

**СПРАВОЧНИК
ОФИЦЕРА
ПРОТИВО-
ВОЗДУШНОЙ
ОБОРОНЫ**



ПРЕДИСЛОВИЕ

Войска противовоздушной обороны (ПВО) надежно охраняют рубежи нашей Родины.

Это обеспечивается постоянной высокой боевой готовностью, стойкостью при обороне охраняемых объектов, мастерским владением боевой техникой и умением поражать воздушного противника с первого выстрела (пуска), с первой атаки.

Личный состав Войск ПВО упорно трудится над претворением в жизнь предначертаний партии и всегда готов выполнить боевую задачу.

Современная система противовоздушной обороны включает разнообразное вооружение и боевую технику, обладающие высокими боевыми возможностями. Их реализация в ходе боевых действий требует от личного состава глубоких знаний средств воздушного нападения и способов их применения, принципов действия систем вооружения и основ тактики родов войск ПВО.

В практической деятельности офицеров Войск ПВО возникает потребность в анализе и количественной оценке возможностей вооружения по уничтожению средств воздушного нападения применительно к определенным условиям боевой обстановки, в получении справочных данных по принципам действия систем вооружения и особенностям их боевого применения. Это вызывает необходимость обращаться к различным источникам информации, что в ряде случаев создает определенные трудности.

В настоящем Справочнике дано обобщенное изложение военно-технических и оперативно-тактических вопросов противовоздушной обороны на основе материалов открытой отечественной и зарубежной печати.

Справочник разработан под редакцией доктора военных наук, профессора Г. В. Зимины авторским коллективом в составе:

Г. В. Зимины (предисловие, 1.1, 1.2, 2.1, 2.2, 2.3),
Ф. Т. Бутурлина и Я. И. Низдрань (5.1, 5.2), С. К. Бур-
мистрова (3.1, 3.2, 8.2), В. П. Демидова (3.3, 3.4, 6.1, 8.1),
А. С. Мальгина (7.1, 7.2), Ф. К. Неупокоева (6.2, 6.3, 6.4),
О. Е. Орлова (4.1, 4.2).

Справочник подготовлен к изданию С. К. Бурмистровым

1. ПРОТИВОВОЗДУШНАЯ ОБОРОНА

1.1. ЗАДАЧИ И СТРУКТУРА ПВО

1.1.1. ЗАДАЧИ И СТРУКТУРА ВОЙСК ПВО

Войска противовоздушной обороны являются видом Вооруженных Сил СССР. Они предназначены для защиты от ударов противника с воздуха важнейших административно-политических центров, промышленных объектов, группировок Вооруженных Сил, а также других важнейших объектов, составляющих основу экономической и военной мощи государства. Свои задачи Войска ПВО выполняют самостоятельно и во взаимодействии с другими видами Вооруженных Сил путем уничтожения средств воздушного нападения (СВН) противника в полете.

Войска противовоздушной обороны организационно состоят из объединений и соединений ПВО, в состав которых входят части и подразделения родов войск — зенитных ракетных войск (ЗРВ), авиации ПВО, радиотехнических войск (РТВ), а также части и подразделения специальных войск, части и учреждения тыла.

Зенитные ракетные войска (ЗРВ) являются одним из основных родов войск. Они способны во взаимодействии с истребительной авиацией не допустить ударов воздушного противника по важнейшим объектам страны, а также группировкам войск.

На их вооружении состоят зенитные ракетные комплексы (ЗРК) различного предназначения и дальностей.

Зенитные ракетные войска обладают большой огневой мощностью и высокой точностью поражения СВН во всем диапазоне высот и скоростей их полета, на больших удалениях от обороняемых объектов в любое время суток и при любой погоде, а также в условиях радиопомех.

Современные ЗРВ организационно состоят из частей, имеющих в своем составе огневые и технические подраз-

деления, а также подразделения управления (оснащенные АСУ) и обслуживания. В системе обороны объектов страны могут создаваться группировки ЗРВ, состоящие из нескольких зенитных ракетных частей.

Авиация ПВО — род Войск ПВО, предназначенный для прикрытия важных направлений, объектов от воздушного противника. В ее состав входят части истребительной авиации (ИА). Основу ИА составляют части, вооруженные истребителями-ракетносцами, способными уничтожить СВН как на дальних подступах к прикрываемым объектам, так и в ближнем бою. Сверхзвуковые всепогодные истребители-перехватчики с мощным ракетным оружием поражают самолеты и крылатые ракеты (КР) противника в широком диапазоне высот в любых метеоусловиях, в любое время суток. Наличие в составе авиации дальних перехватчиков-ракетносцев обеспечивает уничтожение самолетов — носителей управляемых ракет класса «воздух — земля» до рубежа их пуска.

Радотехнические войска (РТВ) как род Войск ПВО предназначены для непрерывного контроля за воздушным пространством, ведения радиолокационной разведки СВН противника в полете и выдачи о них информации, необходимой командованию для принятия решения и обеспечения боевых действий зенитных ракетных войск авиации ПВО.

Радотехнические войска оснащены различными современными радиолокационными станциями, позволяющими в любое время года и суток независимо от метеорологических условий и помех обнаруживать СВН на всех высотах, опознавать и определять их точные координаты, а также обеспечивать целеуказание зенитным ракетным войскам и наведение истребителей.

Части и учреждения тыла предназначены для решения задач тылового обеспечения боевых действий Войск противовоздушной обороны.

1.1.2. ЗАДАЧИ И СТРУКТУРА ВОЙСКОВОЙ ПВО И ПВО ВМФ

Войсковая ПВО является составной частью общевойсковой операции. Она организуется общевойсковыми командирами в любой обстановке в целях нанесения

поражения противнику в воздухе и отражения ударов по войскам и другим объектам.

Успешное ведение противовоздушной обороны, особенно уничтожение самолетов — носителей крылатых ракет в воздухе, способствует завоеванию превосходства над воздушным противником, завоеванию господства в воздухе, а также поддержанию высокого морального духа войск.

Цель противовоздушной обороны достигается решением ряда задач, основными из которых являются: ведение разведки воздушного противника и оповещение о нём войск; прикрытие от ударов и разведки с воздуха группировок войск и объектов тыла; уничтожение воздушных десантов противника в полете; участие совместно с Войсками ПВО в отражении первого массированного удара воздушного противника.

Кроме того, задачами войсковой ПВО также могут быть: обеспечение пролета своих воздушных десантов, дальней и морской авиации; блокирование с воздуха окруженных группировок противника и др.

Войсковая ПВО является родом войск, в который входят зенитные ракетные, зенитные артиллерийские и радиотехнические части и подразделения.

Противовоздушная оборона войск строится как единая система в соответствии с замыслом общевойскового командира (командующего) и включает следующие элементы: разведку воздушного противника и оповещение войск, огонь зенитных средств, истребительно-авиационное прикрытие и систему управления.

Основу системы войсковой ПВО составляет огонь зенитных ракетных и зенитных артиллерийских частей и подразделений.

Основными принципами организации и ведения современной войсковой ПВО считаются: постоянная готовность к отражению ударов воздушного противника, сосредоточение основных сил и средств ПВО на прикрытие главных группировок войск и важнейших объектов тыла, тесное взаимодействие сил и средств ПВО между собой и с прикрываемыми войсками, непрерывность боевых действий, маневренность (мобильность), высокая эффективность, устойчивость и непреодолимость, непрерывная и гибкая централизация управления.

Противовоздушная оборона войск и объектов тыла осуществляется войсковой ПВО и истребительной авиацией во взаимодействии с Войсками ПВО.

Противовоздушная оборона Военно-Морского Флота является важнейшим видом боевого обеспечения действий сил флота. Она организуется в целях отражения ударов воздушного противника по силам флота и его береговым объектам.

Исходя из оценки сил флота как объектов ПВО выделяются две основные задачи противовоздушной обороны флота: прикрытие военно-морских баз, пунктов рассредоточения кораблей и береговых объектов флота; прикрытие сил флота в море.

Успешное решение задач противовоздушной обороны Военно-Морского Флота возможно только при комплексном использовании собственных сил и средств ПВО флотов, Войск ПВО, сил и средств ПВО военных округов (фронтов).

Противовоздушная оборона военно-морских баз, пунктов рассредоточения кораблей и береговых объектов флота, а также кораблей в прибрежных районах осуществляется Войсками ПВО во взаимодействии с силами и средствами ПВО флота и военных округов (фронтов).

Основу противовоздушной обороны сил флота в море составляют корабельные зенитные огневые средства. Войска ПВО, военные округа (фронты) усиливают их оборону в пределах досягаемости своих сил и средств ПВО.

Основными задачами противовоздушной обороны на морском театре военных действий являются: разведка воздушного противника и оповещение о нем сил флота и береговых объектов; воспреещение противнику ведения воздушной разведки и минных постановок с воздуха; прикрытие от ударов с воздуха сил флота в море и базах.

При организации ПВО кораблей флота в море соблюдаются принципы сосредоточения основных усилий сил и средств ПВО на прикрытии сил флота, решающих главные задачи, и на наиболее вероятных направлениях действий авиации противника, а также принцип постоянной боевой готовности к отражению ударов воздушного противника.

1.2. СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ПВО

1.2.1. ИСТОРИЧЕСКАЯ СПРАВКА

Зарождение ПВО. Возникновение и развитие противовоздушной обороны (ПВО) относится к периоду 1-й мировой войны, когда авиация стала широко применяться в военных целях. В 1913 г. во Франции, а затем в 1914 г. в России и Германии для стрельбы по воздушным целям были разработаны специальные зенитные пушки.

В русской армии для этого также приспособляются полевые орудия и морские пушки. Первая батарея для стрельбы по самолетам из 75-мм морских пушек была сформирована в октябре 1914 г. В 1915 г. была изготовлена специальная зенитная пушка и построен Русско-балтийским военным заводом первый в мире самолет-истребитель РБВЗ — С-16. Для обнаружения авиации противника, наблюдения за ее действиями, оповещения сил и средств ПВО и населения городов о воздушной опасности была организована служба воздушного наблюдения, оповещения и связи (ВНОС).

К мероприятиям, дополнявшим ПВО, также относились: создание убежищ, организация противопожарной защиты, проведение маскировки и светомаскировки городов, оборудование ложных объектов, предупреждение населения о воздушной опасности.

В годы 1-й мировой войны впервые в военной практике сложились принципы ПВО объектов страны и войск; были выработаны приемы и способы борьбы с воздушным противником.

ПВО в годы Гражданской войны. Одним из первых подразделений ПВО молодой республики был «Стальной противосамолетный артиллерийский дивизион (бронепоезд)», построенный в Петрограде на Путиловском заводе. К весне 1918 г. в составе Красной Армии было сформировано около 200 противосамолетных (зенитных) батарей и 12 истребительных авиаотрядов.

Формируемые подразделения использовались для ПВО Петрограда, Москвы, Тулы, Астрахани, Баку, Одессы, а также войск на фронтах.

В период 1918—1920 гг. получила дальнейшее развитие тактика войск ПВО, были разработаны принципы построения ПВО крупных пунктов страны, зародились элементы оперативного искусства войск ПВО.

Развитие ПВО в период с 1921 по 1941 г. В 1924 г. в Ленинграде из отдельных дивизионов был сформирован 1-й полк зенитной артиллерии (ЗА) РККА, а в 1927 г. — 1-я зенитная артиллерийская бригада. Основу организационного построения ПВО страны в 20-х годах составляли пункты ПВО, входившие в секторы ПВО на территории приграничных военных округов, командующие войсками которых несли ответственность за ПВО в границах округа. В этот же период создается сеть постов ВНОС в пограничной полосе и вокруг наиболее крупных центров страны.

В 1927 г. в штабе РККА создается 6-й отдел, а в апреле 1930 г. — управление, ведавшее вопросами ПВО. В апреле 1932 г. оно было подчинено непосредственно Наркомму по военным и морским делам. На Управление ПВО РККА было возложено практическое руководство службой ПВО всей территории страны, а также объединение деятельности всех гражданских ведомств, учреждений и общественных организаций в этой области.

С 1 июля 1934 г. Управление ПВО РККА возглавил один из выдающихся военных деятелей командарм 1-го ранга С. С. Каменев, а в сентябре 1936 г. эту должность занял командарм 2-го ранга А. И. Седякин.

Проведены были и другие важные мероприятия по укреплению ПВО. В военных округах были созданы управления ПВО, во главе которых стояли начальники ПВО военных округов, непосредственно подчинявшиеся командующим войсками округов, а в специальном отношении — начальнику ПВО РККА.

В 30-х годах войска ПВО были оснащены новой боевой техникой. В эти годы наша ИА оснащается современными отечественными самолетами И-15, И-16, И-153, а с 1940 г. более современными типами Як-1, МиГ-3 и в 1941 г. — ЛаГГ-3. На вооружение зенитной артиллерии поступают новые образцы зенитных пушек — 76,2-мм образца 1931 г. и 1938 г., 85-мм и автоматическая 37-мм образца 1939 г., приборы управления артиллерийским зенитным огнем ПУАЗО-2 в 1935 г. и ПУАЗО-3 в 1939 г. Войска ПВО оснащаются отечественными прожекторами, звукоулавливателями и аэростатами воздушного заграждения. В этот же период советская промышленность освоила производство оптических дальномеров (типа ДЯ). Служба ВНОС в 1939 г. получает первые отечественные радиолокационные станции обнаружения РУС-1, а в 1940 г. — РУС-2. С 1934 по 1939 г. парк ЗА увеличился почти в 3 раза, а ИА — в 1,5 раза.

Шло совершенствование организационных форм и структуры управления войсками ПВО. В 1937 г. для ПВО важных промышленных и административных центров страны (Москвы, Ленинграда, Баку) были сформированы корпуса ПВО, а для обороны других важных городов и районов (Киева, Мипска, Одессы, Батуми, Хабаровска и др.) — дивизии и отдельные бригады ПВО.

В состав этих соединений включались все рода войск ПВО, кроме истребительной авиации, которая продолжала оставаться в подчинении командующих ВВС военных округов. Однако базировалась она в соответствии с задачами ПВО, участвовала во всех оперативных учениях войск ПВО. С началом войны предусматривалось оперативное ее подчинение командирам соединений ПВО.

В феврале 1941 г. вся приграничная территория страны была разделена на зоны ПВО (по числу военных округов), которые возглавлялись помощниками командующих войсками военных округов по ПВО. В центре было создано Главное управление (ГУ) ПВО Красной Армии. На него возлагалось планирование оперативного применения Войск ПВО, учет их вооружения и руководство боевой подготовкой. С 14 июня 1941 г. ГУ ПВО возглавил генерал-полковник, в последующем главный маршал артиллерии Н. Н. Воронов. Начальником штаба ГУ ПВО с момента его формирования стал генерал-майор Н. Н. Нагорный. Проведенные мероприятия значительно укрепили ПВО Советского Союза.

ПВО в годы Великой Отечественной войны 1941—1945 гг. Начало Великой Отечественной войны застало ПВО страны в период ее перевооружения. Поступавшие на вооружение советской авиации Як-1 и МиГ-3 обладали более высокими характеристиками, чем самолеты немецко-фашистской авиации, но их было в войсках недостаточно. В ЗА еще мало было новых 37-мм автоматических и 85-мм зенитных пушек.

В начале июля 1941 г. ГКО принимает ряд мер по усилению прикрытия Москвы и Ленинграда, Донбасского, Московского, Ярославского и Горьковского промышленных районов, а также по организации защиты некоторых стратегических мостов через Волгу. С этой целью проводятся значительные формирования авиационных, зенитно-артиллерийских, пулеметных и прожекторных частей. В дальнейшем была создана ПВО промышленных центров Поволжья и Волжского речного пути.

Классическим примером защиты от нападения с воздуха крупного центра являлась ПВО Москвы. Такой мощ-

ной ПВО на протяжении всей 2-й мировой войны не имела ни одна столица капиталистических государств. Она осуществлялась 1-м корпусом ПВО, которым командовал генерал-майор артиллерии Д. А. Журавлев, и оперативно подчиненным ему 6-м истребительным авиационным корпусом под командованием полковника И. Д. Климова.

В составе этих соединений к началу воздушных налетов немецко-фашистской авиации (22 июля 1941 г.) имелось свыше 600 истребителей, более 1000 зенитных орудий среднего и малого калибра, около 350 зенитных пулеметов, свыше 600 зенитных прожекторов, 124 поста аэростатов заграждения и 612 постов ВНОС. Наличие таких крупных сил и средств и умелая организация управления ими сорвали попытки противника нанести массированные удары с воздуха по столице Советского Союза.

Сильной была также ПВО Ленинграда, которую осуществляли 2-й корпус ПВО и оперативно подчиненный ему 7-й истребительный авиационный корпус.

9 ноября 1941 г. ГКО принял решение, в соответствии с которым была введена должность командующего Войсками ПВО территории страны, сформированы штаб ПВО территории страны и другие органы управления. Первым командующим Войсками ПВО территории страны — заместителем НКО по ПВО был назначен генерал-майор М. С. Громадин.

В целях лучшего взаимодействия сил и средств ПВО в январе 1942 г. командованию ПВО территории страны была полностью подчинена истребительная авиация, выделенная для прикрытия объектов. В результате было обеспечено централизованное управление войсками в оперативном и тактическом звеньях.

В связи со значительным увеличением численности войск ПВО в апреле 1942 г. была проведена частичная реорганизация структуры Войск ПВО территории страны: образован Московский фронт ПВО, а в Ленинграде и несколько позже в Баку созданы армии ПВО. Появились первые оперативные объединения Войск ПВО.

Переход Советской Армии к широким наступательным операциям существенно изменил условия ведения боевых действий Войск ПВО.

Одной из важных задач Войск ПВО территории страны в этот период стала оборона железнодорожных коммуникаций и водных переправ, аэродромов фронтовой и дальней авиации, железнодорожных эшелонов и речных судов в пути, а также обеспечение воздушной бло-

кады окруженных группировок врага (Сталинград, Корсунь-Шевченковский и др.).

Необходимость обеспечения тесного взаимодействия сил и средств ПВО различных видов Вооруженных Сил при борьбе с воздушным противником в прифронтовой полосе требовала дальнейшего совершенствования структуры ПВО.

В июне 1943 г. Управление командующего Войсками ПВО территории страны было расформировано, а вместо него созданы два фронта ПВО: Западный и Восточный. Войска ПВО, находившиеся на обороне Москвы, были реорганизованы в Особую Московскую армию ПВО. В марте — апреле 1944 г. Западный и Восточный фронты, а также Закавказская зона ПВО были реорганизованы в Северный, Южный и Закавказский фронты ПВО.

