ПКВ $\sigma_{\text{н ПКВ}} = 0,7 \div 1^\circ$, при дальностях действия до 1000 км и более.

В случае определения места воздушных судов по пеленгам, полученным с помощью наземных пеленгаторов, среднеквадратическая радиальная ошибка расчетного места судна вычисляется по формуле

$$r = 0,017 \cdot \sigma_{\text{н}} \sqrt{\frac{S_1^2 + S_2^2}{\sin \omega}},$$

где S_1 и S_2 — расстояния до точек установки пеленгаторов, ω — угол пересечения пеленгов.

Для решения задач контроля воздушного движения с помощью наземных радиолокационных средств необходимо знать границы рабочей области каждой из станций.

Рассмотрим порядок расчета дальности действия РЛС на заданных высотах.

Рабочей областью радиолокационной станции будем называть пространство, в границах которого наблюдается устойчивое обнаружение воздушных судов с заданной вероятностью. Внешняя граница рабочей области имеет форму пространственной криволинейной поверхности (рис. 10.4), расстояние от

каждой точки которой до станции определяется дальностью обнаружения цели на данной высоте и азимуте. Внутренняя граница рабочей области представляет собой конус с вершиной в месте установки станции и основанием, расположенным вверху. Этот конус называют «мертвой воронкой», радиус которой имеет определенную величину на каждой высоте и растет с увеличением высоты, как показано на рис. 10.4.

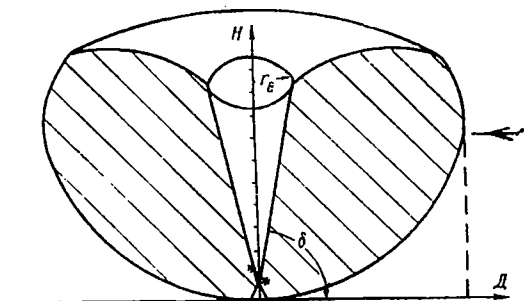


Рис. 10.4. Рабочая область радиолокационной станции кругового обзора

Дальность действия радиолокационной станции в каждом направлении рассчитывается по известной методике определения дальности радиосвязи на УКВ с учетом угла закрытия α° .

Величина радиуса «мертвой воронки» r рассчитывается для каждой высоты при заданном угле наклона верхнего фронта диаграммы направленности антенны станции к плоскости горизонта δ° .

$$r_{\text{в}} = H \cdot \text{ctg } \delta.$$

Для упрощения определения дальности действия радиолокационной станции на заданной высоте в нужном направлении пользуются специальной диаграммой, рассчитанной для данной станции. Общий вид такой диаграммы приведен на рис. 10.5.

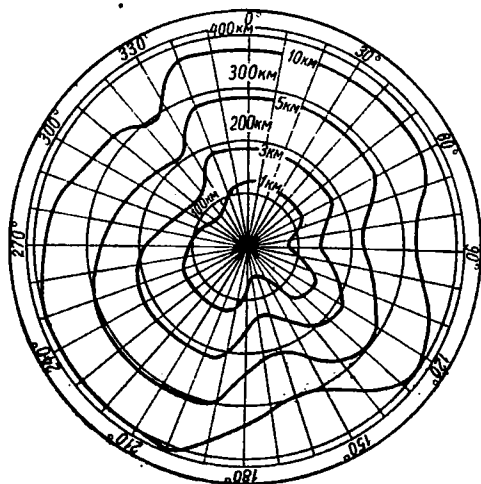


Рис. 10.5. Границы рабочей области РЛС по высотам для заданных углов закрытия и дальности действия РЛС — $D=f(H, \alpha)$

На диаграмме, построенной в плане, нанесены замкнутые кривые вокруг точки установки РЛС, которые являются внешними границами рабочей области станции на заданных высотах и азимутах. Кривые построены по точкам, полученным по дальностям связи на УКВ для заданных азимутов и углов закрытия.

Дальность действия радиолокационной станции $D = f(H, \alpha)$ рассчитывается с помощью специальной номограммы, приведенной на рис. 10.7.

10.2.2. Определение параметров движения воздушных судов диспетчером с помощью наземных радиолокационных станций

С помощью наземных радиолокационных станций могут быть определены следующие основные параметры движения воздушных судов — путевая скорость и путевой угол.

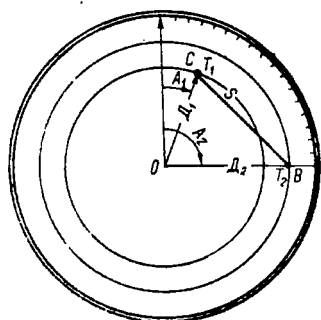


Рис. 10.6. Определение путевой скорости с помощью РЛС по времени пролета этапа

Путевая скорость с помощью радиолокационных станций определяется по времени пролета этапа между двумя отметками места воздушного судна (рис. 10.6). Путь, пройденный воздушным судном $S = BC$, за время измерения рассчитывается по формуле, полученной по теореме косинусов из треугольника OCB :

$$S = \sqrt{D_1^2 + D_2^2 - 2D_1 \cdot D_2 \cdot \cos(A_2 - A_1)}.$$

В некоторых случаях величина S может быть снята с экрана индикатора.

Азимуты самолета A_1 и A_2 и дальности D_1 и D_2 к моментам T_1 и T_2 измеряются по экрану индикатора. Места самолета к этим же моментам определяются на карте или планшете. Путевая скорость рассчитывается по известной формуле

$$W = \frac{S}{t} = \frac{\sqrt{D_1^2 + D_2^2 - 2D_1 D_2 \cos(A_2 - A_1)}}{T_2 - T_1},$$

где S — длина этапа между отметками C и B , снятая с карты или экрана,

t — время пролета этапа, $t = T_2 - T_1$.