В связи с дальнейшими успешными наступательными действиями Советской Армии для удобства управления в декабре 1944 г. соединения, осуществлявшие оборону объектов глубокого тыла страны, были выделены в новый, Центральный фронт ПВО со штабом в Москве, а Северный и Южный были преобразованы в Западный и Юго-Западный фронты ПВО.

На Дальнем Востоке в марте 1945 г. в соответствии с постановлением ГКО на базе Дальневосточной и Забайкальской зон ПВО, а также перегруппированных из европейской части СССР сил и средств ПВО созданы три армии ПВО: Приморская, Приамурская и Забайкальская, входившие в состав фронтов.

В ходе Великой Отечественной войны Войска ПВО с честью выполнили задачи, возложенные на них Коммунистической партией и Советским правительством. Главный итог их боевой деятельности состоит в том, что они сохранили от разрушения и уничтожения фашистской авиацией крупные промышленные и административные центры страны, тысячи населенных пунктов, группировки войск и тем самым в значительной степени способствовали быстрому росту военно-экономического потенциала страны. За время войны Войска ПВО уничтожили более 7300 самолетов и много другой боевой техники противника, чем внесли крупный вклад в общее дело разгрома немецко-фашистских захватчиков.

В ходе войны организационно оформились как рода войск ПВО зенитная артиллерия и истребительная авиация. Большое развитие получили служба ВНОС, прожекторные части и части аэростатов воздушного заграждения. Были созданы оперативные объединения, оператив-

но-тактические соединения, соединения и части родов войск.

Свыше 80 тыс. солдат, сержантов, офицеров и генералов Войск ПВО были награждены орденами и медалями, 92 воина удостоены высокого звания Героя Советского Союза, а командир авиаэскадрильи капитан А. Т. Карпов стал кавалером двух медалей «Золотая Звезда». За успешные боевые действия 11 соединений и частей Войск ПВО были удостоены почетных наименований и 29 — звания гвардейских.

Развитие ПВО в послевоенный период. После окончания 2-й мировой войны США и Великобритания сохранили огромные по своей численности ВВС. Реакционные круги империалистических государств стали проводить враждебную политику по отношению к Советскому Союзу и другим странам социалистического содружества.

В этих условиях ЦК КПСС и Советское правительство, принимая меры по дальнейшему укреплению обороноспособности нашей Родины, большое внимание уделяют совершенствованию ее ПВО. К 1952 г. ИА ПВО была перевооружена на реактивные истребители, значительная часть которых имела радиолокационные прицелы. Зенитная артиллерия получила новые зенитные артиллерийские комплексы, состоявшие из 57, 100 и 130-мм зенитных орудий, радиолокационной станции орудийной наводки и прибора управления артиллерийским зенитным огнем. Войска ВНОС получили радиолокационные станции П-3 и П-3а.

С 1952 г. Войска ПВО стали получать зенитную ракетную технику с ракетами различной дальности действия и назначения. В их составе выделился новый род войск — зенитные ракетные войска (ЗРВ) ПВО. В ИА ПВО стали поступать сверхзвуковые истребители-перехватчики с ракетным вооружением класса «воздух — земля». Войска ВНОС начали получать в массовом количестве новые радиолокационные станции обнаружения и наведения ИА. Возник новый род войск ПВО — радиотехнические войска (РТВ) ПВО, официально названные так в 1955 г. В массовом количестве стали поступать разнообразные автоматизированные системы управления и другая техника.

Взросшие требования к ПВО и перевооружение частей на новую технику потребовали дальнейшего совершенствования организационной структуры Войск ПВО и системы управления ими. В феврале 1946 г. была введена должность командующего Войсками ПВО,

который непосредственно подчинялся командующему артиллерией Вооруженных Сил (ВС) Советского Союза. Командующим Войсками ПВО был назначен генерал-полковник М. С. Громадин, начальником штаба генерал-полковник Н. Н. Нагорный.

В 1948 г. впервые в уставах было указано, что Войска ПВО наряду с Сухопутными войсками ВВС и ВМФ являются видом ВС. Это положение полностью вытекало из опыта Великой Отечественной войны и отражало объективную закономерность возрастания роли Войск ПВО в послевоенный период в связи с совершенствованием СВН и способов их применения. В этом же году Войска ПВО были изъяты из подчинения командующего артиллерией ВС СССР. Командующим Войсками ПВО стал Маршал Советского Союза Л. А. Говоров, а с 1952 г. — генерал-полковник Н. Н. Нагорный. В мае 1954 г. была учреждена должность главнокомандующего Войсками ПВО. Первым главнокомандующим в мае 1954 г. был назначен Маршал Советского Союза Л. А. Говоров. В дальнейшем главнокомандующими были: Маршал Советского Союза С. С. Бирюзов (1955—1962 гг.), маршал авиации В. А. Судец (1962—1966 гг.), Маршал Советского Союза П. Ф. Батицкий (1966—1978 гг.). В июне 1978 г. главнокомандующим Войсками ПВО назначен маршал авиации А. И. Колдунов.

2. СИЛЫ И СРЕДСТВА ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО НАПАДЕНИЯ ПРОТИВНИКА*

2.1. КЛАССИФИКАЦИЯ СИЛ И СРЕДСТВ

2.1.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СВКН И РЕШАЕМЫХ ИМИ ЗАДАЧ

Военно-политическое руководство основных империалистических государств решающую роль в достижении целей войны отводит силам воздушно-космического нападения.

В состав сил воздушно-космического нападения входят объединения, соединения и части, на вооружении которых состоят средства воздушно-космического нападения.

К средствам воздушно-космического нападения относятся баллистические ракеты, аэродинамические, космические летательные аппараты, дирижабли и аэростаты.

Объединения, соединения и части, на вооружении которых состоят средства воздушно-космического нападения, входят в состав ВВС, ВМС и Сухопутных войск.

Важнейшими компонентами вооруженных сил США являются стратегические наступательные силы и силы общего назначения.

К стратегическим наступательным силам относятся части межконтинентальных баллистических ракет (МБР), объединения, соединения и части стратегической авиации и соединения атомных ракетных подводных лодок.

МБР и стратегические бомбардировщики входят в состав стратегического авиационного командования США. В настоящее время стратегические наступательные силы имеются в США, Англии и Франции.

* По материалам зарубежной печати.

В составе сил общего назначения имеются объединения, соединения и части тактической авиации ВВС, авиации ВМС, армейская авиация, а также части и подразделения ракет оперативно-тактического назначения.

Основными задачами СВКН могут быть: подрыв военно-экономического потенциала; нарушение системы государственного и военного управления; завоевание превосходства в воздухе; изоляция района боевых действий; непосредственная авиационная поддержка сухопутных войск и сил флота.

Подрыв военно-экономического потенциала может осуществляться путем нанесения ударов по важнейшим военным и промышленным объектам.

Нарушение системы государственного и военного управления предусматривается достигнуть путем нанесения ударов по административно-политическим центрам, центрам управления и средствам связи.

Завоевание превосходства в воздухе планируется осуществлять путем уничтожения авиации на аэродромах и в воздухе, а также подавления системы противовоздушной обороны.

Изоляция района боевых действий проводится с целью воспрепятствовать подходу резервов, воспрепятствовать снабжению, сковать маневр войск путем нанесения ударов по железнодорожным узлам, мостам, войскам и другим объектам.

Непосредственная авиационная поддержка заключается в непрерывном и эффективном огневом воздействии на противника с воздуха в ходе боевых действий непосредственно на поле боя.

2.1.2. КЛАССИФИКАЦИЯ СРЕДСТВ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО НАПАДЕНИЯ

Средствами воздушно-космического нападения являются: баллистические ракеты наземного и морского базирования, аэродинамические летательные аппараты, космические устройства, дирижабли и аэростаты.

Баллистические ракеты в зависимости от дальности действия подразделяются на ракеты ближнего действия (до 1000 км), средней дальности (до 5000 км) и дальнего действия (более 5000 км). Ракеты с дальностью действия более 5000 км называются межконтинентальными.

В соответствии с боевым назначением баллистические

ракеты подразделяются на тактические, оперативно-тактические и стратегические.

К стратегическим ракетам относятся ракеты средней и большой дальности действия.

Баллистические ракеты могут быть наземного и морского базирования. Ракеты наземного базирования запускаются из шахтных и подвижных пусковых установок, а морского базирования — с атомных ракетных подводных лодок.

Межконтинентальные баллистические ракеты наземного базирования запускаются из шахтных пусковых установок. Они предназначены для поражения крупных административно-промышленных объектов, стартовых позиций ракет и других объектов. Такие ракеты имеют большие дальности (до 12 000 км), скорости (до 7,5 км/с) и высоты (1000 км и более) полета.

МБР имеют высокую боевую готовность и могут наносить удары в любое время года и суток независимо от метеоусловий. К современным МБР относятся, например, ракеты «Минитмен-2», «Минитмен-3», «Титан-2».

Межконтинентальные баллистические ракеты морского базирования с дальностью действия 8000—12 000 км запускаются с атомных ракетных подводных лодок с глубины около 30 м в тот момент, когда лодка выходит в точку старта. Из пусковой трубы ракета выталкивается сжатым воздухом и на высоте 20—30 м над водной поверхностью включается двигатель первой ступени. Для управления полетом таких ракет используются бортовые инерциальные системы. Эти МБР предназначены для поражения различных военно-промышленных объектов. Перспективными МБР морского базирования являются «Трайидент-1» и «Трайидент-2».

Баллистические ракеты средней дальности наземного базирования запускаются из шахтных пусковых установок и управляются в полете инерциальными системами. Они предназначены для поражения различных военно-промышленных объектов.

Баллистические ракеты средней дальности (БРСД) морского базирования способны поражать объекты на расстоянии до 5000 км. Они также запускаются с атомных ракетных подводных лодок с глубины 30 м. На каждой подводной лодке существующих типов находится по 16 ракет. БРСД предназначены главным образом для поражения крупных административно-промышленных объектов, портов, баз и других объ-

ектов. К современным БРСД относятся ракеты «Поларис А-3», «Посейдон С-3», «М-2», «М-20».

Баллистические ракеты оперативно-тактического назначения способны поражать объекты на расстоянии в сотни километров. Ракеты запускаются с наземных подвижных пусковых установок, что позволяет осуществлять ими маневр на местности.

Они используются для непосредственной поддержки войск и поражения таких объектов в оперативно-тактической глубине, которые недоступны для авиации в связи с сильной противовоздушной обороной.

К современным ракетам оперативно-тактического назначения можно отнести ракеты «Ланс», «Першинг». Характеристики баллистических ракет приведены в табл. 2.1.

2.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА НАПАДЕНИЯ

В состав аэродинамических средств нападения входят стратегические бомбардировщики, тактические истребители, палубные штурмовики, беспилотные самолеты, самолеты и вертолеты армейской авиации.

Тяжелые стратегические бомбардировщики обладают большой дальностью действия — до 18 000 км — и способны действовать на больших, средних и малых высотах. Они имеют бомбовую нагрузку до 30 т и более и различное вооружение для поражения объектов и элементов системы ПВО, средства разведки, а также аппаратуру РЭБ для подавления РЭС различного назначения.

Тяжелые стратегические бомбардировщики на ближайшие годы будут оставаться одним из основных стратегических средств нападения.

Дальнейшая модернизация стратегических бомбардировщиков будет направлена на повышение боевой эффективности путем вооружения их новыми ракетами СРЭМ, а в последующем АЛКМ и АСАЛМ, а также на увеличение возможностей средств РЭБ.

Эти самолеты в основном будут использоваться в ядерной войне, однако с учетом опыта боевых действий во Вьетнаме не исключается и частичное применение стратегических бомбардировщиков в ограниченных войнах. К таким самолетам относятся В-52 различных модификаций и разрабатываемый новый самолет В-1.

Средние стратегические бомбардировщики предназначены для выполнения задач в ядерной и ограниченных войнах. С учетом радиуса действия они могут поражать

Таблица 2.1

Наименование	Средняя масса, т	Боевая часть Мощность, Мт	Дальность стрельбы, км	Система управления	Двигательная установка	Размещение пусковой установки
„Титан-2“ LGM-25C	150	Моноблочная 10	До 15 000	Инерциальная	Две ступени ЖРД	Подземная шахтная
„Минитмен-2“ LGM-30F	32	Моноблочная 1—2	11 000	„	Три ступени РДТТ	То же
„Минитмен-3“ LGM-30	35	Разделяющаяся — МИРВ 3×0,2	13 000	„	Три ступени РДТТ	„
„Поларис А-3“	16	Разделяющаяся — МИРВ 3×0,1	4600	„	Две ступени РДТТ	На подводной лодке
„Посейдон С-3“	29	Разделяющаяся — МИРВ 10×0,05	4600	„	Две ступени РДТТ	То же
„Трайденг-1“	32	Разделяющаяся — МИРВ 8×0,1	8000	„	Три ступени РДТТ	„

Продолжение табл. 2.1

Наименование	Стартовая масса, т	Боевая часть Мощность, Мт	Дальность стрельбы, км	Система управления	Двигательная установка	Размещение пусковой установки
„Трайдегт-2“	57	Разделяющаяся — МИРВ $14 \times 0,15$	12 000	Инерциальная	Три ступени РДТТ	На подводной лодке
„М-2“	20	Моноблочная 0,5	3000	„	Двуступени РДТТ	То же
„М-20“	·	Моноблочная 1,0	3000	„	·	„
„S-2“	32	Моноблочная 0,15	3000	„	Две ступени	Подземная шахтная

объекты на удалении 2000—4000 км. В целях увеличения дальности полета бомбардировщиков может осуществляться их дозаправка в воздухе. Варианты боевой нагрузки таких самолетов могут быть различными. Они могут нести ядерные и обычные бомбы, ракеты класса «воздух—земля», средства для создания активных и пассивных помех. Навигационное оборудование позволяет осуществлять полет бомбардировщиков на малых высотах.

К средним стратегическим бомбардировщикам относятся: сравнительно новый самолет FB-111 с изменяемой геометрией крыла, способный действовать на малых высотах со сверхзвуковой скоростью; сверхзвуковой бомбардировщик «Мираж» IVA и дозвуковой самолет «Вулкан» B.2.

Легкие (тактические) бомбардировщики предназначены для нанесения ударов по объектам в оперативно-тактической глубине и авиационной поддержки сухопутных войск.

Таковыми самолетами являются английский «Буканир», французский «Вотур», которых на вооружении находится ограниченное количество.

Вооружение легких бомбардировщиков состоит из обычных и ядерных бомб, управляемых и неуправляемых реактивных снарядов, средств РЭБ и разведки.

В связи с повышением боевых возможностей тактических истребителей (увеличением бомбовой нагрузки, принятием на вооружение ракет «воздух—земля») роль и значение легких бомбардировщиков снизились. Поэтому новые типы легких бомбардировщиков не разрабатываются, а уже имеющиеся постепенно снимаются с вооружения.

Тактические истребители предназначаются для выполнения следующих задач: уничтожения ядерного оружия и средств его доставки, авиации на аэродромах, средств ПВО; нанесения ударов по военно-промышленным объектам; непосредственной авиационной поддержки сухопутных войск; ведения тактической разведки; противовоздушной обороны войск.

Современные тактические истребители обладают дальностью полета от 2700 до 6100 км, скоростями от 1000 до 2500 км/ч, высотами полета от 60 до 18 000 м и могут нести бомбовую нагрузку от 2 до 9 т.

Основными тактическими истребителями ВВС США являются F-4, F-15, F-111A. На вооружении ВВС Великобритании состоят многоцелевые истребители «Харриер», «Ягуар», а в составе ВВС Франции имеются истребители

«Мираж» IIIЕ, «Мираж» 5F и «Ягуар». К перспективным тактическим истребителям относятся F-16, «Торнадо», «Мираж» 2000.

Тактические истребители могут нести обычные и ядерные бомбы, ракеты «воздух — земля» тактического назначения, ракеты «воздух — воздух» и средства РЭБ. Например, при действиях по наземным целям возможны различные варианты боевой нагрузки самолета F-4: 18 бомб по 340 кг или 11 бомб по 450 кг; 4 ракеты «Буллпап» или контейнеры с неуправляемыми ракетами.

Бомбометание может производиться с различных высот.

По опыту боевых действий во Вьетнаме тактические истребители США при нанесении ударов по объектам осуществляли противоракетные и противоистребительные маневры с целью избежать поражения от средств ПВО. В этой войне тактические истребители использовались в составе ударных и различных обеспечивающих групп.

Современные тактические истребители имеют ряд систем (интегральная система управления оружием, интегральная навигационно-бомбардировочная система, система огибания рельефа местности), которые позволяют им выходить на объект, наносить удар и возвращаться на аэродром.

Палубные штурмовики входят в состав авианосной авиации. Они предназначены для действий с многоцелевых (ударных) авианосцев и нанесения ударов по наземным и морским объектам. В зависимости от типа авианосца на нем может быть около 100 различных самолетов, из них 50—60 палубных штурмовиков.

Современные палубные штурмовики могут действовать на дальность до 5000 км, летать со скоростями от 760 до 2200 км/ч на высотах от 60 до 14 000 м и иметь бомбовую нагрузку до 7 т.

В настоящее время в составе авианосной авиации США имеются тяжелые штурмовики — разведчики RA-5C, штурмовики A-4, A-6 и A-7. Все они могут нести обычные и ядерные бомбы, ракеты «воздух — земля», «воздух — воздух», средства РЭБ и разведки.

Варианты боевой нагрузки палубных штурмовиков могут быть различными, например, самолет A-6 может нести 2—3 ракеты «Буллпап» или «Стандартный ARM», неуправляемые ракеты и 3 бомбы по 907 кг.

Палубные штурмовики A-6, A-7 и A-4 широко применяются в боевых действиях во Вьетнаме как для нанесения ударов по объектам, так и в составе обеспечивающих групп.

Разведывательные самолеты, как правило, являются разведывательными вариантами бомбардировщиков, истребителей, палубных штурмовиков, транспортных самолетов, имеющих специальное оборудование для ведения разведки. Кроме того, имеются и специальные самолеты-разведчики, например, в ВВС США SR-71, U-2, предназначенные для ведения стратегической разведки.

Основным самолетом тактической разведки США является RF-4, который применяется для фото- и радиотехнической разведки, а также для ведения радиолокационной разведки с помощью РЛС бокового обзора.

На вооружении авианосной авиации состоят самолет-разведчик RA-5C и самолеты дальнего радиолокационного обнаружения «Хокай» и «Трейсер», которые предназначены для ведения разведки в интересах ударных авианосных соединений.

Беспилотные самолеты предназначаются для выполнения следующих задач: создания радиопомех РЛС системы ПВО противника; ведения воздушной разведки (BQM-34A, 147J, H); нанесения ударов по объектам и осложения воздушной обстановки.