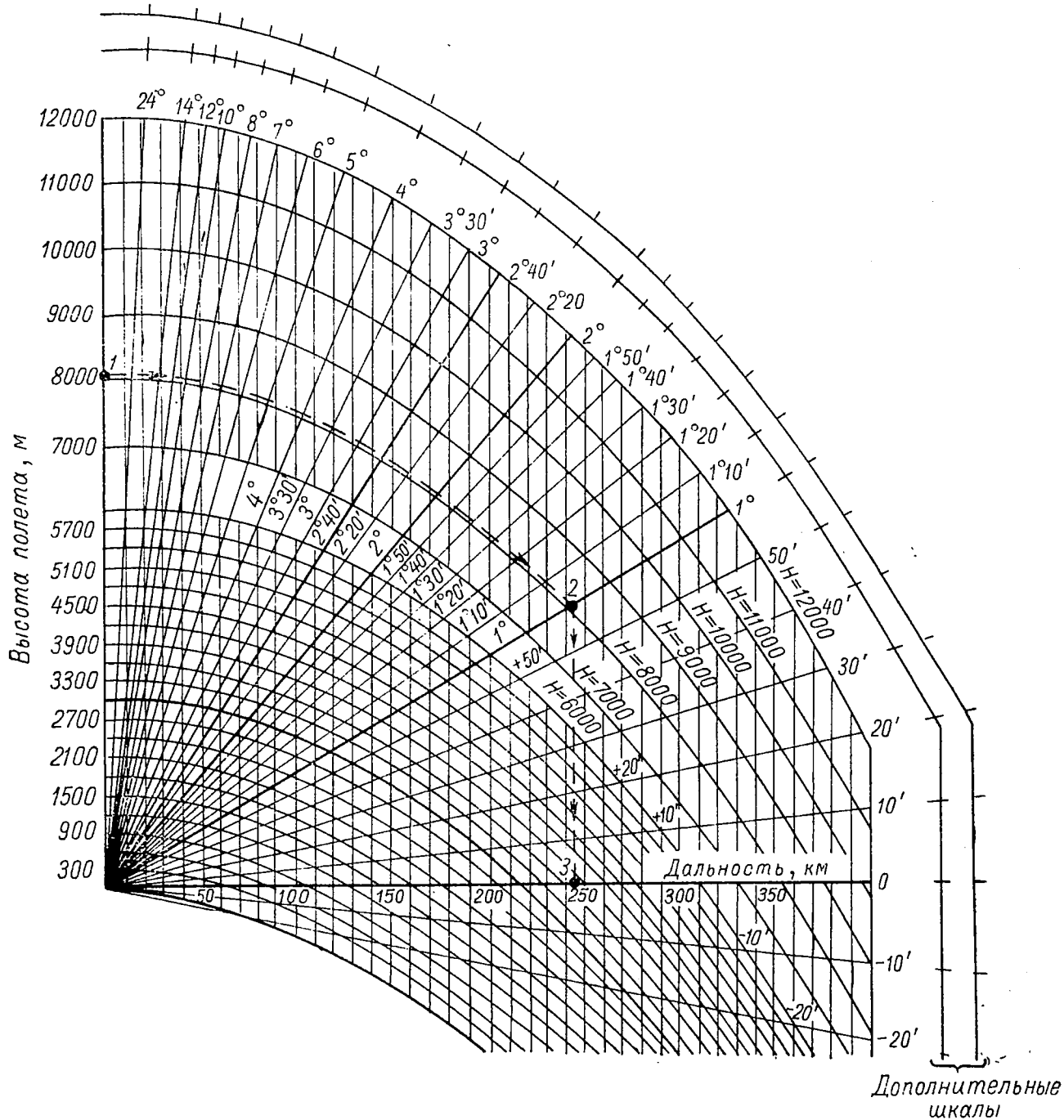
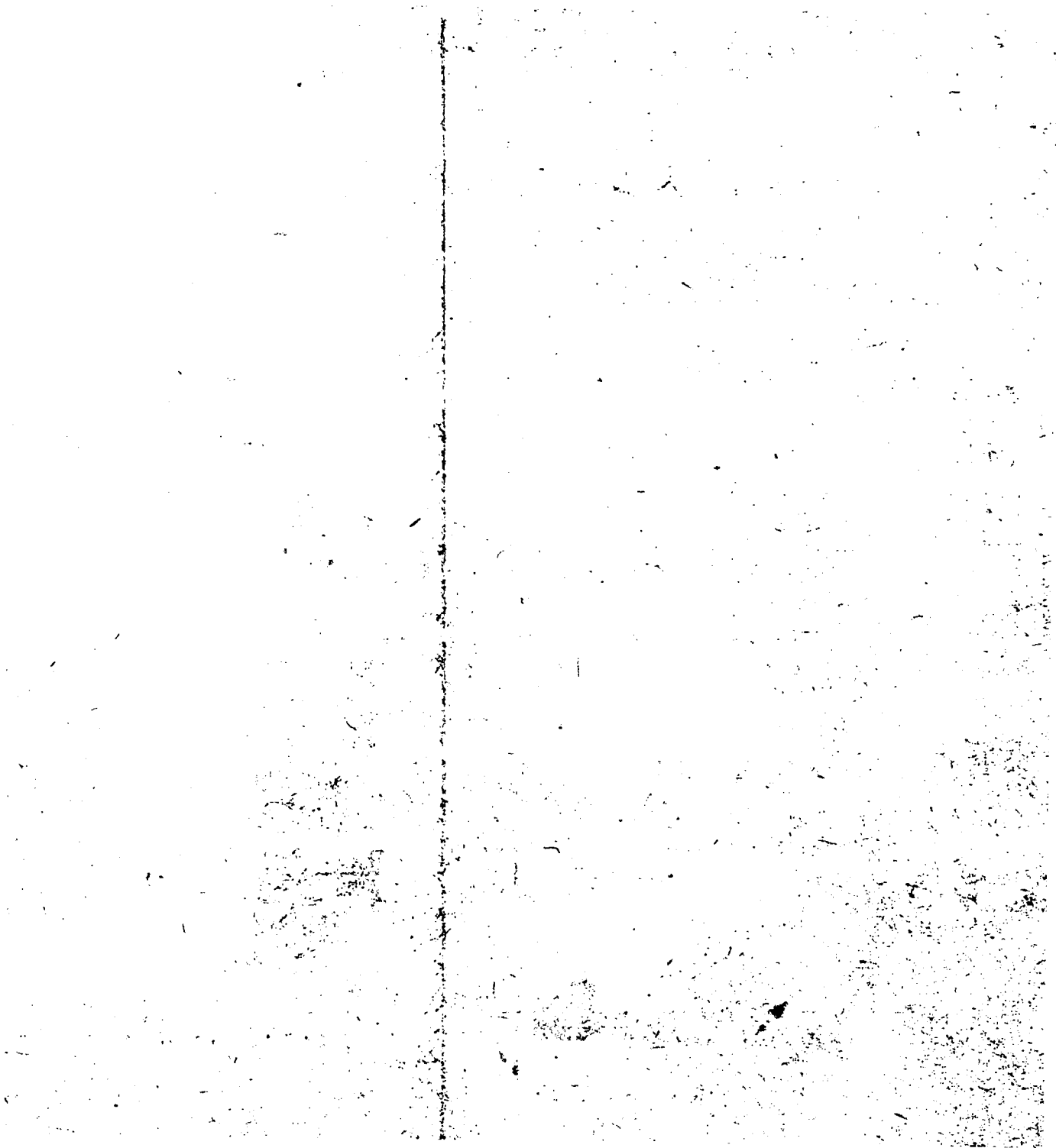