Беспилотные самолеты могут запускаться с самолетов и паземных пусковых установок. Управление ими осуществляется по программе или оператором с наземного или воздушного пункта.

В последние годы за рубежом уделяется большое внимание разработке малоразмерных дистанционно-пилотируемых аппаратов для ведения разведки и подавления РЛС.

Армейская авиация применяется для выполнения следующих задач: непосредственной авиационной поддержки сухопутных войск на поле боя; переброски в районы боевых действий сухопутных войск и выброски тактических воздушных десантов; материально-технического обеспечения и эвакуации больных и раненых; ведения воздушной разведки.

Кроме указанных задач вертолеты применяются в качестве летающих командных пунктов.

Армейская авиация состоит из частей и подразделений армейских самолетов и вертолетов.

В армии США используются следующие классы вертолетов:

вертолеты общего назначения (многоцелевые), основным типом которых является вертолет UH-1D «Ирокез»; транспортно-десантные вертолеты CH-54A, CH-47B, CH-47C;

вертолеты огневой поддержки «Ирокез», «Хью Кобра»; вертолеты для ведения разведки «Кейюс», «Кайова».

На вооружении армейской авиации состоят самолеты «Берд Дог» и RU-21.

Тактико-технические характеристики основных военных самолетов приведены в табл. 2.2.

2.3. УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ — ЗЕМЛЯ» И «ВОЗДУХ — ВОЗДУХ»

Управляемые ракеты класса «воздух — земля» подразделяются на ракеты стратегического и тактического назначения.

Ракеты класса «воздух — земля»

К стратегическим ракетам класса «воздух — земля» относятся состоящие на вооружении стратегических бомбардировщиков ракеты СРЭМ и разрабатываемые ракеты АЛКМ, АСАЛМ и СЛКМ. Они предназначены для нанесения ударов по объектам с дальностей от 200 до 2600 км без захода в зону действия активных средств противовоздушной обороны. Кроме того, ракета АСАЛМ может применяться для поражения воздушных целей.

Стратегические ракеты «воздух — земля» обладают высокой точностью поражения объектов, способностью переадресовываться на другие объекты в ходе полета самолета и значительно повышают возможности стратегической авиации по прорыву системы противовоздушной обороны.

Ракета СРЭМ принята на вооружение в 1972 г. Ею вооружены бомбардировщики В-52G и H, на которые может быть подвешено до 20 СРЭМ, а также FB-111, способный брать на борт до 6 СРЭМ. Пуски ракеты СРЭМ с борта В-52 могут производиться в различных направлениях по отношению к курсу полета носителя.

Ракета АЛКМ разрабатывается как дозвуковая ($M = 0,5 \div 0,7$) крылатая ракета, способная совершать полеты на малых высотах (до 60 м). Она имеет малую эффективную отражающую поверхность.

Ракета АСАЛМ разрабатывается как сверхзвуковая ($M = 4,5$ на больших высотах), способная совершать полеты в широком диапазоне высот — от малых до больших, в том числе и с огибанием рельефа местности.

Таблица 2.2

Наименование	Экипаж	Максимальная скорость полета, км/ч		Практический потолок, м	Дальность полета, км	Вооружение		
		на высоте, м	на высоте, м			пушки количество — калибр, мм	ракеты	бомбовая нагрузка максимальная, кг
В-52	6	1020	6300	Более 15 000	18 000	4—20 на В-52Н 1—20 шестиствольная	До 20 УР СРЭМ и АЛКМ	30 000
FB-111	2	2330	12000	Около 20 000	6600	—	До 6 УР СРЭМ	16 000
В-1А	4	2330	15000	Более 15 000	11 000	—	До 24 УР СРЭМ АЛКМ и АСАЛМ	35 000
F-4	2	2330	12000	Около 19 000	4020	1—20 шестиствольная	4 „Буллпап“, или „Шрайк“, или 3 „Спарроу“	Около 7000
F-111	2	2655	12000	Более 18 000	6100	То же	4—8 УР „воздух—земля“ или „воздух—воздух“	13 600

Продолжение табл. 2.2

Наименование	Экипаж	Максимальная скорость полета, км/ч на высоте, м	Практический потолок, м	Дальность полета, км	Вооружение		
					пушки количество— калибр, мм	ракеты	бомбовая нагрузка максимальная, кг
F-15	1	$\frac{2655}{12000}$	До 21 000	4800 (перегоночная)	1—20 шестиствольная	4—6 УР „воздух—воздух“ или „воздух—земля“	5500
F-16	1	$\frac{2300}{11000}$	Более 18 000	Около 3700	То же	6 УР „Мейверик“ или УР „воздух—воздух“	Более 3600
F-14	2	$\frac{2500}{12000}$	21 000	3500	„	6 УР „Феникс“	6500
F-18	1	$\frac{2100}{12000}$	18 000	4800 (перегоночная)	1—20	4—6 УР „воздух—воздух“ или „воздух—земля“	5900

Продолжение табл. 2.2

Наименование	Экипаж	Максимальная скорость полета, км/ч		Практический потолок, м	Дальность полета, км	Вооружение			Бомбовая нагрузка максимальная, кг
		на высоте, м	на высоте, м			пушки количество— калибр, мм	ракеты		
А-7А	1	940	12000	12 000	5400	1—20	4 „Буллпап“ и 2 „Шрайк“	6800	
А-10А	1	Около 800	7620	7620	Около 4650 (переночная)	1—30	6 УР „Мейверик“	7250	
„Торнадо“	2	2100	15 000	15 000	4800 (переночная)	2—27	УР „воздух—воздух“ и „воздух—земля“	5000	
„Ягуар“	1	1820	15 000	15 000	4500 (переночная)	2—30	2 УР „Мартель“	4500	

Ракета СЛКМ разрабатывается командованием ВМС США для запуска с подводных лодок и надводных кораблей, а возможно, и с самолетов и наземных пусковых установок. По своим тактико-техническим характеристикам аналогична ракете АЛКМ.

К тактическим ракетам класса «воздух — земля» относятся «Буллпап», «Мейверик», «Кондор» и разрабатываемые ракеты «Юмбо» и СЛКМ тактического назначения. Эти ракеты, за исключением СЛКМ и «Юмбо», находятся на вооружении тактической и авианосной авиации.

Ракета «Буллпап», принятая на вооружение в начале 60-х годов, имеет несколько модификаций. Она предназначена для поражения наземных малоразмерных, хорошо защищенных в инженерном отношении объектов.

Ракета «Мейверик» принята на вооружение в 1972 г. и предназначена для поражения РЭС ПВО, танков, самолетов на аэродромах и других наземных объектов. Основными их носителями являются самолеты F-4, A-7, способные нести 3—6 таких ракет.

Ракета «Мейверик» имеет электронно-оптическую систему наведения, телевизионная камера которой установлена в носовой части корпуса. Наведение ракеты на цель осуществляется путем маневрирования самолета таким образом, чтобы перекрестие оптического прицела установилось на цель. Затем совмещается перекрестие телевизионной камеры с целью и производится пуск, после чего возможно наведение следующей ракеты.

Ракета «Кондор» предназначена для поражения надводных и наземных целей с ранее известными координатами (пусковых установок ЗРВ, КП, промышленных зданий и береговых сооружений, боевых кораблей). Эти ракеты находятся на вооружении авианосной авиации.

Военные специалисты США изучают возможности по увеличению дальности полета ракеты «Кондор».

Ракета СЛКМ (тактическая) разрабатывается ВМС США для использования с надводных кораблей на дальность до 500 км и с подводных лодок на дальность 260 км.

К ракетам радиоэлектронной борьбы относятся ракеты-ловушки «Куэйл», противорадиолокационные ракеты «Шрайк», «Стандартный ARM», «Мартель» AS-37.

Ракета «Куэйл» принята на вооружение стратегической авиации США в 1961 г. и предназначена в ос-

новном для использования в качестве «ловушки», отвлекающей на себя зенитные управляемые ракеты, запускаемые для уничтожения стратегических бомбардировщиков. Ракеты «Куэйл» имитируют на экранах наземных радиолокационных станций сигналы от пролетающих тяжелых бомбардировщиков. Дальность полета ракеты-ловушки «Куэйл» составляет 370 км.

Ракета «Шрайк» — противорадиолокационная. Она принята на вооружение в 1964 г., за это время претерпела несколько модификаций. «Шрайк» предназначается в основном для поражения РЛС войск ПВО противника и имеет сменные головки самонаведения. Она широко применялась тактической и авианосной авиацией во Вьетнаме.

Ракета «Стандартный АРМ» — противорадиолокационная ракета второго поколения. Наведение ракеты осуществляется в комплексе с бортовой системой, которая определяет координаты РЛС войск противовоздушной обороны противника до пуска ракеты.

По сообщениям зарубежной печати, разрабатываемая ракета «Харм» будет иметь более высокую скорость и более эффективную систему наведения при невысокой стоимости. Основные тактико-технические данные ракет «воздух — земля» приведены в табл. 2.3.

Ракеты класса «воздух — воздух»

Ракеты «воздух — воздух» могут быть большой, средней и малой дальности действия.

К ракетам «воздух — воздух» большой дальности относится «Феникс» AIM-54A.

Ракета «Феникс» предназначается для поражения обычной боевой частью дозвуковых и сверхзвуковых воздушных целей в широком диапазоне высот, в любых метеоусловиях, днем и ночью. Радиус поражения боевой части составляет 7,5 м. Ракета имеет комбинированную головку самонаведения, включающую полуактивную импульсно-доплеровскую радиолокационную систему, работающую на начальном и среднем участках полета, и активную импульсно-доплеровскую радиолокационную систему самонаведения.

К ракетам «воздух — воздух» средней дальности относятся «Спарроу-3», «Матра» R.530.

Ракета «Спарроу-3» AIM-7F является одной из основных ракет средней дальности с полуактивной ра-

Таблица 2.3

Наименование	Стартовая масса, кг	Боевая часть, тип масса или мощность	Максимальная дальность стрельбы, км	Высота полета, м	Скорость по высоте, М	Тип двигателя	Система наведения	Самолет-носитель
СРЭМ АГМ-69А	1000	Ядерная 200 кт	300		4	РДТТ двуимпульсный	Инерциальная	В-52 до 20 УР. FВ-111 до 6 УР, В-1А до 24 УР
АЛКМ АГМ-86	850	Ядерная 340 кт	2600	60—7000	0,55	ТРДД	Инерциальная и корреляционная «Терком»	В-52 до 20 УР, В-1А до 24 УР
АСАЛМ	1000	Ядерная 200 кт	1300 по наземным целям; 500 по воздушным целям		5	Комбинированный ракетно-прямоточный	Инерциальная с радиолокационной головкой самонаведения	В-52 до 20 УР, В-1А до 24 УР
СЛКМ	1000	Ядерная 340 кт	2600	60—7000	0,55	ТРДД	Инерциальная и корреляционная «Терком»	В-52, В-1 надводные корабли, подводные лодки

Продолжение табл. 23

Наименование	Стартовая масса, кг	Боевая часть, тип масса или мощность	Максимальная дальность стрельбы, км	Высота полета, м	Скорость полета, М	Тип двигателя	Система наведения	Самолеты-носители
«Буллпап» AGM-12C	810	Обычная 454 кг	16	Наклонная траектория	2,2	ЖРД с заводской заправкой	Радиокомандная	A-6, F-105, F-4C, F-4D, F-4E
«Мейверик» AGM-65A	210	Обычная 60 кг	40	То же	1	РДТТ	Телевизионная самонаведения	F-4, A-7D
«Шрайк» AGM-45A	Около 180	Обычная 60 кг	Более 25	»	2	РДТТ	Радиолокационная пассивная	A-4, A-6, A-7, F-4, F-105, F-111
«Кондор»	960	Обычная 286 кг	100	»	1	РДТТ	Телевизионная командная	A-6, A-7, F-4
«Стандартный ARM» AGM-78	635	Обычная 100 кг	Более 25	»	2	РДТТ	Радиолокационная пассивная	F-4, F-105, A-6
«Марсель» AJ-168	530	Обычная 150 кг	60	»	1	РДТТ	То же	«Мираж» ШЕ, «Ягуар»

диокационной головкой наведения. Она предназначена для поражения воздушных целей в любых метеоусловиях. Для этой ракеты также разрабатывается комбинированная система наведения, включающая радиолокационную и инфракрасную головку самонаведения.

Ракета «Матра» R.530 разрабатывалась для самолетов «Мираж» III, «Мираж» F-1, «Ягуар». Она оснащена полуактивной радиолокационной головкой самонаведения. Однако система самонаведения ракеты не может выделять на фоне земли цели, летящие на малой высоте.

Ракеты ближнего воздушного боя начали поступать на вооружение в середине 60-х годов, а затем модернизироваться с учетом опыта войны во Вьетнаме. К таким ракетам относятся «Сайдвиндер», «Мажик».

К ракетам ближнего воздушного боя предъявляются следующие требования: возможность пуска на минимальные расстояния; автономность действия, исключая необходимость длительного сопровождения цели до пуска и длительного наведения истребителя после пуска; независимость от систем истребителя, в частности от радиолокационных систем; увеличение зон возможных пусков, обеспечивающих проведение атак из многих положений; расширение диапазона перегрузок в момент пуска и во время полета для обеспечения тактической свободы носителя и возможность поражения маневрирующей цели.

Ракета «Сайдвиндер» AIM-3 находится в серийном производстве и имеет 9 модификаций. Последняя модификация ракеты AIM-9 имеет осколочно-фугасный боевой заряд с активным оптическим взрывателем, инфракрасную головку наведения, обеспечивающую атаку цели под любым ракурсом.

Основными носителями этой ракеты являются истребители F-4, F-14, F-15, F-16, на борту которых может быть по 2—4 ракеты.

Прицеливание и пуск ракет в ближнем воздушном бою намечается производить с помощью пашлемных прицелов.

Ракета «Мажик» R.550 находится на вооружении ВВС Франции и предназначена для поражения высокоманевренных воздушных целей в ближнем воздушном бою. Ракета имеет инфракрасную головку самонаведения. Для подрыва боевой части она оснащена взрывателем ударного действия и радиовзрывателем.

Основные тактико-технические данные управляемых ракет класса «воздух — воздух» приведены в табл. 2.4.

2.3.1. КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Военно-политическое руководство США большое внимание уделяет разработке и использованию искусственных спутников Земли (ИСЗ) различного назначения. К настоящему времени созданы и применяются ИСЗ разведывательные, связные, навигационные, геодезической привязки объектов удара, метеоразведки и другие.

Наряду с созданием и эксплуатацией обеспечивающих ИСЗ в США разрабатывается пилотируемый космический корабль многоцелевого применения «Шаттл».

Спутник «Ласп» предназначен для ведения обзорной и детальной фоторазведки. Он оснащен фото- и телевизионной аппаратурой.

Спутник «Сэмос-М» используется для детального фотографирования отдельных районов, объектов, выявленных ранее спутниками обзорной разведки. Данные (фотоинформация со спутника) получают с помощью возвращаемой капсулы.

Спутник «Феррет» используется для радиотехнической разведки. С помощью таких спутников добываются данные о тактико-технических характеристиках РЭС и их местонахождении.

Кроме того, ВВС США разрабатывают и испытывают новые разведывательные системы, которые должны обеспечить получение разведывательных данных в масштабе времени, близком к реальному.

Спутники связи используются для оперативного управления вооруженными силами США, расположенными на заморских территориях. Спутниковые системы связи обладают важным преимуществом, заключающимся в том, что обеспечивают устойчивость связи в условиях воздействия ядерных взрывов на ионосферу, что является немаловажным фактором в ядерной войне.

Навигационные спутники «Транзит» предназначены для обеспечения точной навигации атомных ракетных подводных лодок, надводных кораблей, а в последующем и стратегических бомбардировщиков. Система состоит из 3—4 спутников и обеспечивает выполнение поставленных задач. Разрабатывается глобальная спутниковая система для определения местоположения с использованием ИСЗ «Навстар».

Геодезические спутники типа «Секор» используются для картографирования участков земной поверхности и уточнения формы и размеров Земли, что преж-

Таблица 2.4

Наименование	Стартовая масса, кг	Боевая часть, тип — масса, кг	Дальность стрельбы, км	Скорость полета, м	Система наведения	Самолет-носитель
„Феникс“ AIM-54A	380	Стержневая	До 130	2,5	Радиолокационная полуактивная и активная	F-14A
„Спарроу“ AIM-7E	205	Стержневая 30	25	4	Радиолокационная полуактивная	F-4, F-15, F-16
„Спарроу“ AIM-7F	228	Стержневая 40	.	4	Радиолокационная полуактивная	F-4, F-14, F-15
„Сайтин дер“ AIM-9H	.	Стержневая 10	.	2,5	Инфракрасная	F-4, F-14, F-15, F-16, F-18, A-7, A-10

Продолжение табл. 2.4

Наименование	Стартовая масса, кг	Боевая часть, тип масса, кг	Дальность стрельбы, км	Скорость полета, М	Система наведения	Самолет-носитель
„Сайдвиндер“ AIM-9	84	Осколко-но-фугасная 15	•	2,5	Инфракрасная всеракурсная	F-14, F-15 F-4
„Супер“ R. 530	200	Осколочная 30	35	4,5	Радиолокационная полуактивная	„Мираж“ III, „Ягуар“, „Мираж“ F-1
R. 530	195	Осколочная или стержневая 27	18	2,7	Инфракрасная или полуактивная радиолокационная	„Мираж“ III, „Ягуар“, „Мираж“ F-1
„Мажик“ R. 550	90	Осколочная 12	7	Более 2	Инфракрасная	„Мираж“ F-1

де всего будет использовано для эффективного применения межконтинентальных баллистических ракет и ракет с атомных подводных лодок.

Спутники метеорологической космической системы предназначены для обеспечения вооруженных сил данными о состоянии погоды.

Космический (орбитальный) корабль многоразового применения (до 100 полетов) «Шаттл» разрабатывается в США и предназначается для выполнения следующих задач: доставка на орбиты и возвращение на Землю ИСЗ; инспектирование и перехват ИСЗ; транспортные и спасательные операции; ведение разведки.

3. ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ВООРУЖЕНИЯ ПВО

3.1. ХАРАКТЕРИСТИКА СРЕДЫ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА И ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА РАСПРОСТРАНЕНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ КОЛЕБАНИЙ И УСЛОВИЯ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

3.1.1. ХАРАКТЕРИСТИКА АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ

Атмосфера Земли — газообразная оболочка с общей массой $5,25 \cdot 10^{15}$ т, что составляет менее одной миллионной массы земного шара. До высот $H = 80—100$ км химический состав сухого воздуха однороден. По мере удаления от поверхности Земли различают следующие основные слои атмосферы: тропосферу, стратосферу, ионосферу и сферу рассеяния (экзосферу).