Рис. 10.7. Номограмма для определения дальности действия РЛС — $D = f(\alpha, H)$:

Пр и м е р. Высота полета (H) — 8000 м — точка 1; угол закрытия (α) — 1° — точка 2; дальность действия РЛС — точка 3. $D = 244$ км



Эта же задача решается с помощью ветрочета или другого навигационного расчетчика. Точность измерения путевой скорости данным способом зависит от ошибок в определении места и времени. Среднеквадратическая относительная ошибка измерения путевой скорости данным способом определяется по формуле

$$\frac{\sigma_W}{W} = \sqrt{\left(\frac{r}{S}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_t}{t}\right)^2}.$$

Воспользуемся приведенными ранее значениями ошибок в отсчете времени и определении места воздушного судна с помощью РЛС по азимуту и дальности и рассчитаем значения $\frac{\sigma_W}{W} = f(S)$ на разных дальностях от радиолокационной станции до воздушного судна. При этом ошибку в отсчете времени условимся считать состоящей из двух элементов: ошибки отсчета времени по часам — $\sigma_{t_{\text{отсч}}} = 1 \text{ сек}$; ошибки отсчета времени за счет округления до целых минут (σ_t) — 30 сек .

$$\sigma_t = \sqrt{\sigma_{t_{\text{отсч}}}^2 + \sigma_{t_{\text{окр}}}^2} = \sqrt{1^2 + 30^2} = 30,1 \text{ сек}.$$

Результаты определения относительной ошибки измерения путевой скорости $\left(\frac{\sigma_W}{W}\right)$ сведены в табл. 10.3, рассчитанную для случая, когда длина этапа (S) определяется по карте. Ошибки определения путевой скорости с помощью обзорного и диспетчерского радиолокаторов в зависимости от длины этапа и дальности до самолета рассчитаны для расстояний 20, 50 и 100 км. Для обзорного и диспетчерского радиолокаторов $W = f(S, D, \sigma_t, \sigma_D, \sigma_A)$. Расчетная путевая скорость $W = 720 \text{ км/час}$.

Анализ данных, приведенных в табл. 10.3, показывает, что ошибка в измерении путевой скорости уменьшается: с увеличением длины этапа, с уменьшением дальности от РЛС до самолета, с уменьшением среднеквадратической ошибки определения времени пролета этапа, особенно при малой длине этапа.

Если путевая скорость измеряется на этапах длиной 10 км для поршневых самолетов и 30 км для реактивных, путевая скорость рассчитывается по формулам:

$$W = 10 \frac{3600}{t}, \quad W = 30 \frac{3600}{t},$$

где W — путевая скорость самолета, км/час,
 t — время пролета этапа длиной 10 и 30 км, сек.

Радиолокатор	Длина этапа, км	Дальность РЛС от самолета, км	Среднеквадрат. ошибка $\left(\frac{\sigma_W}{W}\right), \text{ о/о}$
Диспетчерский	20	20	42
		20—40	42,5
		40	42,55 (3,9)
Обзорный	50	50—100	19 *)
		100—150	20 (10)
		150—200	23
		200—250	26
	100	100	9,6
		100—200	10 (6)
		200	13
		200—300	13,6

*) Ошибки измерения путевой скорости даны при $\tau_1 = 30 \text{ сек}$, в скобках при $\tau_1 = 2 \text{ сек}$.

Истинный путевой угол воздушного судна можно определить с помощью наземных радиолокационных станций по двум отметкам места, полученным по азимутам и дальностям воздушного судна, как показано на рис. 10.8(a), или непосредственным измерением на экране индикатора.

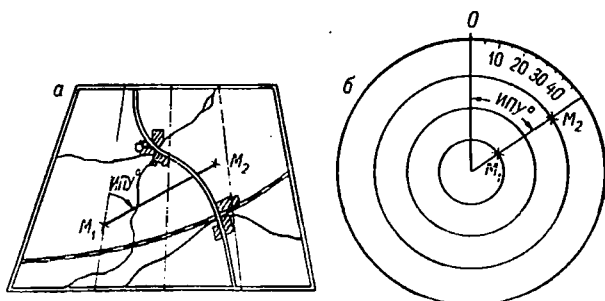


Рис. 10.8. Определение путевого угла с помощью РЛС по двум отметкам места воздушного судна

Путевой угол ($ИПУ^\circ$) измеряется на карте между меридианом и линией пути, соединяющей отметки мест воздушного судна. Величина $ИПУ^\circ$ может быть рассчитана на ветрочете по двум пеленгам и двум дальностям самолета. Точность измерения путевого угла определяется точностью определения

мест, зависит от длины этапа и ошибок в работе на карте. Приблизительно измерить путевой угол можно непосредственно по экрану (рис. 10.8, б) на прямолинейном отрезке маршрута. Величина среднеквадратической ошибки в измерении истинного путевого угла $\sigma_{\gamma_{м.с}}$ за счет ошибки в определении места воздушного судна рассчитывается по формуле

$$\sigma_{\gamma_{м.с}} = 57,3 \frac{\sqrt{\left(\frac{r_1}{\sqrt{2}}\right)^2 + \left(\frac{r_2}{\sqrt{2}}\right)^2}}{S}.$$

При

$$r_1 = r_2 \sigma_{\gamma_{м.с}} = 57,3 \frac{r}{S}.$$

Среднеквадратическая ошибка измерения путевого угла на карте принимается $\sigma_{\gamma_{тк}} \approx 1^\circ$.

Пользуясь данными для обзорных и диспетчерских радиолокаторов, получим суммарную ошибку в расчете путевого угла с учетом ошибок в определении места и работы на карте ($\sigma_{\gamma} = \sqrt{\sigma_{\gamma_{м.с}}^2 + \sigma_{\gamma_{тк}}^2}$): для обзорного радиолокатора при S , равном 100 км $\sigma_{\gamma} = 4,1^\circ$; для диспетчерского при S , равном 20 км $\sigma_{\gamma} = 1,8^\circ$.

Радиолокационные станции, работающие в режиме пассивной локации, совместно с наземными УКВ пеленгаторами широко используются диспетчерами для опознавания воздушных судов. Эта задача решается сравнением азимута засветки воздушного судна на экране радиолокационной станции с одновременно полученным с помощью УКВ-пеленгатора пеленгом того же самолета. На совмещенных индикаторах одновременно наблюдаются отметки самолетов и засветки их пеленгов по УКВ-пеленгатору.

Радиолокационные станции, использующие метод активной локации, работают совместно с самолетными ответчиками, которые на запрос наземной станции излучают сигнал, содержащий информацию об элементах движения воздушного судна и других параметрах.

С помощью РЛС, работающих в режиме активной локации, от самолетных ответчиков может быть получен значительный объем информации в знаковой форме, что позволяет диспетчеру сократить время на определение элементов движения воздушных судов и их опознавание.

В отечественных и зарубежных РЛС, работающих в режиме активной локации, по сигналу наземного запросчика самолетный ответчик излучает ответный сигнал, в котором со-

держится следующая информация, полученная от самолетных датчиков: истинная воздушная скорость, высота полета, характер полета по высоте, бортовой номер воздушного судна, остаток топлива.

Путевая скорость и путевой угол определяются автоматически самой наземной радиолокационной станцией по времени пролета самолетом некоторого расстояния. Вся информация индицируется в знаковой форме, что очень снижает нагрузку диспетчера и облегчает его работу.

Информация отображается на экранах знаковых электронно-лучевых трубок по схеме в виде формуляра.

На рис. 10.9 приведена возможная схема формуляра воздушного судна на экране знаковой электронно-лучевой трубки, используемой в качестве индикатора воздушной обстановки.

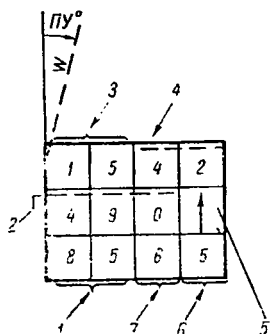


Рис. 10.9. Размещение информации о воздушном судне в формуляре на экране знакового индикатора:

1—истинная скорость, в десятках километров — две цифры; 2—позывной (бортовой) номер самолета — пять цифр; 3—номер канала сопровождения — две цифры; 4—формуляр; 5—набор высоты; 6—остаток топлива, в десятках процентов от емкости баков; 7—высота, в тысячах метров

Две первых цифры первой строки («15») — номер канала автосопровождения самолета. Пять последующих цифр («42490») — бортовой номер самолета. Четвертый знак второй строки (стрелка ↑) отображает полет в режиме набора высоты. Две первых цифры на третьей строке показывают истинную скорость полета в десятках километров в час («85» или 850 км/час). Третья цифра («6») — высота полета в тысячах метров. Четвертая цифра третьей строки используется для информации о количестве топлива, оставшегося в баках самолета в десятках процентов от емкости баков («5» обозначает 50% от полной емкости топливных баков).

Вектор путевой скорости (W) может быть приложен в выбранном масштабе к одному из углов формуляра.

Длина вектора, в выбранном масштабе, отображает величину измеренной путевой скорости.

Контроль воздушного движения с помощью наземных радиотехнических средств УВД — основной и наиболее перспективный метод контроля.

Отметим основные достоинства и недостатки метода.

Достоинства: высокая оперативность получения и отображения информации; объективность информации; более высокая точность информации по сравнению с данными, полученными по донесениям экипажей; возмож-

ность получения информации о состоянии воздушного движения одновременно во всей зоне управления; наглядность отображения обстановки в момент контроля.

Недостатки: ограниченность радиуса действия радиотехнических средств; подверженность радиотехнических средств воздействию помех; малая информативность отметок цели на экранах станций с пассивным ответом; трудность опознавания объектов на индикаторах РЛС с пассивным ответом.

10.3. ГРАФО-АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Информация о положении воздушных судов и параметрах их движения, получаемая с помощью наземных радиотехнических средств и по донесениям экипажей, позволяет судить о воздушном движении в текущий момент.

Графо-аналитический метод контроля воздушного движения строится на базе счисления пути воздушных судов диспетчером. Он основан на гипотезе о равномерном и прямолинейном движении воздушных судов на заданном участке маршрута.

При контроле движения по данному методу принимается допущение о сохранении воздушными судами неизменных направлений, скоростей и высот полета за время движения между заданными рубежами (пунктами) на маршруте.

Метод дает возможность привести места воздушных судов, движущихся в зоне управления, к любому времени в будущем что позволяет предвидеть развитие движения и правильно строить действия по его регулированию.

Сущность графо-аналитического метода контроля движения воздушных судов сводится к определению их места в заданный момент счислением пути по скорости за расчетный отрезок времени. Этот метод реализуется на диспетчерских пунктах с помощью специальных графиков, получивших название диспетчерских графиков контроля движения.

График контроля движения (рис. 10.10) представляет собой расчетное приспособление для графо-аналитического решения уравнений движения воздушных судов в зоне УВД по установленным трассам. Предполагается, что направление фактического движения по трассе всегда совпадает с направлением этой трассы.

График строится в плоской прямоугольной системе координат SOt , где время t —ось ординат и расстояние вдоль трассы, S —ось абсцисс. Координаты, характеризующие высоту и боковое отклонение воздушных судов от заданных трасс на графике отсутствуют, что не позволяет вести контроль по направлению и высоте.

Начальная вертикальная линия проводится через точку базового аэропорта на оси расстояний и используется как начало отсчета расстояний. Последующие вертикальные линии проводятся через точки на оси абсцисс, соответствующие заданным пунктам и рубежам контроля на трассе.

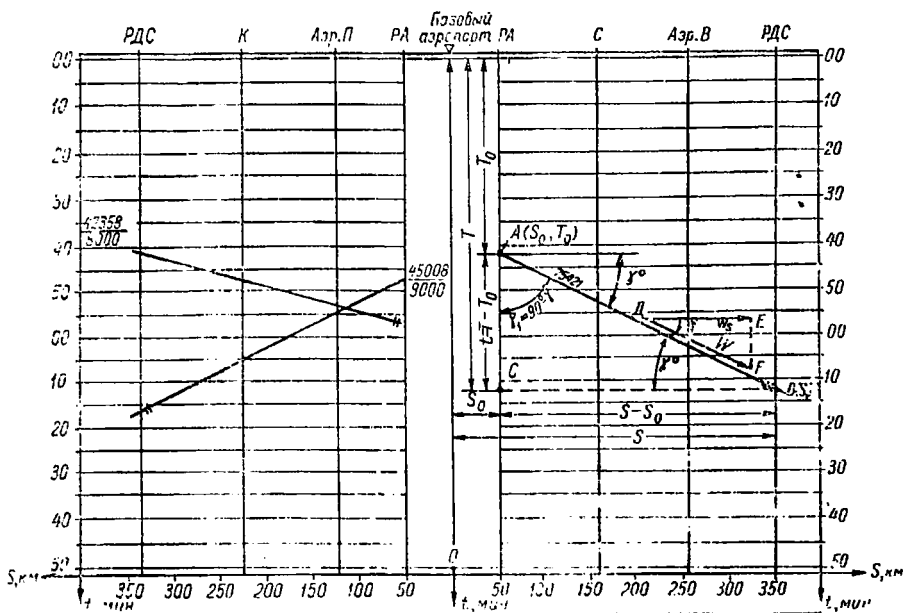


Рис. 10.10. Схема диспетчерского графика контроля воздушного движения в координатах «путь (S) — время (t)»

Положение любой точки на графике определяется расстоянием (S), отсчитанным по оси абсцисс, и моментом времени (t), отсчитанным по оси ординат (t).