Тропосфера — приземная область атмосферы с увеличивающейся по мере продвижения от полюса к экватору высотой от 7 до 18 км и содержащей 0,8 массы атмосферы.

Стратосфера — часть атмосферы от верхней границы тропосферы до высот 80—90 км, характеризующаяся сильными и постоянными ветрами и значительным изменением температуры.

Ионосфера — часть атмосферы, расположенная над стратосферой до высот 800 км и характеризующаяся наличием свободных положительных и отрицательных зарядов, образующихся под действием солнечных и космических излучений.

Сфера рассеяния (экзосфера) — область пространства над ионосферой, постепенно переходящая в околоземное космическое пространство. Теоретическая граница атмосферы 28 000 км над полюсами и 42 000 км над экватором.

Стандартная атмосфера — модель строения атмосферы, представляющая собой результат осреднения многолетних наблюдений и измерений параметров атмосферы, таких, как атмосферное давление, плотность, температура, относительная влажность, химический состав воздуха, облачный покров, струйные течения.

Атмосферное давление — давление, оказываемое воздухом на тело, находящееся в заданной точке пространства, H/m^2 :

$$P = P_0 e^{-\frac{gH}{RT}}, \quad (3.1)$$

где

P_0 — давление над уровнем моря;

g — ускорение свободного падения, m/s^2 ;

H — текущее значение высоты, m, km ;

$R = 287$ — газовая постоянная для сухого воздуха, $m^2/s^2 \cdot град$;

$T = t^\circ + 273,15^\circ$ — температура воздуха, K .

Для упрощения расчетов атмосферное давление может быть аппроксимировано следующим соотношением:

$$P = P_0 e^{-\frac{H}{H_0}},$$

где $H = 8000T/T_0$ — условная высота „однородной“ атмосферы;

T — температура, K .

Значение P_0 — давление над уровнем моря (в СССР — над уровнем моря в Кронштадте) $P_0 = 1013 \text{ мбар} = 760 \text{ мм рт. ст.} = 1,013 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$. Зависимость атмосферного давления от высоты показана на рис. 3.1.

Плотность воздуха — масса воздуха, содержащаяся в единице объема, kg/m^3 :

$$\rho = \frac{P}{RT} = \rho_0 e^{-\frac{H}{H_0}}, \quad (3.2)$$

где $\rho_0 = P_0/RT = 1,27$ — плотность сухого воздуха на уровне моря, kg/m^3 . Зависимость плотности воздуха от высоты показана на рис. 3.1.

Температура воздуха — степень его нагретости, измеряемая в градусах по термодинамической шкале Кельвина (K) или стоградусной шкале Цельсия ($^\circ C$). Средняя температура воздуха для стандартной атмосферы в зави-

симости от высоты для северного полушария показана на рис. 3.2.

Относительная влажность воздуха R_0 — отношение упругости водяного пара e_0 в данной точке к упругости паров E_0 , насыщающих пространство при заданной температуре $t^\circ\text{C}$ над плоской поверхностью чистой воды:

$$R_0 = \frac{e_0}{E_0} \cdot 100\%, \quad \text{где } E_0 = 6,1 \cdot 10^{\frac{7,6t^\circ}{273+t^\circ}}. \quad (3.3)$$

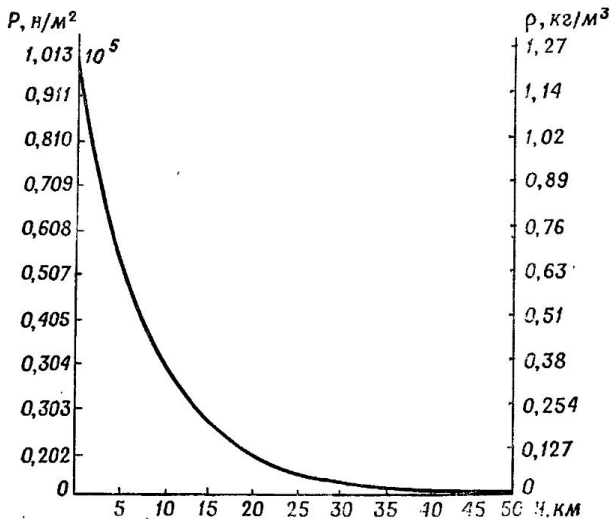


Рис. 3.1. Зависимость атмосферного давления и плотности воздуха от высоты

Абсолютная влажность воздуха — количество грамм водяного пара в 1 м^3 воздуха:

$$a_0 = 216,7 \frac{e}{T}. \quad (3.4)$$

Химический состав воздуха, характерный для высот до 100 км от поверхности Земли, определяется наличием азота (78,09%), кислорода (20,95%), аргона (0,95%), углекислого газа (0,03%) и др.

Облака верхнего яруса (выше 6 км) — перистые, перисто-кучевые, перисто-слоистые — состоят из ледяных кристалликов.

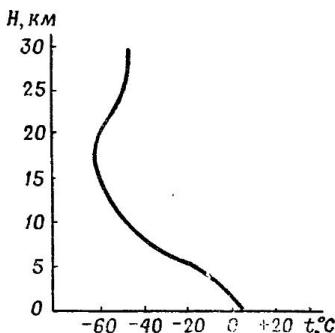
Облака среднего яруса (от 2 до 6 км) высококучевые, высокослоистые.

Облака нижнего яруса (ниже 2 км) слоисто-кучевые, слоистые, слоисто-дождевые.

Облака вертикального развития — все виды кучевых облаков, образование которых связано с конвекцией атмосферы в пределах до 10—11 км.

Количество облаков выражается в десятых долях поверхности неба, покрытой ими в данный момент. Совершенно ясному небу соответствует 0 баллов, совершенно пасмурному — 10 баллов.

Струйные течения — области тропосферы, в пределах которых наблюдаются устойчивые потоки воздуха с большими скоростями. Они обычно наблюдаются на широтах между 25 и 70° в каждом полушарии. Максимальные скорости течения располагаются на высотах 9—14 км (ось струйных течений). Длина струйных течений достигает нескольких тысяч километров, ширина и высота — сотен и нескольких километров соответственно. Распределение скаляра скорости ветра V_B :



Р и с. 3.2. Зависимость температуры воздуха от высоты

$$P_B = \int_0^H P(V, H) dV \text{ — для северного полушария на вы-$$

сотах до 25 км над уровнем моря показано на рис. 3.3.

Влияние атмосферы на распространение электромагнитных колебаний

Влияние нижних слоев атмосферы (тропосферы) и верхних слоев (ионосферы) на распространение электромагнитных (ЭМ) колебаний выражается в виде искривления траектории распространения и поглощения.

Рефракция ЭМ колебаний — искривление траектории распространения ЭМ колебаний, приводящее к появлению ошибок определения местоположения летательного аппарата (ЛА).

Явление рефракции обусловлено изменением диэлектрической проницаемости ϵ и соответственно коэффициента преломления n среды, так как $n = \sqrt{\epsilon}$.

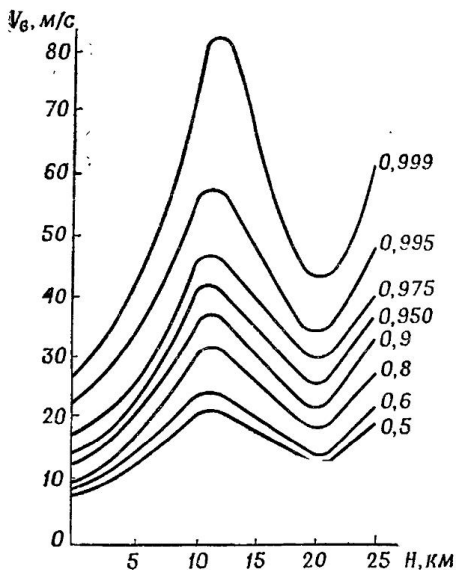


Рис. 3.3. Распределение скаляра скорости ветра для северного полушария

На практике пользуются индексом преломления $N = 10^6(n - 1)$, показывающим, на сколько миллионных долей коэффициент преломления $n > 1$. У поверхности Земли $n_0 = 1,00026 - 1,00046$ или среднее значение $N_0 = 325$. С уменьшением давления, температуры и влажности индекс преломления уменьшается с высотой по линейному закону.

Градиент (быстрота изменения) $dN/dH = -4 \cdot 10^{-2}$, 1/м. Следовательно, изменение N в зависимости от высоты бу-

дет равно $N = (N_0 - 4 \cdot 10^{-7} \cdot H)$ и меняется по линейному закону (рис. 3.4).

Тропосферная рефракция — искривление траектории ЭМ колебаний при их распространении в среде с переменным коэффициентом преломления. Изменение коэффициента преломления Δn (или ΔN) с высотой приводит к изменению фазовой скорости $\Delta V_\phi = c/\Delta n$, что вызывает искривление траектории.

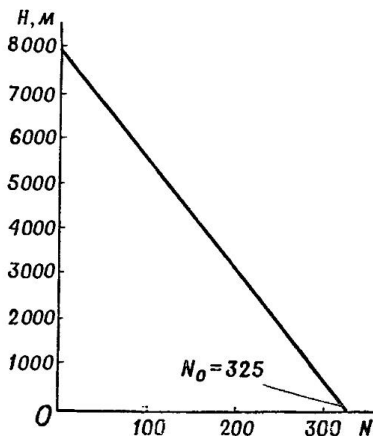


Рис. 3.4. Зависимость индекса преломления от высоты

Характер и величина рефракции зависят от величины и знака вертикального градиента индекса преломления (рис. 3.5).

При $dN/dH > 0$ имеет место отрицательная рефракция (отклонение луча вверх), при $dN/dH < 0$ — положительная (отклонение луча вниз), сопровождающаяся огибанием ЭМ колебаний поверхности Земли. Типы рефракции и средние значения радиусов кривизны приведены в табл. 3.1.

Явление сверхрефракции позволяет обнаруживать летательные аппараты (ЛА) за пределами прямой видимости.

Ошибки тропосферной рефракции. Рефракция ЭМ колебаний, сопровождаемая искривлением пути, вызывает дополнительное временное запаздывание, что приводит к возникновению ошибок по дальности ΔD и увеличению значений угла места цели, т. е. к возникновению ошибок $\Delta \epsilon$.

Значения ошибок ΔD и $\Delta \epsilon$ в зависимости от дальности и угла места показаны на рис. 3.6 и 3.7 соответственно.

Максимальные значения ошибок, включая ошибки измерения доплеровской частоты, могут быть аппроксимированы так (ΔD , м; $\Delta \epsilon$, угл. мин; Δf_d , Гц):

$$\left. \begin{aligned} \Delta D &= 0,007 N_0 \cos \epsilon; \\ \Delta \epsilon &= 0,0034 N_0 \operatorname{ctg} \epsilon; \\ \Delta f_d &= f_d (n - 1) \approx f_d N \cdot 10^{-6}. \end{aligned} \right\} \quad (3.5)$$

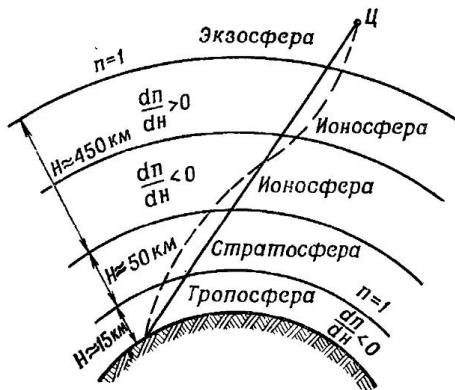
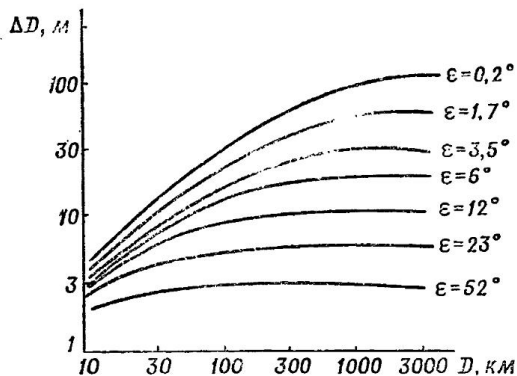


Рис. 3.5. Зависимость рефракции от величины и знака вертикального градиента индекса преломления

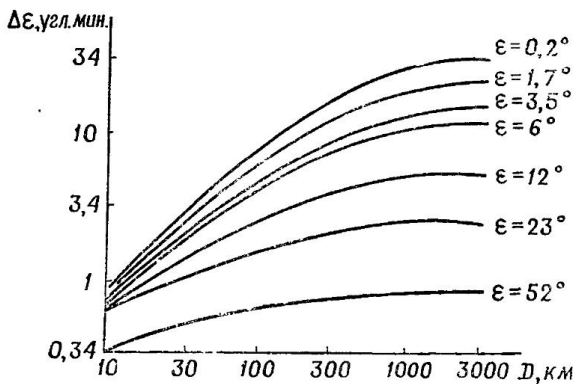
Таблица 3.1

Тип рефракции	dN/dH , 1/м	Радиус кривизны луча ЭМ колебаний, км
Нормальная	$-4 \cdot 10^{-8}$	$\rho_H = 25\,000$
Критическая	$-0,157 \cdot 10^{-6}$	$\rho_K = R_3 = 6371$
Сверхрефракция	Менее $-0,157 \cdot 10^{-6}$	$\rho_C < R_3$

Ионосферная рефракция — искривление траектории ЭМ колебаний при распространении в области ионизированных газов.



Р и с. 3.6. Ошибки тропосферной рефракции по дальности



Р и с. 3.7. Ошибки тропосферной рефракции по углу места

Коэффициент преломления ионизированной среды

$$n = \sqrt{1 - 80,8 \frac{N_e}{f^2}}, \quad (3.6)$$

где N_e — концентрация свободных электронов, эл/м³;
 f — частота ЭМ колебаний, Гц.

При плавном убывании n с высотой в определенном слое ионизированной области наступает полное внутреннее отражение ЭМ колебаний под углом, равным углу падения θ_0 .

Это явление используется для обнаружения летательных аппаратов различного назначения за пределами горизонта (загоризонтная локация).

Условие отражения ЭМ колебаний заданной частоты (Гц):

$$f = \frac{\sqrt{80,8N_e}}{\cos \theta_0}, \quad (3.7)$$

где θ_0 — угол падения ЭМ колебаний на нижнюю границу ионосферы, отсчитываемый от нормали к ней.

Значение $f_{кр} = \sqrt{80,8N_e}$ называется критической частотой.

Поглощение и ослабление ЭМ колебаний в тропосфере происходит в кислороде и в водяном паре тропосферы, а также за счет рассеяния от гидрометеоров.

При расчете дальности действия локационных средств (систем) это явление учитывается путем введения коэффициента поглощения и ослабления ЭМ колебаний, зависящего от частоты и характеристик среды.

Дальность действия РЛС с учетом факторов поглощения и ослабления. (км):

$$D = D_0 \cdot 10^{-0,005\alpha l}, \quad (3.8)$$

где D_0 — дальность действия РЛС в свободном пространстве, км;

α — коэффициент поглощения и ослабления ЭМ колебаний в тропосфере, дБ/км;

l — путь ЭМ колебаний в поглощающей среде, км.

Усредненное значение коэффициента α в зависимости от частоты показано на графике (рис. 3.8).

Резкое увеличение значения коэффициента α на частоте $f = 22,2$ ГГц лежит в области резонансного поглощения паров воды.

Поглощение ЭМ колебаний в ионосфере обусловлено явлением соударений свободных электронов с нейтральными молекулами и ионами газа.

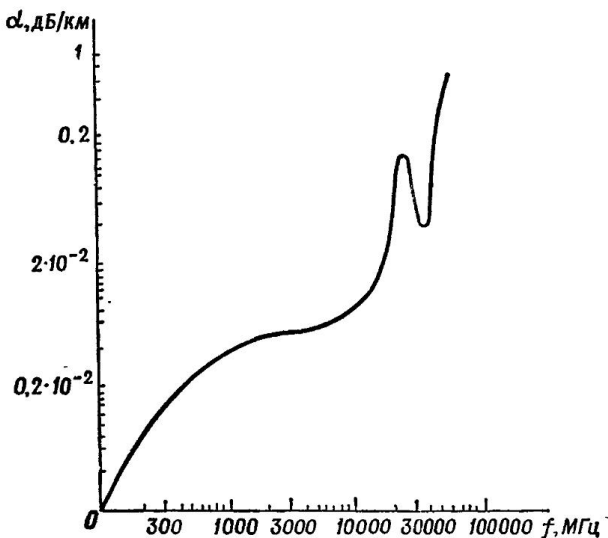


Рис. 3.8. Усредненное значение коэффициента затухания в зависимости от частоты

Коэффициент поглощения определяется в дБ/км:

$$\alpha = \frac{1,16 \cdot 10^{-6}}{f^2} \nu N_e, \quad (3.9)$$

где ν — частота соударений электронов с нейтральными атомами, Гц;

N_e — концентрация свободных электронов, эл/м³.

3.1.2. УСЛОВИЯ ПОЛЕТА ЛА РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Физические условия полета — совокупность физических свойств атмосферы и физических явлений, возникающих во время полета летательных аппаратов (ЛА).

Эти условия значительно изменяются в зависимости от высоты, скорости и траектории движения, от конструкции и назначения ЛА. от времени года и суток, от района полета и других факторов. Значительный уровень развития аэродинамики, успехи в создании двигательных установок и новых высокопрочных материалов позволяют получить высокие летно-тактические характеристики современных ЛА.

Сила земного притяжения F — сила в Н, с которой тело массой m , находящееся на высоте H , притягивается к Земле:

$$F = \gamma \frac{mM}{(R_3 + H)^2} = 4 \cdot 10^{11} \frac{m}{(R_3 + H)^2}, \quad (3.10)$$

где $\gamma = 6,67 \cdot 10^{-11}$ — гравитационная постоянная, $\text{м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}^2$;

$M = 6 \cdot 10^{24}$ — масса Земли, кг;

$R_3 = 6371 \cdot 10^3$ — радиус Земли, м.

Ускорение свободно падающего тела у поверхности Земли g — ускорение под действием силы земного притяжения.

Вследствие суточного вращения Земли величина ускорения свободно падающего тела ($\text{м}/\text{с}^2$) зависит от географической широты

$$g = g_0 (1 + 0,0052 \sin^2 \varphi), \quad (3.11)$$

где $g_0 = 9,78$ — ускорение свободно падающего тела на экваторе, $\text{м}/\text{с}^2$;

φ — географическая широта, град.