Путь, проходимый вдоль трассы (S), определяется из уравнения

$$S = S_0 + \int_0^t W \cdot dt.$$

Пронтегрировав и подставив пределы, получим

$$S = S_0 + Wt,$$

или

$$S = Wt + S_0, \quad (10.3)$$

где S_0 — исходное расстояние от начала системы координат,

t — время полета с начального момента T_0 :

$$t = T - T_0,$$

W — путевая скорость полета по трассе.

По аналогии с уравнением прямой на плоскости

$$Y = KX + b.$$

Выражение (10.3) — уравнение прямой, проходящей через точку с координатами T_0 , S_0 и наклоненной к оси ординат на угол γ , пропорциональный путевой скорости W и зависящий от масштабов графика по осям абсцисс m_s и ординат m_t .

Отношение $\frac{m_t}{m_s} = K$ является постоянной графика. Например, для случая $m_t = 0,5 \text{ час/см}$, $m_s = 100 \text{ км/см}$; $K = \frac{0,5}{100} = 0,005$.

Движение по трассе осуществляется в двух направлениях — от аэропорта A в аэропорт B и из аэропорта B в аэропорт A (см. рис. 10.10). Это соответствует движению точки по оси абсцисс слева направо и справа налево. Время $t = T - T_0$ — всегда положительно. Угол γ при положительном t отсчитывается от оси t прогиб часовой стрелки.

Зная исходное положение самолета S_0 , исходный момент T_0 и путевую скорость W , можно из исходной точки A (S_0 , T_0) под углом γ провести линию AB , отображающую движение самолета на графике. Координата S каждой точки этой линии будет указывать удаление самолета от исходной точки к данному моменту времени. Точка пересечения линии движения с осью ординат используется для отсчета предвычисленного времени прохода самолетом данного пункта.

Точка пересечения линий движения двух воздушных судов позволяет определить момент их нахождения над одним и тем же пунктом воздушной трассы, что используется для своевременного решения по регулированию движения.

При встречном движении такая точка будет точкой встречи, а при попутном — точкой догона.

Линия движения используется для нанесения на ней дополнительной информации о воздушных судах.

Одним из вариантов графика контроля движения, основанного на методе счисления пути, является график движения, построенный в координатах Hot (высота — время).

Схема такого графика приведена на рис. 10.11.

В практике УВД график контроля движения данного типа совмещается с ранее рассмотренным графиком, который строится в координатах Got . В результате получается совмещенный диспетчерский график, левая часть которого построена в координатах Got , а правая — в координатах Hot . График имеет единую ось времени. Он позволяет одновременно контролировать движение воздушных судов в зоне УВД по высоте и дальности.

Положение воздушного судна на совмещенном графике в каждый момент времени определяется двумя точками: одна

точка, в левой части графика, определяет расстояние самолета от исходной точки в данный момент времени; вторая точка, в правой части графика, указывает положение самолета по высоте в этот же момент.

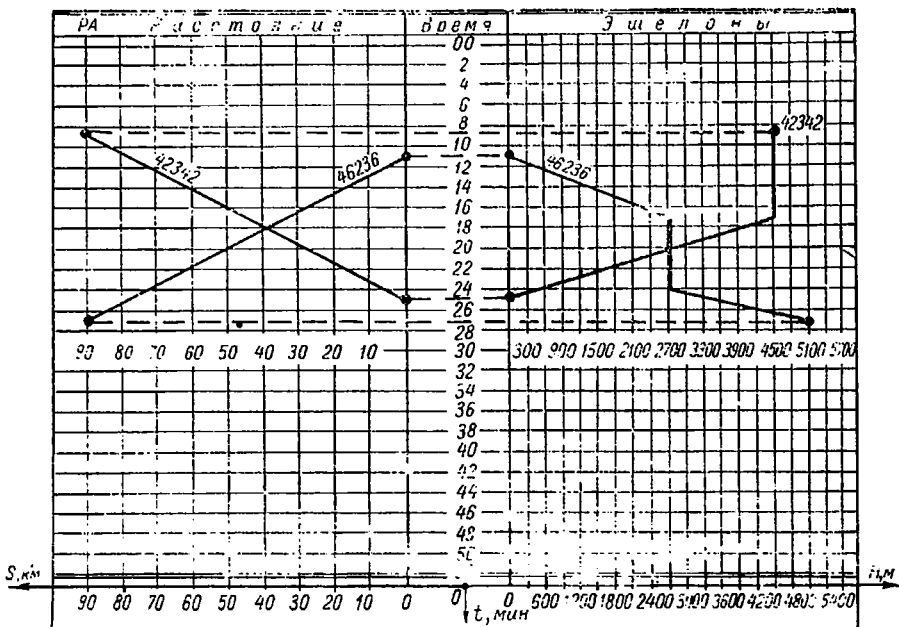


Рис. 10.11. Схема совмещенного диспетчерского графика контроля воздушного движения в координатах «путь (S) — время (t) — высота (H)»

Линии изменения высоты полета, в точках их пересечения с ординатами соответствующих эшелонов, позволяют определить моменты пересечения движущимся самолетом данных эшелонсв. Это дает возможность одновременно контролировать положение воздушных судов как по дальности, так и по высоте, что не обеспечивалось графиком в координатах SOI .

График совмещенного типа используется для контроля воздушного движения в зоне подхода, где учет изменения высоты по дальности полета крайне необходим.

Достоинства графо-аналитического метода: возможность одновременного отображения положения всех воздушных судов в зоне управления к заданному моменту времени; наглядность отображения взаимного положения воздушных судов по дальности (а на совмещенном графике и по высоте) в момент контроля; возможность экстраполяции и определения положения всей совокупности воздушных судов в заданный будущий момент времени.

Основные недостатки метода: сравнительно невысокая точность контроля; отсутствие информации о боковом отклонении самолета от заданного маршрута; трудность использования графика при большой интенсивности воздушного движения.

Для упрощения прокладки линий движения воздушных судов на графиках в координатах «путь — время» используются специальные рабочие линейки диспетчера (рис. 10.12).

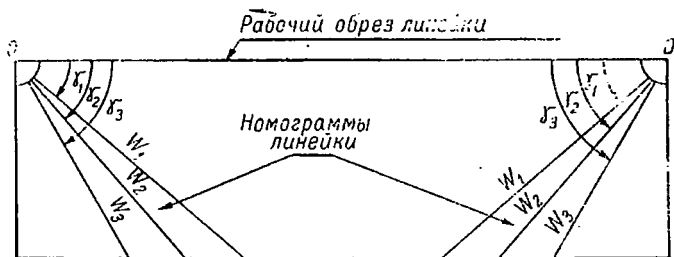


Рис. 10.12. Схема линейки диспетчера с номограммами для прокладки линий движения воздушных судов

При рассмотрении схемы диспетчерского графика было указано, что линии движения воздушных судов прокладываются на графике под углом γ° к оси времени. Величина этого угла определяется в зависимости от отношения масштабов по осям графика $\frac{m_t}{m_s}$ и величины путевой скорости W . Для каждого графика его основание построено в постоянных масштабах, поэтому отношение $\frac{m_t}{m_s}$ (или $\frac{m_s}{m_t}$) постоянно, и переменной величиной является только скорость полета контролируемых воздушных судов. Поэтому на рабочей линейке диспетчера можно построить номограммы, линии которых наклонены к ее рабочему обрезу на углы, соответствующие значениям γ° для различных скоростей полета.

Линейку можно одновременно использовать как механический расчетчик угла $\gamma = f(W)$ и как прокладчик линий движения судов с различными скоростями на графике.

Порядок расчета углов γ и построения номограмм на рабочих линейках диспетчера рассмотрим с помощью схемы, приведенной в правой части рис. 10.10.

Угол γ условимся отсчитывать на графике от линии проходящей через исходную точку (А) параллельно основанию графика до линии движения воздушного судна. На номограмме линейки диспетчера этот же угол отсчитывается от рабочего обреза линейки до линий номограммы, соответствующих заданным скоростям полета (углы $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$ рис. 10.12).

Из треугольника ACB (см. рис. 10.10) имеем:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{AC}{BC} = \frac{T - T_0}{S - S_0}.$$

Величины отрезков AC и BC определяются на графике в соответствии с масштабами по осям Ot и OS :

$$AC = (T - T_0) = \frac{(T - T_0)}{m_t};$$

$$BC = (S - S_0) = \frac{(S - S_0)}{m_s}.$$

Тогда

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\frac{T - T_0}{m_t}}{\frac{S - S_0}{m_s}} = \frac{T - T_0}{S - S_0} \frac{m_s}{m_t}.$$

Но

$$\frac{T - T_0}{S - S_0} = \frac{1}{W_s},$$

где W_s -- составляющая вектора путевой скорости на направление оси расстояний (OS).

После подстановки

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{1}{W_s} \frac{m_s}{m_t}.$$

Но из треугольника DEF $W_s = W \cdot \cos \gamma$. Подставим величину W_s в формулу для $\operatorname{tg} \gamma$:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{1}{W \cdot \cos \gamma} \frac{m_s}{m_t}.$$

Но

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \frac{1}{W \cdot \cos \gamma} \frac{m_s}{m_t}.$$

Умножим левую и правую части уравнения на величину $\cos \gamma$ и получим:

$$\sin \gamma = \frac{1}{W} \frac{m_s}{m_t}. \quad (10.4)$$

По формуле (10.4) могут быть рассчитаны углы наклона линий движения воздушных судов и соответствующие им линии номограммы линейки для скоростей полета всех самолетов, выполняющих полеты в зоне УВД.

Для удобства нанесения на графике линий движения вылетающих и прилетающих воздушных судов на линейке наносятся две номограммы (см. рис. 10.12).

При построении номограммы на линейке углы γ могут быть отложены двумя способами: от рабочего обреза линейки (см. рис. 10.12) или от ее боковой грани, перпендикулярной рабочему обрезу.

В зависимости от способа отсчета угла γ изменяется порядок нанесения линий движения воздушных судов на графике с помощью линейки.

В случае, когда угол γ отсчитан от рабочего обреза линейки, линии движения наносятся на графике в следующем порядке (рис. 10.13, а):

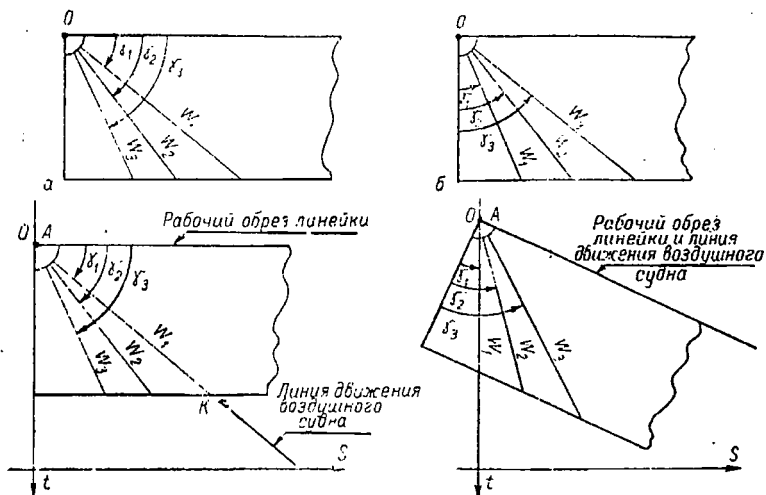


Рис. 10.13. Прокладка линий движения воздушных судов на графике контроля воздушного движения с помощью рабочей линейки

— начальную точку номограммы (точка O) совместить с начальной точкой движения воздушного судна на графике (точка A);

— рабочий обрез линейки расположить параллельно оси OS ;

— у конца линии номограммы, соответствующей путевой скорости воздушного судна, на обратном обрезе линейки поставить вспомогательную точку (точка K);

— проложить линию движения воздушного судна на графике через начальную (точка A) и вспомогательную точку графика (точка K).

В случае, когда угол γ отложен от боковой грани (рис. 10.13, б) линии движения наносятся на графике в следующем порядке: совместить начальную точку номограммы с начальной точкой движения воздушного судна; развернуть линейку так, чтобы линия номограммы, соответствующая заданной скорости, совместилась с осью времени на графике (см. рис. 10.13, б); провести линию движения воздушного судна на графике вдоль рабочего среза линейки.