В зависимости от высоты ускорение свободно падающего тела изменяется по закону

$$g_H = g \left(\frac{R_3}{R_3 + H} \right)^2. \quad (3.12)$$

Условия полета ЛА в поле тяготения Земли без учета влияния атмосферы. По известному значению g_H может быть определена круговая скорость $V_{\text{кр}}$ летательного аппарата (спутника), совершающего полет по круговой орбите на высоте H :

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{g_H (R_3 + H)}. \quad (3.13)$$

В частности, при $H = 0$ и $g_H = g$ получим значение первой космической скорости $V_1 = \sqrt{gR_3} \approx 7,9$ км/с, которая является пределом для летательных аппаратов при полетах в околоземном пространстве.

Соответственно вторая космическая скорость $V_2 = \sqrt{2gR_3} \approx 11,2$ км/с.

Траектории движения тел в поле тяготения Земли при скоростях, лежащих между первой и второй космической скоростью, будут представлять собой эллипсы, ближайший фокус которых совпадает с центром Земли.

Условия полета аэродинамических ЛА. Связь между требуемой скоростью полета аэродинамических ЛА, атмосферным давлением P и плотностью воздуха ρ на данной высоте устанавливается уравнением энергии (уравнение Бернулли):

$$\rho \frac{V^2}{2} + P = \text{const.} \quad (3.14)$$

Следовательно, с увеличением высоты (с уменьшением значений ρ и P) для поддержания полета аэродинамического ЛА данного типа необходимо увеличивать скорость полета в соответствии с уравнением (3.14).

В формуле (3.14) первое слагаемое получило название скоростного напора q :

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

Силы, действующие на ЛА

Полная аэродинамическая сила R — результирующая всех сил давления и трения, действующих на ЛА в процессе полета:

$$R = C_R S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (3.15)$$

где C_R — коэффициент полной аэродинамической силы;
 S — площадь крыла.

Подъемная сила Y — проекция полной аэродинамической силы на перпендикуляр к скорости воздушного потока:

$$Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (3.16)$$

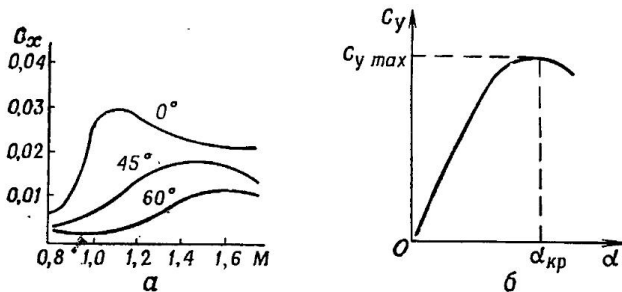
где C_y — коэффициент подъемной силы.

Лобовое сопротивление Q — проекция полной аэродинамической силы на направление скорости набегающего

потока и имеющая направление в сторону, противоположную движению ЛА:

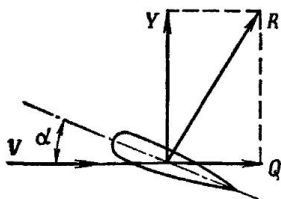
$$Q = C_x S \frac{\rho V^2}{2}. \quad (3.17)$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления, являющийся суммой коэффициентов лобового сопротивления при отсутствии C_{x0} и наличии C_{xi} подъемной силы.



Р и с. 3.9. Значения коэффициентов C_x (а) и C_y (б)

Значения коэффициентов C_x и C_y и соотношения между силами показаны на рис. 3.9, а, б и 3.10 соответственно.



Р и с. 3.10. Распределение сил, действующих на летательный аппарат

Всякое движение по своей сути реактивно, так как основано на отбрасывании массы в обратном направлении (винты самолета отбрасывают воздух, винты парохода — воду и т. д.).

Однако только движение реактивного ЛА не требует наличия окружающей среды (за исключением воздушно-реактивного), так как отбрасываемая масса рабочего тела находится на борту ЛА.

Сила тяги P является основной величиной, характеризующей реактивный двигатель как элемент силовой установки ЛА:

$$P = \frac{G_B + G_T}{g} V_c - \frac{G_B}{g} V. \quad (3.18)$$

где G_B, G_T — секундные весовые расходы воздуха и топлива соответственно, Н/с;

V_c, V — скорость истечения газов и скорость движения ЛА соответственно, м/с.

Аэродинамическое качество ЛА — отношение подъемной силы Y к лобовому сопротивлению Q (отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту лобового сопротивления):

$$K = \frac{Y}{Q} = \frac{C_y}{C_x}. \quad (3.19)$$

В процессе полета ЛА, обладающего массой m , на его конструкцию действует геометрическая сумма внешних сил ΣP , вызывающая результирующее ускорение a , м/с²:

$$a = \frac{\Sigma P}{m}.$$

Возникновение ускорения сопровождается наличием сил инерции. Величина силы инерции J (Н) всецело зависит от ускорения, а направление всегда противоположно направлению ускорения $J = -ma$.

Перегрузки ЛА — безразмерное отношение величины равнодействующей всех сил, действующих на ЛА, к величине его силы тяжести:

$$n = \frac{\Sigma P}{G} = \frac{a}{g} = -\frac{J}{G}. \quad (3.20)$$

При этом $\Sigma P = ma$; $G = mg$; $J = -ma$.

Равнодействующая всех сил ΣP может быть разложена на составляющие по осям связанной системы координат (x_1, y_1, z_1) , т. е. ΣP_{x_1} ; ΣP_{y_1} ; ΣP_{z_1} .

По значениям этих составляющих рассчитываются продольные n_{x_1} и поперечные перегрузки ЛА (n_{y_1} и n_{z_1}):

$$n_{x_1} = \frac{\Sigma P_{x_1}}{G} = \frac{P - Q}{G} \text{ — продольная перегрузка;}$$

$$n_{y_1} = \frac{\Sigma}{G} \text{ — нормальная перегрузка;}$$

$$n_{z_1} = \frac{\Sigma P_{z_1}}{G} \text{ — боковая перегрузка.}$$

Тепловой барьер конструкции ЛА — совокупность конструктивных и эксплуатационных ограничений, связанных с повышением температуры поверхности ЛА и его отдельных частей при увеличении скорости полета.

Торможение потока воздуха — падение местной скорости воздуха до нуля в ограниченной зоне на передней части обтекаемого потоком тела.

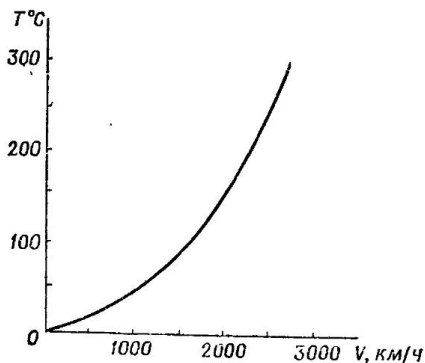


Рис. 3.11. Изменение динамической температуры в зависимости от скорости ЛА

Динамическая температура поверхности ЛА — повышение температуры за счет превращения кинетической энергии потока воздуха в потенциальную при его торможении:

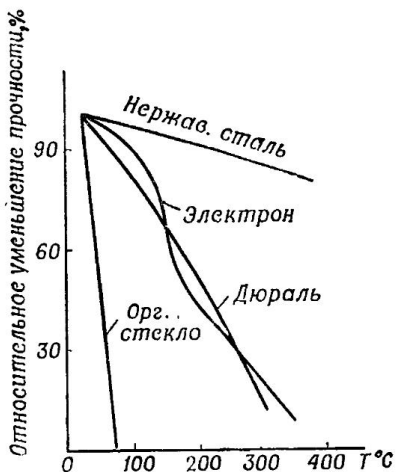
$$\Delta T_{\text{дин}} = (T + 273^\circ) \left(1 + \frac{M^2}{5} \right), \quad (3.21)$$

где M — отношение скорости потока к скорости звука; $T + 273^\circ$ — абсолютная температура окружающего воздуха.

Теоретическая зависимость динамической температуры от скорости ЛА показана на рис. 3.11.

Уменьшение относительной прочности современных авиационных материалов, в том числе и нержавеющей стали, в зависимости от температуры показано на рис. 3.12.

Режим полета аэродинамических ЛА обусловлен рядом ограничений, влияющих на характер их боевого применения (рис. 3.13).



Р и с. 3.12. Относительное уменьшение прочности материалов при повышении температуры

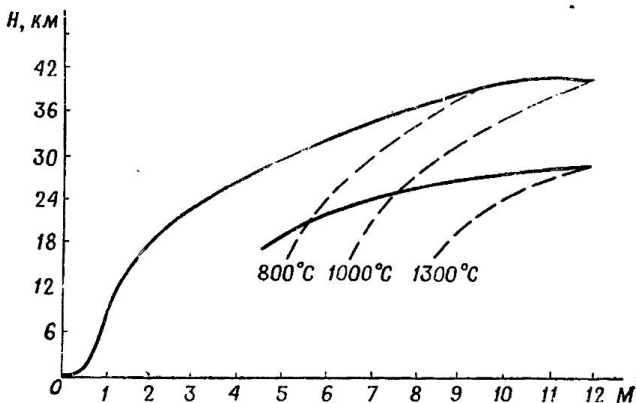
Верхняя граница определяется допустимым давлением в каналах воздухозаборников, а нижняя — пределом прочности конструкции. Пунктиром показаны предельные температуры для различных материалов конструкции ЛА.

Статический потолок $H_{ст}$ — наибольшая высота горизонтального установившегося полета аэродинамического ЛА, при которой выполняется условие, определяемое уравнением энергии (3.14).

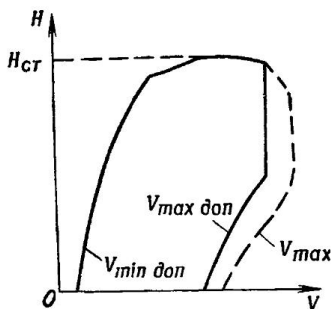
Минимальная допустимая скорость полета — наименьшая скорость V_{min} установившегося полета на данной высоте, исключающая сваливание аэродинамического ЛА:

$$V_{min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y, \text{ доп}}}} \quad (3.22)$$

Максимально допустимая скорость полета — наибольшая скорость V_{max} установившегося полета на данной высоте при максимальном или форсажном режиме работы



Р и с. 3.13. Ограничения режимов полета ЛА



Р и с. 3.14. Допустимые значения скоростей полета аэродинамических ЛА

двигателя, обеспечивающая безопасность полета аэродинамического ЛА:

$$V_{\max \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho}}, \quad (3.23)$$

где $q_{\text{доп}}$ — предельная величина скоростного напора для данного типа ЛА.

Качественная характеристика $V_{\min \text{ доп}}$ и $V_{\max \text{ доп}}$ для аэродинамических ЛА показана на рис. 3.14.

Принцип реактивного движения аэробаллистических и баллистических ракет

При реактивном движении в качестве движущей силы используется реакция вытекающей струи. Теория реактивного движения для точки переменной массы, движущейся прямолинейно в безвоздушном пространстве при отсутствии внешних сил, разработана К. Э. Циолковским в виде

первой задачи, а для движения вертикально вверх в виде второй задачи.

Первая задача Циолковского — скорость точки V_1 в конце процесса горения при начальной скорости V_0 :

$$V_1 = 2,3 V_r \lg \left(1 + \frac{m}{M_S} \right). \quad (3.24)$$

где V_r — относительная скорость истечения частиц

m — отброшенная масса топлива;

M_S — масса точки в конце процесса отбрасывания.

Вторая задача Циолковского. Полная высота H подъема точки будет складываться из активного участка S_a , проходимого за время t_1 , и пассивного участка $S_{п.}$, проходимого точкой с постоянной массой $M_S = M_0 - m$ и скоростью, равной скорости V_1 в конце активного участка:

$$H = S_a + S_{п.} = V_0 t_1 - \frac{gt_1^2}{2} + \alpha \frac{V_2 t_1^2}{2} + \frac{V_1^2}{2g}. \quad (3.25)$$

где α — удельный расход топлива;

$$V_1 = V_0 - gt_1 + \alpha V_r t_1.$$

Характеристики полета аэробаллистических и баллистических ракет

Аэробаллистические ракеты — реактивные летательные аппараты, двигающиеся по баллистической траектории на основе законов аэродинамики.

Дальность полета

$$L = \frac{V_1^2 \sin 2\theta}{g}; \quad (3.26)$$

максимальная высота траектории

$$H = H_0 + \frac{V_1^2 \sin^2 \theta}{g}; \quad (3.27)$$

длительность полета

$$T = \frac{2V_1 \sin \theta}{g}. \quad (3.28)$$

где H_0 — высота полета носителя (самолета) в момент запуска ракет;

V_1 — скорость полета к моменту остановки двигателя;

θ — угол бросания;
 g — ускорение силы тяжести.

Характеристики траектории показаны на рис. 3.15.

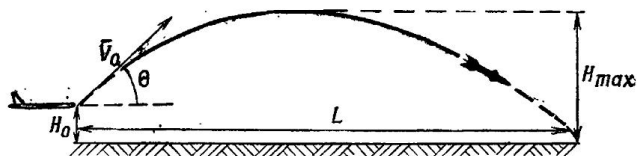


Рис. 3.15. Характеристики траектории аэробаллистического ЛА

Баллистические ракеты (БР) — ЛА, траектория которых состоит из активного участка полета с работающим двигателем, на протяжении которого аппарат приобретает запас кинетической (скорость полета) и потенциальной (высота полета) энергии и пассивного участка, когда движение происходит по закону свободно брошенного тела, т. е. по баллистической кривой.

Траекторию баллистической ракеты можно разбить на три характерных участка (рис. 3.16).

Активный участок — часть траектории от точки старта A до конца работы двигателя (точка K), на которой осуществляется разгон до требуемой по величине и направлению скорости V_k .

Участок свободного полета — часть траектории (от точки K до точки B), на которой ЛА осуществляет полет по баллистической кривой.

Конечный участок — часть траектории (от точки B до точки C), на которой ЛА движется в плотных слоях атмосферы.

Проекция полной дальности полета БР на поверхность Земли

$$L = L_A + L_B + L_B.$$

где L_A , L_B , L_B — соответственно проекции активного,

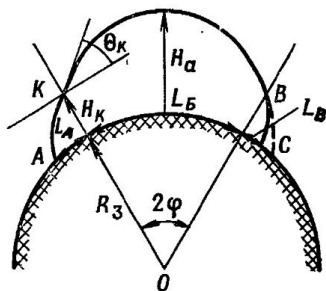


Рис. 3.16. Траектория полета баллистической ракеты

свободного полета и конечного участков траектории.

Так как $L_B \gg L_A + L_B$, то в первом приближении можно пренебречь значениями L_A и L_B , т.е.

$$L \approx L_B = 2\varphi R_3,$$

где φ — центральный угол, радиан;
 R_3 — радиус Земли, или $L \approx 114,6 R_3 \varphi^\circ$;
 (φ° — измеряется в градусах).

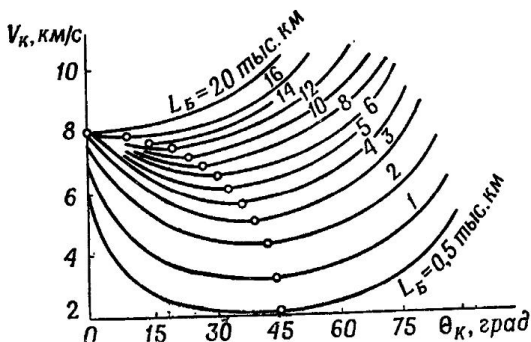


Рис. 3.17. Основные соотношения, характеризующие полет БР

Зависимость между скоростью V_k , углом ее наклона к горизонту θ_k , высотой активного участка H_k и угловой дальностью полета 2φ выражена формулой

$$V_k^2 = \frac{\mu}{r_k} \frac{1 - \cos 2\varphi}{\left[\frac{r_k}{R_3} \cos^2 \theta_k - \cos(2\varphi - \theta_k) \cos \theta_k \right]}, \quad (3.29)$$

где $\mu = \gamma M_3$ (γ — гравитационная постоянная, M_3 — масса Земли); $r_k = H_k + R_3$.

Связь между проекцией дальности L_B полета БР на поверхность Земли, скоростью V_k в конце активного участка и углом бросания θ_k показана на рис. 3.17 (на рисунке точки с минимальными углами бросания θ_k обведены кружками).

3.1.3. ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Движение — всякое изменение, охватывающее все процессы, происходящие во Вселенной. Если движение материи в целом ничем не ограничено, абсолютно неотвратимо и неуничтожаемо, то движение каждого отдельного тела ограничено в пространстве и времени и поэтому может быть определено только относительно конкретной системы отсчета (системы координат).

Поскольку реальное движение всегда происходит одновременно относительно ряда систем отсчета, постольку возможен ряд способов его оценки. Выбор системы отсчета диктуется только условиями целесообразности и простоты описания.

Закон движения ЛА — аналитическая или графическая зависимость координат ЛА от времени для заданной системы отсчета. Представление движения ЛА возможно благодаря таким физическим явлениям, как скорость, ускорение и другие высшие производные от скорости.

Для сферической системы координат в общем виде законы движения ЛА по дальности и угловым координатам могут быть представлены в виде временных рядов:

$$\left. \begin{aligned}
 D(t) &= D(0) + \dot{D}t + \frac{\ddot{D}t^2}{2} + \frac{\overset{\cdot\cdot}{\ddot{D}}t^3}{3} + \dots = \\
 &= \sum_{n=0}^N \frac{D^{(n)} t^n}{n!}; \\
 \beta(t) &= \beta(0) + \dot{\beta}t + \frac{\ddot{\beta}t^2}{2} + \frac{\overset{\cdot\cdot}{\ddot{\beta}}t^3}{3} + \dots = \\
 &= \sum_{n=0}^N \frac{\beta^{(n)} t^n}{n!}; \\
 \varepsilon(t) &= \varepsilon(0) + \dot{\varepsilon}t + \frac{\ddot{\varepsilon}t^2}{2} + \frac{\overset{\cdot\cdot}{\ddot{\varepsilon}}t^3}{3} + \dots = \\
 &= \sum_{n=0}^N \frac{\varepsilon^{(n)} t^n}{n!}.
 \end{aligned} \right\} (3.30)$$

где $D^{(n)}$, $\beta^{(n)}$, $\epsilon^{(n)}$ — значения $(n-x)$ производных от дальности азимута и угла места соответственно, N — число членов ряда.

Законы движения ЛА по дальности, азимуту и углу места определяют условия работы дальномерных и угломерных систем сопровождения соответственно.

При этом для систем сопровождения с известным порядком астатизма значения производных от дальности и угловых координат определяют величины динамических ошибок, а следовательно, и точность измерения координат ЛА.

Закон движения ЛА по дальности — аналитическое или графическое представление изменения координаты дальности ЛА относительно конкретной системы отсчета.

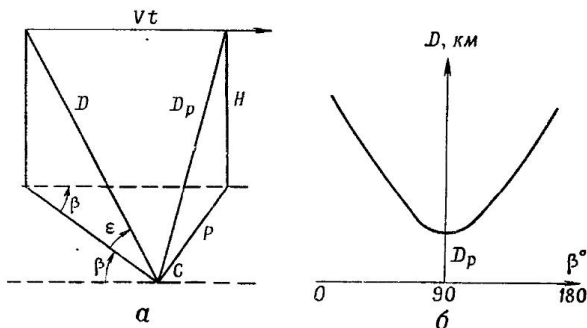


Рис. 3.18. Модель горизонтального полета (а) и закон изменения дальности (б) летательного аппарата

Для практических целей целесообразно закон движения представлять как зависимость от азимута ЛА.

Модель горизонтального полета ЛА с постоянной скоростью относительно наземной системы сопровождения (точка С) показана на рис. 3.18,а. Закон изменения дальности относительно системы сопровождения показан на рис. 3.18,б.

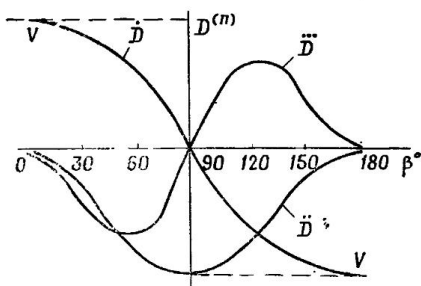
Аналитические выражения, характеризующие закон изменения дальности и ее производных в зависимости от азимута ЛА, приведены в табл. 3.3.

На рис. 3.18 и в табл. 3.2 использованы следующие обозначения: V — скорость ЛА; R — параметр относитель-

Составляющая закона движения	Аналитическое представление дальности летательного аппарата и производных	Экстремальные значения	Азимут экстремума
Дальность, м	$D(\beta) = \frac{1}{\sin \beta} \sqrt{P^2 + H^2 \sin^2 \beta}$	$\sqrt{P^2 + H^2}$	$\beta = 90^\circ$
Радиальная скорость, м/с	$\dot{D}(\beta) = \frac{VP \cos \beta}{\sqrt{P^2 + H^2 \sin^2 \beta}}$	$D \rightarrow \infty$	$\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$
Ускорение, м/с ²	$\ddot{D}(\beta) = \frac{V^2 (P^2 + H^2) \sin^3 \beta}{(P^2 + H^2 \sin^2 \beta)^2}$	V 0	$\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$ $\beta = 90^\circ$
		$\frac{V^2}{\sqrt{P^2 + H^2}}$	$\beta = 90^\circ$
		0	$\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$

но начала отсчета; H — высота полета ЛА; β , ϵ — азимут и угол места ЛА относительно начала отсчета.

Графики изменения $\dot{D}(\beta)$, $\ddot{D}(\beta)$, $\dddot{D}(\beta)$ изображены на рис. 3.19.

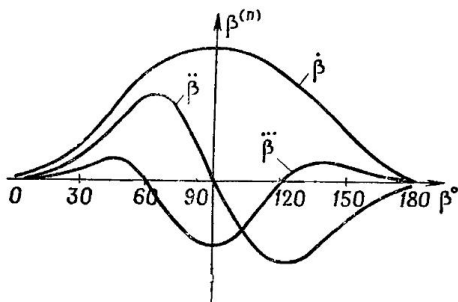


Р и с. 3.19. Графики изменения производных от дальности

Закон движения ЛА по азимуту — аналитическое или графическое представление изменения координаты азимута ЛА относительно конкретной системы отсчета.

Характер изменения азимута ЛА и производных от азимута (рис. 3.18,а) представлен в табл. 3.3.

Графики изменения $\dot{\beta}(\beta)$, $\ddot{\beta}(\beta)$, $\dddot{\beta}(\beta)$ изображены на рис. 3.20.



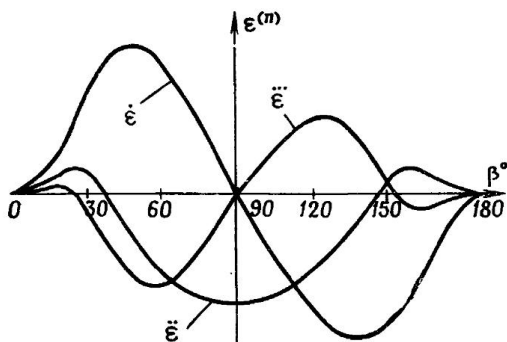
Р и с. 3.20. Графики изменения производных от азимута

Составляющая закона движения	Аналитическое представление азимута летательного аппарата и производных	Экстремальные значения	Азимут экстремума
Азимут, рад	$\beta(t) = \operatorname{arctg} \frac{Vt}{\sqrt{P^2 + H^2}}$	—	—
Угловая скорость, 1/с	$\dot{\beta}(\beta) = \pm \frac{V \sin^2 \beta}{P}$	0	$\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$
Угловое ускорение, 1/с ²	$\ddot{\beta}(\beta) = \frac{2V^2 \cos \beta \sin^3 \beta}{P^2}$	$\frac{V}{P}$	$\beta = 90^\circ$
		$\pm 0,65 \frac{V^2}{P^2}$	$\beta = 60^\circ; \beta = 120^\circ$

Закон движения ЛА по углу места — аналитическое или графическое представление изменения координаты угла места ЛА относительно конкретной системы отсчета.

Характер изменения угла места ЛА и производных представлен в табл. 3.4.

Графики изменения $\dot{\epsilon}(\beta)$, $\ddot{\epsilon}(\beta)$, $\dddot{\epsilon}(\beta)$ показаны на рис. 3.21.



Р и с. 3.21. Графики изменения производных от угла места

Приведенные в таблицах и на графиках соотношения позволяют произвести оценку величин динамических ошибок систем сопровождения и наведения, а также определить области пространства в зоне сопровождения и наведения (поражения), где эти ошибки максимальны, и принять меры для их компенсации.

3.2. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ОБНАРУЖЕНИЯ СРЕДСТВ ВОЗДУШНОГО ПРОТИВНИКА

3.2.1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОБНАРУЖЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Положение летательного аппарата в пространстве может быть определено только по отношению к каким-либо другим телам, которые называют телами отсчета.

Таблица 3.4

Составляющая закона движения	Аналитическое представление угла места летательного аппарата и производных	Экстремальные значения	Азимут экстремума
Угол места, рад	$\varepsilon(\beta) = \arctg\left(\frac{H}{P} \sin \beta\right)$	0 $\arctg H/P$	$\beta = 0^\circ; \beta = 180^\circ$ $\beta = 90^\circ$
Угловая скорость, 1/с	$\dot{\varepsilon}(\beta) = \frac{VH \cos \beta \cdot \sin^2 \beta}{P^2 + H^2 \sin^2 \beta}$	$\pm 0,38 VH/P^2$ $\pm V/H$	$\beta = 55^\circ, 125^\circ$ ($P \gg H$) $\beta = 0^\circ, 180^\circ$ ($P \ll H$)
Угловое ускорение, 1/с ²	$\ddot{\varepsilon}(\beta) = \frac{V^2 H \sin^3 \beta \left(2 - 3 \sin^2 \beta - \frac{H^2}{P^2} \sin^4 \beta\right)}{P^3 \left(1 + \frac{H^2}{P^2} \sin^2 \beta\right)^2}$	$-V^2 H^2/P^3$ $V^2/H \sqrt{P^2 + H^2}$	$\beta = 90^\circ$ ($P \gg H$) $\beta = 90^\circ$ ($P \ll H$)

В качестве тел отсчета могут быть приняты: Солнце, центр Земли, определенная точка на поверхности Земли, центр масс любого летательного аппарата и т. д. С телом отсчета связывается определенная система координат.

Для решения задач определения местоположения летательных аппаратов, их наведения и поражения в околоземном пространстве могут применяться земные (неподвижные относительно Земли), связанные и скоростные (подвижные относительно Земли) системы координат.

Земные системы координат

Геоцентрическая прямоугольная (X, Y, Z) и сферическая $(\bar{r}, \varphi, \lambda)$ системы. За начало координат O принимается центр масс Земли, а ось OY прямоугольной системы направляется по оси вращения Земли, оси OX и OZ так, чтобы образовать правую систему.

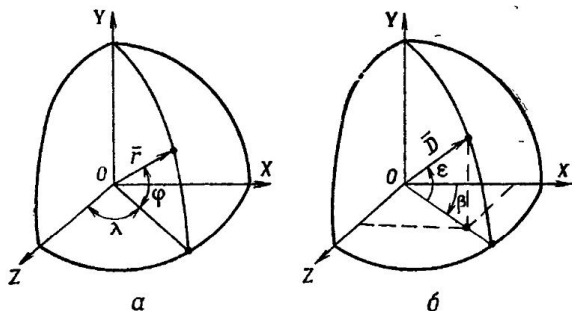


Рис. 3.22. Геоцентрическая (а) и поверхностная (б) системы координат

В сферической системе положение ЛА определяется радиусом-вектором r и геоцентрической широтой φ и долготой λ (рис. 3.22,а).

Связь между геоцентрическими прямоугольными и сферическими координатами:

$$\left. \begin{aligned} X &= r \cos \varphi \sin \lambda; \\ Y &= r \sin \varphi; \\ Z &= r \cos \varphi \cos \lambda. \end{aligned} \right\} \quad (3.31)$$

Поверхностная прямоугольная (x, y, z) и сферическая $(\bar{B}, \beta, \epsilon)$ системы. За начало координат o принимается

определенная точка земной поверхности, ось ou прямоугольной системы направляется вертикально вверх, ось ox связывается с направлением на север (или на местный ориентир), а ось oz так, чтобы получить правую систему координат.

В сферической системе координат положение летательного аппарата определяется наклонной дальностью D и двумя углами β , ϵ , определяющими направление вектора наклонной дальности D .

Угол ϵ между вектором и его проекцией на горизонтальную плоскость называют углом места; угол β , определяющий в горизонтальной плоскости направление проекции D относительно начала отсчета (оси ox), называют азимутом (рис. 3.22,б).

Связь между поверхностными прямоугольными и сферическими системами координат:

$$\left. \begin{aligned} D &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \\ \beta &= \operatorname{arctg} \frac{z}{x}; \\ \epsilon &= \operatorname{arctg} \frac{y}{\sqrt{x^2 + z^2}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.32)$$

Подвижные (относительно Земли) системы координат

Связанная система координат (x_1, y_1, z_1) . За начало координат o (рис. 3.23,а) принимается центр масс ЛА; ось ox_1 направлена вдоль продольной оси ЛА, ось oy_1 в плоскости вертикального, а ось oz_1 в плоскости горизонтального сечения ЛА так, чтобы получить правую систему координат.

Угол между продольной осью ЛА и ее проекцией на горизонтальную плоскость называют углом тангажа θ .

Угол между проекцией продольной оси ЛА на горизонтальную плоскость и осью ox называется углом курса (рыскания) ψ .

Угол между вертикальной плоскостью, проходящей через ось ox_1 и связанной осью oy_1 , называется углом крена γ .

На рис. 3.23,а изображена схема взаимного расположения связанной и земной систем координат при совмещении их центра.

Углы ψ , θ , γ образуются путем последовательных поворотов: 1 — вокруг оси y на угол ψ ; 2 — вокруг оси z' на угол θ ; 3 — вокруг оси x_1 на угол γ .

Скоростная система координат (x_c, y_c, z_c) . За начало координат o принимается центр масс; ось ox_c совпадает

с вектором скорости, оси oy_c и oz_c лежат соответственно в вертикальной и горизонтальной плоскостях симметрии ЛА (рис. 3.23, б).

Положение скоростной системы координат относительно связанной определяется углами атаки и скольжения.

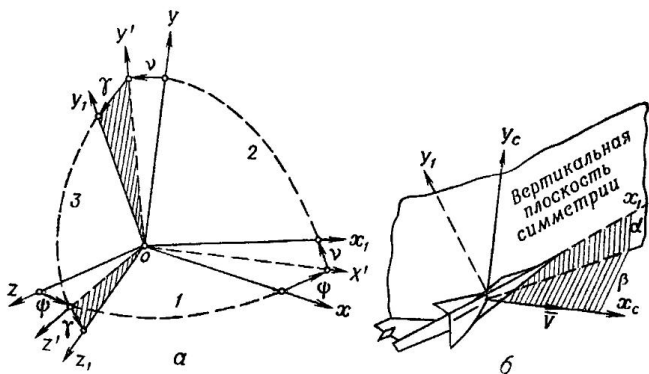


Рис. 3.23. Связанная (а) и скоростная (б) системы координат

Угол атаки α — угол между проекцией вектора скорости V на вертикальную плоскость симметрии ЛА и осью ox_1 .

Угол скольжения β — угол между вектором скорости и вертикальной плоскостью симметрии ЛА.

Выбор каждой конкретной системы координат определяется условиями боевой задачи, выполняемой данной системой вооружения, требованием простоты конструкции антенн и пусковых устройств, требованиями снижения динамических ошибок и простотой производимых расчетов и другими факторами.

В общем виде переход от одной системы прямоугольных координат к другой осуществляется по формулам аналитической геометрии и таблицам направляющих косинусов.

Пример перехода от системы (x_1, y_1, z_1) к системе (x, y, z) и наоборот приведен в табл. 3.5, где для упрощения значения косинусов заменены буквами.

Значения направляющих косинусов между связанной и земной системами координат приведены в табл. 3.6.

Таблица 3.5

Координаты	x_1	y_1	z_1	Формулы пересчета координат
x	a_1	a_2	a_3	$\left. \begin{aligned} x &= a_1x_1 + a_2y_1 + a_3z_1; \\ y &= b_1x_1 + b_2y_1 + b_3z_1; \\ z &= c_1x_1 + c_2y_1 + c_3z_1 \end{aligned} \right\}$
y	b_1	b_2	b_3	
z	c_1	c_2	c_3	

Значения направляющих косинусов между связанной и скоростной системами координат приведены в табл. 3.7.

Для решения отдельных специфических задач могут быть применены различные модификации систем координат.

3.2.2. ФИЗИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ, ЛЕЖАЩИЕ В ОСНОВЕ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Обнаружение летательных аппаратов в процессе их полета может быть обеспечено только путем приема отраженной от поверхности ЛА или излученной самим ЛА энергии. Возможно обнаружение также путем фиксирования изменений окружающей среды, связанных с процессом движения ЛА в этой среде.

Следовательно, физические явления, составляющие объективную основу обнаружения, могут быть разделены на три группы.

1. **Отражение энергии** — физическое явление, обеспечивающее обнаружение за счет различий отражающих свойств ЛА и окружающей его среды.

Поэтому возможно активное обнаружение ЛА, если облучать их потоком электромагнитной энергии, энергии звуковых волн или потоком частиц, движущихся с большой скоростью, и принимать отраженные сигналы. При этом возможно использование отраженной от ЛА энергии Солнца или других космических источников.

2. **Излучение энергии** — физическое явление, обеспечивающее обнаружение за счет различного рода излучений

Таблица 3.6

Координаты	ox_1	oy_1	oz_1
ox	$\cos \vartheta \cdot \cos \psi$	$-\cos \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \gamma + \sin \psi \cdot \sin \gamma$	$\cos \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma + \sin \psi \cdot \cos \gamma$
oy	$\sin \vartheta$	$\cos \vartheta \cdot \cos \gamma$	$-\cos \vartheta \cdot \sin \gamma$
oz	$-\sin \psi \cdot \cos \vartheta$	$\cos \psi \cdot \sin \gamma + \sin \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \gamma$	$\cos \psi \cdot \cos \gamma - \sin \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma$

Таблица 3.7

Координаты	ox_1	oy_1	oz_1
ox_c	$\cos \alpha \cdot \cos \beta$	$-\cos \beta \cdot \sin \alpha$	$\sin \beta$
oy_c	$\sin \alpha$	$\cos \alpha$	0
oz_c	$-\cos \alpha \cdot \sin \beta$	$\sin \alpha \cdot \sin \beta$	$\cos \beta$

самых ЛА в процессе полета (излучение бортовых источников, тепловое излучение при нагреве корпуса ЛА, излучение факела реактивного двигателя, звуковое излучение). Эти явления обеспечивают создание систем пассивного обнаружения ЛА в полете в радио, оптическом, звуковом диапазонах волн. Носители ядерного оружия являются источниками очень слабых ядерных излучений, обнаружение которых практически возможно только на очень малых расстояниях.

3. Возмущение среды — физические явления, сопровождаемые изменениями окружающей среды в процессе полета ЛА (изменение химического состава, ионизация поля земного тяготения, земного магнетизма и др.). Эти явления потенциально могут быть использованы для решения задач обнаружения ЛА при условии реализации методов фиксации этих явлений.

Классификация физических явлений, которые принципиально могут быть использованы для решения задач обнаружения, показана на рис. 3.24.

Из всех перечисленных явлений для обнаружения ЛА в полете наиболее широко используется явление отражения энергии, лежащее в основе активной и полуактивной локации, и явление излучения, составляющее основу пассивной локации.

Вторичное излучение. Падающую на поверхность ЛА волну называют первичной, отраженную или рассеянную — вторичной, а явление отражения или рассеяния — вторичным излучением.

Эффективная отражающая поверхность (ЭОП) целей. Если на поверхности точечной цели, находящейся от источника излучения на расстоянии D , создается плотность потока мощности $S_{\text{ц}}$ первичной волны, то в результате всенаправленного вторичного излучения цели в точке прие-

ма, совмещенной с излучателем, будет принят сигнал мощностью

$$P = 4\pi D^2 S_{\text{пр}},$$

где $S_{\text{пр}}$ — плотность потока мощности в точке приема, Вт/м².



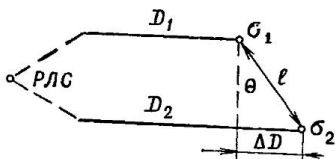
Р и с. 3.24. Классификация физических явлений, лежащих в основе обнаружения ЛА

Отношение этой мощности к плотности потока первичной волны называют эффективной отражающей поверхностью цели $\sigma_{\text{ц}}$, м²:

$$\sigma_{\text{ц}} = \frac{P}{S_{\text{ц}}} = 4\pi D^2 \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{ц}}} \quad (3.33)$$

Реальные цели (или группа целей) по закономерностям вторичного излучения сводятся к модели групповых излучателей.