Второй способ прокладки линий движения более рационален.

10.4. КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Для обеспечения надежного контроля воздушного движения обычно используется не один из описанных ранее методов, а все доступные средства и методы в комплексе.

Под комплексным методом контроля воздушного движения понимают метод, базирующийся на одновременном использовании информации о воздушном движении, получаемой по докладам экипажей, с помощью радиотехнических средств УВД и графического контроля.

В случае применения комплексного метода одновременно или последовательно используются те средства и приемы, которые в сложившихся условиях обеспечивают наибольшую эффективность и надежность контроля воздушного движения.

Информация, полученная одним методом, например по докладам экипажей, проверяется и дополняется другими методами, что сводит к минимуму возможность ошибок контроля и принятия неправильных решений по регулированию воздушного движения.

Основными преимуществами комплексного метода контроля воздушного движения являются: универсальность, обеспечивающая его применение во всех зонах УВД, в любой реальной обстановке; надежность контроля, благодаря дублированию и взаимной проверке информации о воздушном движении, получаемой другими, частными методами; возможность обеспечения контроля воздушного движения при отсутствии условий для применения какого-либо из частных методов.

Благодаря этим преимуществам комплексный метод контроля воздушного движения в настоящее время является единым, широко распространенным и наиболее перспективным методом во всех зонах УВД.

10.5. КОНТРОЛЬ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ БЛАНКОВ-ПРОГРАММ ПОЛЕТА

В практике работы диспетчерских пунктов службы движения на зарубежных авиалиниях (США, страны Европы) нашел широкое применение контроль воздушного движения с помощью специальных ленточных бланков, в которых отражены заданные программы движения воздушных судов.

Под методом контроля воздушного движения с помощью бланков-программ полета (стрипов) понимают метод, основанный на сравнении фактического положения и параметров движения каждого воздушного судна с заданной программой его движения, приведенной в специальном бланке, находящемся на рабочем месте диспетчера.

Метод применяется в комплексе с контролем движения воздушных судов по докладам экипажей и с помощью радиотехнических средств. Он заменяет графический метод контроля воздушного движения, применяемый в службе движения гражданской авиации нашей страны.

Сущность метода контроля воздушного движения с помощью бланков-программ полета сводится к следующему:

— программа движения каждого воздушного судна в границах заданной зоны УВД (по трассам и в районах аэродромов) разрабатывается в ходе суточного планирования, уточняется перед вылетом (перед входом в зону прилетающего воздушного судна);

— программа движения воздушного судна согласно флайт-плану печатается на ленточном бланке (табл. 10.4).

Т а б л и ц а 10.4

Контрольный пункт	Время полета контр. пунктов, час	Высота полета, м	Путевая скорость, км/час	Вертикальная скорость, м/сек	Время полета по этапу, мин
1-й	8.00	6000	700	+10	08
2-й	8.08	8000	800	0	10
3-й	8.18	8000	800	0	10
4-й	8.28	6000	600	-5	

— после оформления разрешения на вылет для вылетающего воздушного судна или по получении сообщения о входе в зону УВД воздушного судна, которое следует на данный аэродром, бланк-программа передается на рабочее место дис-

петчера, который первым будет осуществлять регулирование движения данного воздушного судна;

— в процессе регулирования диспетчер определяет текущее местоположение и параметры движения каждого воздушного судна, сравнивает их с программой движения, изложенной в бланке;

— при обнаружении отклонений от заданной программы принимаются решения по регулированию движения воздушного судна;

— если в процессе движения воздушного судна обстановка в зоне УВД изменилась и необходимо исправить программу полета данного воздушного судна, заданную ранее, производится перерасчет программы для новых условий;

— новая или уточненная старая программа печатается на бланке, поступает на рабочее место диспетчера и сообщается экипажу;

— в дальнейшем полет выполняется по новой программе и движение воздушного судна контролируется в соответствии с этой программой.

Метод контроля воздушного движения с помощью бланков-программ широко применяется на воздушных трассах Европы и США в неавтоматизированных и автоматизированных системах УВД. В первом случае бланки-программы печатаются вручную, во втором, расчет и коррекция программ движения воздушных судов, а также их печатание на бланках осуществляется ЭЦВМ.

Основными достоинствами метода являются: строгая документированность заданной программы движения каждого воздушного судна, что повышает оперативность и точность контроля по сравнению с графическим методом; возможность вписывания данного метода в структуру автоматизированной системы УВД. Основной недостаток — большой объем операций по печатанию, корректированию и транспортировке бланков.

Этот метод — перспективный для автоматизированных систем УВД и в настоящее время применяется в системах «SATCO» (Голландия), «Mediator» (Англия), «ARTS» (США), в которых ленточные бланки дополняются электронными табло.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кухтенко А. И. О теории сложных систем с иерархической структурой управления. В кн. «Сложные системы управления». Киев, Наукова думка, 1966.

2. Красовский Н. Н. Теория управления движением М., «Наука», 1968.