Модель из двух излучателей. Суммарная ЭОП модели из двух излучателей с ЭОП каждого из них σ_1 и σ_2 (рис. 3.25):



Р и с. 3.25. Модель вторичного излучения из двух излучателей

$$\sigma_{\text{ц}} = \sigma_1 + \sigma_2 + 2\sqrt{\sigma_1\sigma_2} \cos\left(\frac{4\pi l}{\lambda} \sin\theta\right). \quad (3.34)$$

Сдвиг фаз между сигналами, отраженными от излучателей σ_1 и σ_2 :

$$\varphi = \omega \Delta t = 2\pi f \frac{2\Delta D}{c} = \frac{4\pi l}{\lambda} \sin \theta,$$

где l — расстояние между излучателями;

θ — угол между нормалью к плоскости расположения излучателей и направлением облучения.

Суммарная ЭОП модели из n излучателей

$$\sigma_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n \sigma_i + 2 \sum_{i \neq j}^n \sqrt{\sigma_i \sigma_j} \cos \varphi_{ij}, \quad (3.35)$$

где φ_{ij} — сдвиг фаз между i -м и j -м излучателем.

ЭОП тел, малых по сравнению с длиной волны ($l_{\Sigma} < \lambda$), приближенно выражается формулой

$$\sigma_{\Sigma} = 4\pi^2 \frac{l_{\Sigma}^3}{\lambda^4}. \quad (3.36)$$

ЭОП тел, размеры которых соизмеримы с длиной волны ($l_{\Sigma} \approx \lambda/2$):

$$\sigma_{\Sigma} \approx 0,17 (2l_{\Sigma})^2 \approx 0,17\lambda^2. \quad (3.37)$$

(Во всех рассмотренных случаях в качестве l_{Σ} принимается некоторый эквивалент размеров реальной цели.)

Особый интерес представляют методы расчета ЭОП целей, размеры которых значительно превышают длину волны ($l_{\Sigma} \gg \lambda$). В этом случае результирующая ЭОП реальных целей на основании принципа суперпозиции (наложения) рассчитывается как сумма ЭОП плоских и выпуклых поверхностей.

Анализ принятых моделей показывает, что диаграмма вторичного излучения реальных целей носит лепестковый характер. Изменение положения ЛА в процессе полета относительно точки приема приводит к изменению интенсивности отраженных сигналов. Это явление характеризует ЭОП как случайную величину.

Плотность распределения ЭОП как случайной величины при одночастотном $f_1(\sigma_{ц})$ и двухчастотном $f_2(\sigma_{ц})$ облучении целей:

$$\left. \begin{aligned} f_1(\sigma_{ц}) &= \frac{1}{\sigma_0} e^{-\frac{\sigma_{ц}}{\sigma_0}}; \\ f_2(\sigma_{ц}) &= \frac{4\sigma_{ц}}{\sigma_0} e^{-2\frac{\sigma_{ц}}{\sigma_0}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.38)$$

где σ_0 и $\sigma_{ц}$ — математическое ожидание и текущее значение ЭОП цели соответственно.

На рис. 3.26 показаны значения плотностей распределения ЭОП для $f_1(\sigma_{ц})$ и $f_2(\sigma_{ц})$.

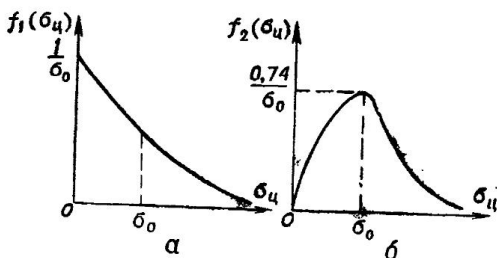


Рис. 3.26. Плотность распределения эффективной отражающей поверхности при одночастотном (а) и двухчастотном (б) облучении цели

Дисперсия ЭОП цели при одночастотном облучении $D_1 = \sigma_0^2$, а при двухчастотном $D_2 = \sigma_0^2/2$. Следовательно, применение двухчастотных (многочастотных) РЛС приводит к уменьшению отклонения ЭОП как случайной величины от математического ожидания σ_0 , что соответствует увеличению дальности и вероятности обнаружения.

В табл. 3.8 приведены значения математического ожидания ЭОП тел различной конфигурации.

Математические ожидания отражающих поверхностей различных ЛА приведены в табл. 3.9. Нижняя граница значений ЭОП соответствует цели под нулевым ракурсом, а верхняя — под ракурсом 45° .

Таблица 3.8

Конструкция тела	Расчетные соотношения для определения ЭОП, м ²
Металлический шар радиусом r	$\sigma_0 = \pi r^2$ (при $r \gg \lambda$)
Эллипсоид (параболоид) с радиусами кривизны r_1 и r_2	$\sigma_0 = \pi r_1 \cdot r_2$ (при r_1 и $r_2 \gg \lambda$)
Проводящая поверхность отражения с размерами сторон a и b	$\sigma_0 = 4\pi \left(\frac{a \cdot b}{\lambda}\right)^2$ (при $a, b \gg \lambda$)
Металлический цилиндр с радиусом основания r и образующей l	$\sigma_0 = \frac{2\pi r}{\lambda} \cdot l^2$ (при $\frac{2\pi r}{\lambda} \gg 1$)
Металлический конус с радиусом основания r и углом при вершине α	$\sigma_0 = \pi r^2 \operatorname{tg}^2 \frac{\alpha}{2}$ (при $r \gg \lambda$)

Таблица 3.9

Тип летательного аппарата (ЛА)	σ_0 , м ²
Стратегический бомбардировщик	10—20
Средний бомбардировщик	8—15
Истребитель	1—2
Крылатые ракеты	0,1—1
Головные части БР	0,001—0,01
Космические аппараты	1—2

3.2.3. ОБНАРУЖЕНИЕ ЛА РАДИОЛОКАЦИОННЫМИ СРЕДСТВАМИ

Радиолокация — отрасль радиоэлектроники, обеспечивающая определение местоположения объектов и получение сведений о них за счет приема и анализа радиоволн.

Радиолокационные цели — объекты радиолокации, т. е. физические тела (например, ЛА), сведения о которых представляют практический интерес.

В зависимости от области применения радиолокации цели могут быть: аэродинамическими, баллистическими и космическими, наземными и надводными — или могут быть цели природного происхождения (ионизированные образования и следы, облака, скопление гидрометеоров и др.).

Радиолокационная информация — совокупность сведений о целях, полученных методами радиолокации.

Радиолокационные станции (РЛС) — технические средства получения радиолокационной информации.

Единый процесс получения радиолокационной информации может быть условно разделен на следующие этапы: обнаружение, измерение координат и параметров движения, разрешение и распознавание целей.

Обнаружение — процесс принятия решения о наличии или отсутствии цели в данной области пространства путем приема и статистической обработки суммарного значения $s(t)$ радиолокационных сигналов и помех $n(t)$, т. е. $y(t) = s(t) + n(t)$.

Принятие решения происходит при двух взаимно исключающих условиях.

$$\text{Условия} \begin{cases} A_1 — \text{цель есть;} \\ A_0 — \text{цели нет.} \end{cases} \quad \text{Решения} \begin{cases} A_1^* — \text{есть цель;} \\ A_0^* — \text{нет цели.} \end{cases}$$

Следовательно, возможны четыре ситуации совмещения событий «условие» и «решение», которые выражаются условными вероятностями:

$$A_1^*/A_1; A_0^*/A_1; A_1^*/A_0 \text{ и } A_0^*/A_0.$$

Возможности возникновения этих ситуаций характеризуются вероятностями правильных и ошибочных решений ($P_{п.о}$ — вероятность правильного обнаружения, $P_{п.н}$ — вероятность правильного необнаружения, $P_{л.т}$ — вероятность ложной тревоги, $P_{пр}$ — вероятность пропуска цели).

Сумма $P_{п.о}$ и $P_{пр}$ образует полную группу несовместных событий, т. е. $P_{п.о} + P_{пр} = 1$ ($P_{п.о} = 1 - P_{пр}$). Аналогично $P_{л.т} + P_{п.н} = 1$ ($P_{л.т} = 1 - P_{п.н}$). Эти соотношения показывают, что среди вероятностей $P_{п.о}$, $P_{пр}$, $P_{л.т}$, $P_{п.н}$ независимыми являются только две, поэтому для характеристики устройств обнаружения (и РЛС в целом) используют вероятности $P_{п.о}$ и $P_{л.т}$.

Статистический характер обнаружения сигналов определяется значениями плотностей распределения помехи P_n

и смеси сигнала и помехи $P_{с. п.}$, которые для нормально-го закона имеют вид

$$\left. \begin{aligned} P_{п.}(y) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{y^2}{2\sigma^2}}; \\ P_{с. п.}(y) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{(y-s)^2}{2\sigma^2}}. \end{aligned} \right\} (3.39)$$

где σ — среднее квадратическое отклонение.

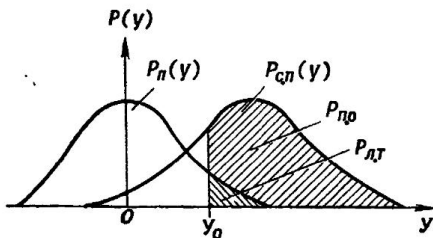


Рис. 3.27. Графическое представление вероятностей правильного обнаружения и ложной тревоги

При известной величине порога y_0 приемного устройства

$$\left. \begin{aligned} P_{п. о} &= \int_{y_0}^{\infty} P_{с. п.}(y) dy; \\ P_{л. т} &= \int_{y_0}^{\infty} P_{п.}(y) dy. \end{aligned} \right\}$$

Графически значения $P_{п. о}$ и $P_{л. т}$ изображены на рис. 3.27 (заштрихованные области).

Вероятность правильного обнаружения $P_{п. о}$ — вероятность принятия решения о наличии цели путем выделения сигнала на фоне помех при условии, если цель действи-

тельно присутствует в данном объеме пространства, т. е. $P_{п.о} = P(A_1^*/A_1)$. Практическое значение

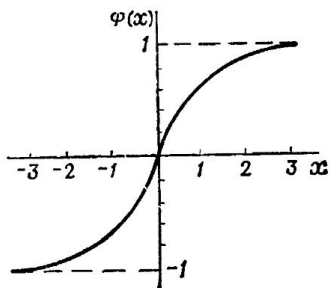
$$P_{п.о} = \frac{1}{2} \left[1 + \Phi \left(\frac{y - y_0}{\sigma} \right) \right] = 0,5 + 0,99, \quad (3.40)$$

где $\Phi(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{s^2}{2}} ds$ — интеграл вероятности

график которого изображен на рис. 3.28.

При $y = 0$ $P_{п.о} = P_{л.т}$;
при $y = y_0$ $P_{п.о} = 0,5$;
при $y \gg y_0$ $P_{п.о} \rightarrow 1$.

Вероятность ложной тревоги $P_{л.т}$ — вероятность принятия решения о наличии цели при условии, если цель отсутствует в данном объеме пространства. Практическое значение



Р и с. 3.28. График интеграла вероятностей

$$P_{л.т} = \frac{1}{2} \left[1 - \Phi \left(\frac{y_0}{\sigma} \right) \right] = 10^{-4} + 10^{-8}. \quad (3.41)$$

Величина порога y_0 определяется значением критерия оптимальности и задачей, выполняемой обнаружителем.

Критерии оптимальности обнаружения — закономерные решающие правила принятия решения о наличии или отсутствии цели в условиях помех.

В теории обнаружения используются критерии: минимума среднего риска, максимума отношения правдоподобия, идеального наблюдателя, Неймана — Пирсона, последовательного наблюдателя и др.

Наиболее общим критерием оптимальности системы обнаружения является критерий минимума среднего риска, который может быть сведен к так называемому весовому критерию

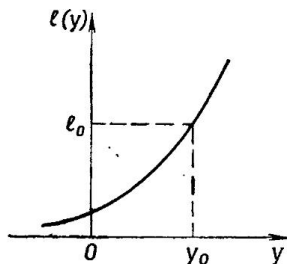
$$P_{п.о} - I_0 P_{л.т} = \max, \quad (3.42)$$

где I_0 — весовой множитель, определяющий величину порога обнаружителя, при котором обеспечивается максимальное значение соотношения (3.43).

Следствием критерия минимума среднего риска является критерий максимума отношения правдоподобия

$$l(y) = \frac{P_{с.п}(y)}{P_{п}(y)} = e^{-\frac{(s^2-2ys)}{2\sigma^2}}. \quad (3.43)$$

Зависимость отношения правдоподобия от величины суммарного сигнала показана на рис. 3.29, где значение $l(y) > l_0$ эквивалентно значению $y > y_0$.



Р и с. 3.29. Зависимость отношения правдоподобия от величины суммарного сигнала

Если необходимо величину порога выбрать непосредственно по заданному уровню $P_{л.т}$, то используется критерий Неймана—Пирсона.

Параметр обнаружения q — безразмерное отношение энергии E полезного сигнала к спектральной плотности N_0 помех:

$$q = \frac{2E}{N_0}. \quad (3.44)$$

Величина параметра обнаружения определяет все основные тактические характеристики РЛС, такие, как дальность и вероятность обнаружения, вероятность ложной тревоги, точность измерения координат и др.

Связь между значениями $P_{п.о}$, $P_{л.т}$ и определяется соотношением

$$P_{п.о} = P_{л.т}^{\frac{2}{2+q}}. \quad (3.45)$$

Графическое представление этой зависимости называется кривыми обнаружения (рис. 3.30).

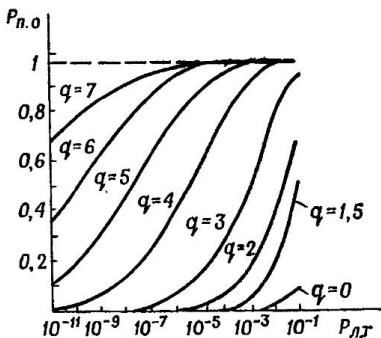
Анализ кривых обнаружения показывает, что увеличение вероятности правильного обнаружения может быть получено или за счет увеличения $P_{л.т}$ при $q = \text{const}$, или за счет увеличения q при $P_{л.т} = \text{const}$, что соответствует увеличению потенциала РЛС.

Оптимальный приемник — приемник, обеспечивающий при прочих равных условиях максимальное значение отношения энергии полезного сигнала к спектральной плотности помехи q_{max} .

Суммарный сигнал на выходе оптимального приемника описывается

$$y_{\text{вых}}(t) = \int_{-\infty}^{\infty} y(t) s(t - \tau) dt, \quad (3.46)$$

где $y(t)$ — принятый сигнал;
 $s(t - \tau)$ — ожидаемый сигнал;
 τ — временной сдвиг между принятым и ожидаемым сигналами.



Р и с. 3.30. Кривые обнаружения

Физический смысл оптимальной операции обнаружения состоит в том, что умножение принимаемого сигнала $y(t)$ на ожидаемый $s(t - \tau)$ обеспечивает подавление помех, не совпадающих с ожидаемым сигналом по времени и по частоте.

Правая часть формулы (3.46) называется корреляционным интегралом. Решение корреляционного интеграла обеспечивается построением либо корреляционного приемника, либо приемника с оптимальным фильтром.

Корреляционный приемник — приемник, обеспечивающий получение корреляционного интеграла (3.46) с помощью коррелятора, интегратора и порогового устройства (рис. 3.31,а).

Приемник с оптимальным фильтром — приемник, обеспечивающий получение корреляционного интеграла (3.46) с помощью оптимального фильтра, детектора и порогового устройства (рис. 3.31,б).

При этом $s(t - \tau)$ — есть реакция фильтра на входное воздействие в виде короткого импульса (δ -функции), представляющая собой зеркальное отражение зондирующего сигнала, сдвинутое на произвольное время τ . Преимуществом корреляторов является их гибкость, возможность быстрого перехода к различным формам сигналов, для чего достаточно изменить функцию $s(t)$, подаваемую на вход умножителя.

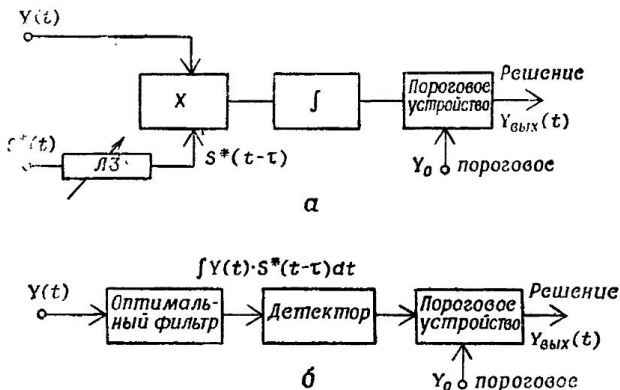


Рис. 3.31. Схема корреляционного приемника (а) и приемника с оптимальным фильтром (б)

Оптимальный фильтр согласован только с сигналом определенной формы и требует существенного изменения схемы для согласования с другим сигналом. Однако энергетические возможности этих приемников (с точки зрения получения q_{\max}) примерно одинаковы.

Автоматический обнаружитель — устройство, обеспечивающее принятие решения о наличии или отсутствии цели в результате соответствующей обработки смеси сигнала и помехи на выходе приемника.

Автоматические обнаружители классифицируются по их функциональному назначению.

Бинарные (двоичные) обнаружители — устройства, обеспечивающие принятие решения о наличии или отсутствии сигнала от цели.

Многоальтернативные обнаружители — устройства, обеспечивающие принятие решения о наличии или отсутствии

сигналов от целей в каждой из k ячеек разрешения для заданного объема пространства.

В этом случае общее число возможных решений будет равно 2^k .

Последовательные обнаружители — устройства, обеспечивающие получение заданной вероятности правильного решения при наименьшем среднем числе наблюдений за счет введения двух порогов: y_0 и y_1 . Уровни порогов выбираются по отношению максимума правдоподобия:

$$\left. \begin{aligned} y_0 &= \frac{1 - P_{п.о}}{1 - P_{л.т}}; \\ y_1 &= \frac{P_{п.о}}{P_{л.т}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.47)$$

Если уровень сигнала лежит в пределах между y_0 и y_1 , то производится повторное испытание.

Дискретные процессы при обнаружении сигналов

На практике, особенно в связи с внедрением ЭВМ, часто используются дискретные процессы, которые можно разделить на две категории — формирование дискретных выборок и квантование.