3. Болтянский В. Г. Математические методы оптимального управления. М., «Наука», 1966.
4. Кумков И. М. Методы снижения информационной нагрузки экипажа СТС. «Труды ВАУ ГА», вып. 43, Л., 1970.
5. Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР. М., Редиздат МГА, 1971.
6. Молоканов Г. Ф. Учет ветра в дальних полетах. М., Воениздат. 1957.
7. Заварина М. В. Аэроклиматология. Тр. ГГО, серия I, вып. 21, Л., 1946.
8. Кинематические характеристики преобладающего ветра над территорией СССР. Изд. НИИАК ГУГ МС, М., 1968.
9. Алисов Б. П., Дроздов О. А., Рубинштейн Е. С. Курс климатологии. Л., Гидрометиздат, 1962.
10. Молоканов Г. Ф. Точность и надежность навигации летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1967.
11. Наровлянский Г. Я., Солонин С. В. Эквивалентный ветер и методы его расчета. Л., Гидрометиздат. 1962.
- ✓ 12. Лещенко В. М. Обоснование системы координат для систем автоматического управления воздушным движением. Сб. трудов «Вопросы авиационной автоматики и вычислительной техники». КИИГА, вып. V, Киев, 1967.
13. Каврайский В. В. Избранные труды. М., Геодезиздат, 1960.
14. Морозов В. П. Методы решения геодезических задач на поверхности земного эллипсоида. М., Геодезиздат, 1958.
15. Асташкевич А. Н. Штурманское обеспечение полетов. М., «Транспорт», 1969.
16. Автоматическое управление потоками самолетов. «Труды РИИ ГА», ч. I, Рига, 1965.
17. Тюрин О. А., Савельев О. П. Применение метода статистических испытаний для моделирования воздушной обстановки и процесса управления воздушным движением. Тр. I Всесоюзного симпозиума по статистическим проблемам в технической кибернетике. М., «Наука», 1971.
- ✓ 18. Кумков И. М. К решению задачи управления воздушным движением и навигации в трехмерном пространстве. «Труды ВАУ ГА», вып. 28, Л., 1967.
19. Хинчин А. Я. Работы по математической теории массового обслуживания. М., Изд.-во физико-математической литературы, 1963.
20. Vickers T. K. Analogic simulation of air traffic control operation. J. «Les choix Economiques Decisions Sequentielles et Simulation», pp. 154—192; Paris, 1960.
21. Samuel M. Berkowitz and Edward L. Fritz. Analytical and simulation studies of terminal—area air traffic control.— J. «Technical Development Report», № 251, 1955.
22. Wooley David. SRT automatic A.T.C.— J. «Aeroplane and commerc. aviation news», 110, № 2804, 1965.
23. Белгородский С. Л. Высота принятия решения. «Гражданская авиация», 1971, № 17.
24. Белгородский С. Л. Угол наклона глссады. «Гражданская авиация», 1971, № 12.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
Введение	3
Глава 1. Общие положения	5
1.1. Предмет и задачи управления воздушным движением	5
1.2. Характеристика воздушного пространства как среды перемещения управляемых воздушных судов	8
1.2.1. Метеорологические факторы, учитываемые в процессе управления воздушным движением	8
1.2.2. Общие принципы организации воздушного пространства	14
Глава 2. Характеристика системы УВД как сложной системы с иерархической структурой управления	20
2.1. Общая характеристика сложной системы управления	20
2.2. Система регулирования воздушного движения	22
2.3. Система предварительного планирования и обеспечения воздушного движения	27
2.4. Система руководства воздушным движением	28
Глава 3. Положение и движение воздушного судна в трехмерном пространстве	30
3.1. Системы координат, применяемые при управлении воздушным движением	30
3.1.1. Географическая система координат	32
3.1.2. Полярная система координат	33
3.1.3. Прямоугольная декартова система координат	42
3.1.4. Совмещенная система координат	44
3.1.5. Перерасчет координат объектов из одной системы в другую	47
3.1.6. Связанная система координат	53
3.2. Траектория движения воздушного судна в трехмерном пространстве	55
3.2.1. Уравнения прямолинейных отрезков траектории	55
3.2.2. Уравнение криволинейных отрезков траектории	58
3.3. Система дифференциальных уравнений, описывающих движение воздушного судна	65
Глава 4. Количественные и качественные характеристики воздушного движения	72
4.1. Загруженность зон УВД	72
4.2. Плотность воздушного движения	73
4.3. Интенсивность воздушного движения	73
4.4. Пропускная способность зоны УВД	74

4.5	Коэффициент загрузки зоны УВД	77
4.6	Регулярность воздушного движения	77
4.7	Безопасность воздушного движения	78
Глава 5.	Методы и структура управления воздушным движением	80
5.1.	Управление воздушным движением как информационный процесс	80
5.2.	Методы управления воздушным движением	85
5.3.	Структура процесса управления воздушным движением	88
Глава 6.	Разработка программы воздушного движения	90
6.1.	Последовательность разработки и содержание программ воздушного движения	90
6.2.	Сбор информации о воздушном движении и условиях воздушного движения	90
6.3.	Сбор заявок на полеты	91
6.4.	Разработка программ движения одиночных воздушных судов и воздушного движения в границах зоны УВД	91
6.4.1.	Разработка программы движения одиночного воздушного судна	91
6.4.2.	Разработка программы воздушного движения в границах зоны УВД	98
6.5.	Уточнение программ движения одиночных воздушных судов	100
6.6.	Обеспечение воздушного движения	101
Глава 7.	Регулирование движения воздушных судов на аэродроме	103
7.1.	Регулирование движения вылетающих воздушных судов на аэродроме	103
7.2.	Регулирование движения прилетевших воздушных судов на аэродроме	109
Глава 8.	Регулирование воздушного движения	111
8.1.	Задачи и виды регулирования воздушного движения	111
8.2.	Характеристика потоков воздушных судов в районах аэродромов, аэродромных узлов и воздушных зон крупных центров	114
8.3.	Характеристика потоков воздушных судов в районе диспетчерской службы	118
8.4.	Методы регулирования воздушного движения	125
8.4.1.	Программный метод регулирования воздушного движения	128
8.4.2.	Командный метод регулирования воздушного движения	130
8.4.3.	Программно-командный метод регулирования воздушного движения	132
8.4.3.1.	Реализация программно-командного метода регулирования в неавтоматизированных системах УВД	133
8.4.3.2.	Реализация программно-командного метода регулирования в автоматизированных системах УВД	140
8.5.	Оценка методов регулирования воздушного движения	143
Глава 9.	Общий алгоритм регулирования воздушного движения	146
9.1.	Сбор и обработка информации о воздушном движении и условиях воздушного движения	146
9.2.	Контроль воздушного движения	150
9.3.	Анализ обстановки и выработка решений по регулированию воздушного движения	154

9.4. Устранение конфликтной ситуации	168
9.5. Передача команд управления	175
Глава 10. Методы контроля воздушного движения	177
10.1. Контроль воздушного движения по донесениям экипажей	177
10.2. Контроль воздушного движения с помощью наземных радиотехнических средств УВД	185
10.2.1. Определение места воздушных судов	185
10.2.2. Определение параметров движения воздушных судов диспетчером с помощью наземных радиолокационных станций	190
10.3. Графо-аналитический метод контроля воздушного движения	195
10.4. Комплексный метод контроля воздушного движения	202
10.5. Контроль воздушного движения с помощью бланков-программ полета	203
Литература	204

Иван Максимович КУМКОВ

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ
ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ**

Учебное пособие

Редактор *Л. А. Приходько*

Технический редактор *В. Д. Вакуленко*

Корректор *Н. М. Чернецова*

Сдано в набор 20/XII 1972 г.
Формат бумаги 60×84/16.

М-11213
Печ. л. 13 + 9 вкл.

Подписано к печати 31/V 1973 г.
Тираж 1000.

Тип. ОЛА ГА.

Цена 60 коп.

Заказ № 500.

xp-2

Цена 60 коп.

54379

Q4

3269