Формирование дискретных выборок — выбор дискретных значений непрерывного процесса с ограниченным спектром, позволяющий представить этот процесс в виде разложения в ряд по неслучайным функциям $\psi_k(t)$ со случайными коэффициентами y_k (теорема Котельникова):

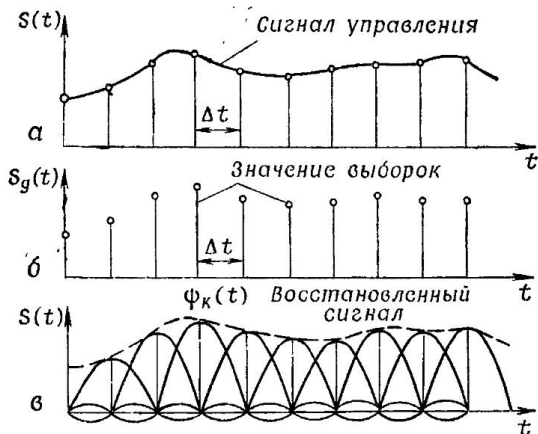
$$y(t) = \sum_k y_k \psi_k(t). \quad (3.48)$$

где $y_k = y(t_k)$ — значения $y(t)$ в дискретные равноотстоящие моменты времени $t_k = k\Delta t$ (при $k = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$), рис. 3.32, а, б;
 Δt — интервал дискретизации, $\Delta t = 1/2f_{\max}$;
 $\psi_k(t)$ — сдвинутые между собой на время Δt функции вида $\sin x/x$, т. е.

$$\psi_k(t) = \frac{\sin [2\pi f_{\max} (t - t_k)]}{2\pi f_{\max} (t - t_k)}. \quad (3.49)$$

Восстановление первоначального процесса $y(t)$ по дискретным выборкам обеспечивается путем свертки значений y_k с функцией $\psi_k(t)$ (рис. 3.32, в).

Таким образом, обеспечивается дискретное представление непрерывных команд для передачи их на борт ЛА и восстановление этих команд с помощью бортовой аппаратуры.



Р и с. 3.32. Представление непрерывного процесса в дискретной форме:
 а — сигнал управления; б — характеристика выборок;
 в — восстановление сигнала

Квантование — процесс кодирования выборок в цифровую форму. Квантование осуществляется по уровню (величине сигналов) и по времени (например, по времени запаздывания сигнала, т. е. по дальности). Кроме того, вводятся специальные преобразователи для угловых координат, обеспечивающие преобразование угла поворота вала в цифру.

Во всех случаях величина сигнала, интервал времени или значения угла выражаются в дискретной форме в виде, например, двоичных чисел, что обеспечивает производство их расчетов на ЭВМ.

Для обеспечения операции квантования на выход приемных устройств (рис. 3.31) подключаются устройства преобразования уровня сигналов в цифру и второе пороговое устройство, обеспечивающее выработку решения о наличии цели, если число сигналов m превысит некоторое значение m_0 , определяемое по определенному критерию. Таким

образом, дискретный обнаружитель выполняет операцию оценки $m > m_0$.

Двоичное кодирование — процесс преобразования отдельных выборок или непрерывных сигналов в двоичный код.

Любую физическую величину, выраженную в десятичных единицах N , можно преобразовать в двоичный код:

$$N = a_0 \cdot 2^0 + a_1 \cdot 2^1 + a_2 \cdot 2^2 + a_3 \cdot 2^3 + \dots = \sum_{i=0}^n a_i \cdot 2^i, \quad (3.50)$$

где a_i — коэффициенты, принимающие значение 0 или 1 в зависимости от величины N , $i = 0, 1, 2, 3, \dots, n$.

Например, $N = 10 = 0 \cdot 2^0 + 1 \cdot 2^1 + 0 \cdot 2^2 + 1 \cdot 2^3 = 0101$. При этом $a_0 = 0$, $a_1 = 1$, $a_2 = 0$, $a_3 = 1$.

Следовательно, различные физические величины (координаты ЛА, команды управления, характеристики движения ЛА и др.) можно представить в двоичном коде и различные операции расчета производить на ЭВМ.

Радиолокационные сигналы

Характер и качество информации, получаемой с помощью РЛС, зависят от структуры и свойств зондирующих сигналов. В зависимости от назначения РЛС зондирующие сигналы обеспечивают: требуемую энергию излучения для обнаружения ЛА на заданной дальности с последующим измерением их координат и параметров движения, требуемое разрешение ЛА и соответствующее подавление различного рода помех.

Зондирующие сигналы характеризуются рядом энергетических параметров, к числу которых относятся:

Мгновенная активная мощность $P(t)$ — усредненное за период T_0 текущее значение мощности (Вт) излучаемых колебаний $p(t) = u(t)i(t)$, где $u(t)$ и $i(t)$ — мгновенные значения напряжения и тока, усредненные за период высокой частоты T_0 :

$$P(t) = \frac{1}{T_0} \int_0^{T_0} P(t) dt. \quad (3.51)$$

Наибольшее значение мгновенной мощности называют пиковой, т. е. $P_{\max}(t) = P_{\text{пик}}$.

Импульсная мощность — мощность, усредненная за время длительности импульса $\tau_{\text{и}}$:

$$P_{\text{и}} = \frac{1}{\tau_{\text{и}}} \int_0^{\tau_{\text{и}}} p(t) dt \leq P_{\text{пик}}. \quad (3.52)$$

Для импульсов прямоугольной формы значения импульсной и пиковой мощностей совпадают, т. е. $P_{\text{и}} = P_{\text{пик}}$.

Энергия импульса $E_{\text{и}}$ в Дж:

$$E_{\text{и}} = \int_0^{\tau_{\text{и}}} p(t) dt = P_{\text{и}} \tau_{\text{и}}. \quad (3.53)$$

Средняя мощность — мощность, усредненная за период следования импульсов $T_{\text{п}}$:

$$P_{\text{ср}} = \frac{E_{\text{и}}}{T_{\text{п}}} = \frac{P_{\text{и}}}{Q}, \quad (3.54)$$

где $Q = T_{\text{п}}/\tau_{\text{и}}$ — скважность импульсов.

Все основные характеристики РЛС, связанные со структурой зондирующих сигналов, обобщаются функцией неопределенности этих сигналов, которая определяет возможности РЛС по разрешению ЛА, по точности и однозначности измерения их координат.

Функция неопределенности (ФН) зондирующих сигналов — двумерная автокорреляционная функция $\rho(\tau, f)$ сигналов, одновременно представляющая их структуру, как во временной, так и в спектральной области (рис. 3.33).

$$\rho(\tau, f) = \frac{1}{E} \left| \int_{-\infty}^{\infty} s(t) s(t - \tau) e^{j2\pi f t} dt \right|. \quad (3.55)$$

Чем уже (острее) рельеф функции неопределенности в соответствующем направлении, тем выше точность и разрешающая способность по дальности или скорости. Сечение ФН по оси частот есть спектр одиночного импульса, а сечение по оси τ — его корреляционная функция.

Простые сигналы — зондирующие сигналы РЛС, произведение длительности $\tau_{\text{и}}$ которых на ширину их спектра Δf примерно равно единице, т. е. $\tau_{\text{и}} \Delta f \approx 1$.

Следовательно, увеличение длительности таких сигналов приводит к уменьшению их спектра в обратную пропорциональную зависимость, и наоборот. Недостатком таких сиг-

налов является то, что увеличение дальности действия РЛС, требующее увеличения τ_k (для повышения энергии), ухудшает разрешающую способность по дальности.

Кроме того, такие сигналы не обеспечивают (без принятия специальных мер) разрешение ЛА по скорости.

Сечение двумерной корреляционной функции прямоугольного импульсного сигнала в виде эллипса показано на рис. 3.34. Условно можно принять, что различия в дальности и скорости двух или нескольких ЛА не могут быть обнаружены, если отраженные от них сигналы попадают внутрь эллипса.

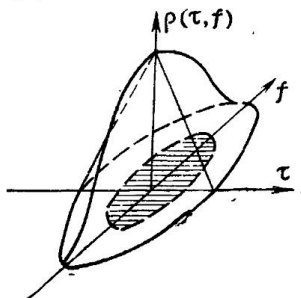


Рис. 3.33. Двумерная автокорреляционная функция радиолокационного сигнала

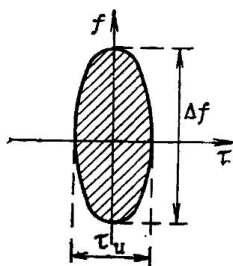


Рис. 3.34. Сечение двумерной автокорреляционной функции импульсного сигнала

Принцип неопределенности в радиолокации — принцип, утверждающий, что имеется некоторая неопределенность в одновременном определении дальности и скорости, т. е. выигрыш в разрешающей способности и точности по дальности достигается за счет ухудшения этих характеристик по скорости, и наоборот.

Изменяя параметры сигнала, можно лишь перераспределить эту неопределенность, т. е. изменить форму эллипса, не уменьшив его площади.

Сложные сигналы — зондирующие сигналы РЛС, произведение длительности τ_k которых на ширину их спектра Δf может быть получено значительно больше единицы, т. е. $\tau_k \Delta f \gg 1$.

Это достигается за счет введения внутримпульсной модуляции частоты (частотно-модулированные сигналы) или фазы (фазомодулированные сигналы).

Достоинством этих сигналов является то, что при большой длительности τ_k , выбранной для обеспечения большой

дальности обнаружения, можно обеспечить требуемую разрешающую способность по дальности путем «сжатия» сигнала на выходе обнаружителя на величину, определяемую коэффициентом сжатия $K_{сж} \approx \tau_n \Delta f$.

Линейно-частотно-модулированные (ЛЧМ) сигналы — сигналы, частота которых в течение длительности импульса меняется по линейному закону, т. е.

$$f(t) = f_0 + \Delta f \frac{t}{\tau_n}.$$

Аналитическое выражение сигнала

$$s(t) = s_0 \sin \left[\omega_0 t + \frac{\pi \Delta f}{\tau_n} t^2 \right], \quad (3.56)$$

где f_0 — начальная частота;

Δf — девиация частоты в течение длительности сигнала.

Коэффициент сжатия сигнала $K_{сж} = \tau_n \Delta f$.

Следовательно, энергия зондирующего сигнала с импульсной мощностью P_u , равна $E = P_u \tau_u$, Дж, а длительность сигнала на выходе оптимального приемника

$$\tau_{вых} = \frac{\tau_n}{K_{сж}} \approx \frac{1}{\Delta f}. \quad (3.57)$$

На рис. 3.35 показано сечение функции неопределенности ЛЧМ сигнала, границы которой на оси времени определяют величину сигнала «сжатия» $\tau_{вых}$.

Фазокодоманипулированные (ФКМ) сигналы — сигналы, расширение спектра которых достигается за счет манипу-

Рис. 3.35. Сечение двумерной автокорреляционной функции ЛЧМ сигнала

ляции фазы по определенному правилу.

ФКМ сигнал состоит из N прямоугольных дискретов длительностью τ_d , объединенных в единый сигнал с длительностью τ_n , и имеет аналитическое выражение

$$s(t) = \sum_{K=0}^{N-1} (-1)^K \cos \omega t = f(t - K\tau_d) e^{j2\pi f_0 t}. \quad (3.58)$$

где числа $K = 0, 1, 2, \dots, N-1$ образуют последовательность нулей и единиц, которая определяет порядок чередования фаз.

Структура ФКМ сигнала, форма записи кода фазы и сечение ФН изображены на рис. 3.36.

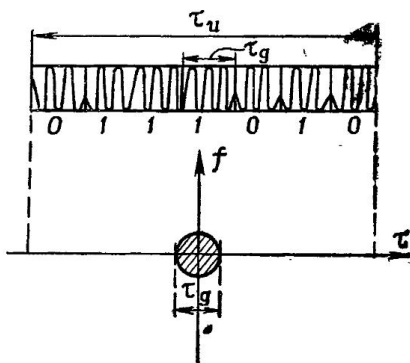


Рис. 3.36. Сечение двумерной автокорреляционной функции ФКМ сигнала

При этом для ФКМ сигнала справедливы равенства:

$$\tau_u = N\tau_d; \quad \tau_d = \frac{1}{\Delta f}; \quad \tau_u \Delta f = N = K_{сж}.$$

В результате оптимальной обработки на выходе фильтра получается выходной сигнал, равный $\tau_{вых} = \tau_d$ (рис. 3.36).

Фаза ФКМ сигнала может меняться скачком либо $\varphi = 0$ (код 0), либо $\varphi = \pi$ (код 1). Однако максимальное значение $q_{max} = 2E/N_0$ достигается, если применяется оптимальный код и фаза меняется от нуля до φ_0 , равного

$$\varphi_0 = \pi - \arccos \left(\frac{N-1}{N+1} \right). \quad (3.59)$$

Если взять произвольное исходное число n двоичных знаков, то общее число дискрет ФКМ сигнала равно $2^n - 1 = N$ (при $n = 3 N = 7$; при $n = 4 N = 15$ и т. д.).

Правило получения оптимального кода

$$K_i = K_{i-n} \oplus K_{i-1}, \quad (3.60)$$

где K_i — код фазы $n + 1, n + 2, \dots, N$ -го дискрета ФКМ сигнала;

\oplus — логическая сумма двоичных знаков, при которой $0 \oplus 0 = 0; 0 \oplus 1 = 1; 1 \oplus 1 = 0$. Например, $n = 011$, т. е. 3 знака получим $2^3 - 1 = N = 0111010$, что соответствует сигналу, изображенному на рис. 3.36. Сигнал имеет $N = 7$ дискрет и смену фаз по закону 0111010.

В интересах увеличения дальности обнаружения можно обеспечить непрерывное излучение последовательности ФКМ сигналов, при этом необходимо решать задачу устранения неоднозначности в определении дальности.

Последовательность (пачка) импульсов — основной вид зондирования пространства в импульсной радиолокации.

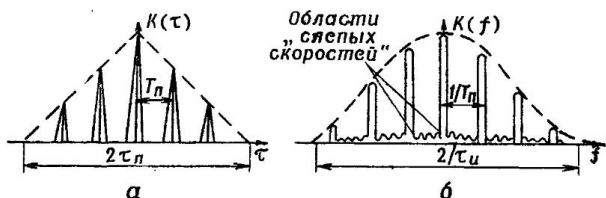


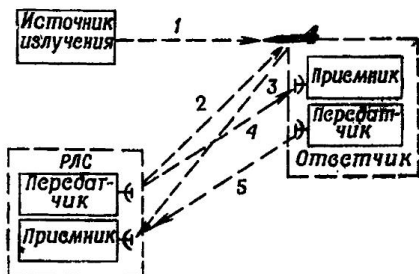
Рис. 3.37. Временное (а) и спектральное (б) представление последовательности импульсов

Периодическая модуляция импульсов частотой посылок F_p изменяет структуру спектра и вид корреляционной функции, значения которых показаны на рис. 3.37, где использованы следующие обозначения: τ_p — длительность пачки импульсов; τ_n — длительность отдельного импульса; T_p — период посылки импульсов, равный $T_p = 1/F_p$.

На рис. 3.37,б изображен физический смысл «слепых скоростей», состоящий в том, что доплеровская частота, совпадающая с линиями собственного спектра сигнала, не может быть выделена в этих точках. Она может быть выделена в интервалах между линиями спектра, что является основой построения когерентно-импульсных РЛС с аппаратурой СДЦ.

3.2.4. ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАЗЕМНЫХ И БОРТОВЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Бортные и наземные радиолокационные устройства, решающие задачи обнаружения и измерения координат ЛА, составляют единый класс радиотехнических систем, варианты которых показаны на рис. 3.38.



Р и с. 3.38. Наземные и бортовые радиотехнические системы

При определенном сочетании этих устройств совместно с их линиями получим системы различного назначения: системы активной локации — 2-я и 3-я линии связи; системы пассивной локации — 3-я линия связи; системы полуактивной локации — 1-я и 3-я линии связи; системы локации с ответом — 4-я и 5-я линии связи; системы телеуправления — 4-я линия связи.

Дальность действия РЛС — одна из важнейших тактических характеристик, обеспечивающих выполнение боевой задачи по обнаружению, сопровождению и измерению координат ЛА.

Дальность действия в свободном пространстве для импульсных РЛС с совмещенными приемной и передающей антеннами, м:

$$D_0 = \sqrt[4]{\frac{P_n G_0^2 \lambda^2 \sigma_{ц}}{(4\pi)^2 P_{пр} \min qK}} \quad (3.61)$$

где P_n — импульсная мощность, Вт;
 G_0 — коэффициент усиления антенны;

- λ — длина волны, м;
 $\sigma_{ц}$ — эффективная отражающая поверхность цели, м²;
 $P_{пр\ min}$ — чувствительность приемника, Вт;
 q — параметр обнаружения;
 K — результирующий коэффициент потерь.

Коэффициент потерь системы. Коэффициент потерь K учитывает различного рода потери в передающем и приемном трактах РЛС. В общем виде результирующий коэффициент потерь можно представить как произведение

$$K = \prod_{i=1} K_i, \text{ где } K_i \text{ — частичные коэффициенты, харак-}$$

теризующие потери в различных элементах РЛС.

Расчет коэффициентов потерь K_i является специфической задачей, учитывающей особенности каждой конкретной радиолокационной станции.

Однако для практических целей можно произвести приближенную количественную оценку этих коэффициентов:

K_1 — коэффициент потерь, учитывающий рассогласование полосы пропускания приемника РЛС со спектром зондирующего сигнала; приближенно $K_1 = 0,9$ дБ ($K_1 \approx 1,23$);

K_2 — коэффициент, учитывающий флуктуационные потери, связанные с флуктуацией отраженных сигналов $K_2 \approx 1,5$ дБ ($K_2 \approx 1,44$) при условии обеспечения вероятности правильного обнаружения $P_{п.о} = 0,5$;

K_3 — коэффициент, учитывающий потери последетекторного интегрирования (некогерентное интегрирование):

$$K_3 = 10(1 - \gamma) \lg n,$$

где γ — коэффициент, характеризующий качество интегрирования;

n — количество интегрируемых импульсов.

При условии, что $\gamma \approx 0,8$, $K_3 = 2 \lg n$. Если количество интегрируемых импульсов $n = 10$, то $K_3 = 2$ дБ ($K_3 \approx 1,58$).

Коэффициент обнаружения q_n , получаемый за счет последетекторного интегрирования n импульсов, выражается через коэффициент обнаружения одиночного сигнала q_1 :

$$q_n = q_1 n^{0,8}.$$

K_4 — коэффициент, учитывающий потери за счет накопления шумов на экране индикатора; $K_4 = f(\rho)$, где $\rho = \frac{m+n}{n}$ (m, n — числа выборок шума и сигнала соответственно).

При $m = n = 10$ $K_4 = 0,5$ дБ ($K_4 \approx 1,22$).

Таким образом, с учетом перечисленных факторов суммарный коэффициент затухания, дБ:

$$K = K_1 + K_2 + K_3 + K_4 \approx 4,9,$$

что соответствует результирующему значению коэффициента потерь $K = K_1 K_2 K_3 K_4 \approx 3,14$.

Подставляя значение результирующего коэффициента потерь K в уравнение (3.61), получим расчетную формулу, позволяющую определить дальность действия РЛС с учетом вероятности обнаружения $q > 1$ (см. рис. 3.30). При $q = 1$ уравнение (3.61) дает возможность определить максимальную дальность обнаружения с вероятностью правильного обнаружения $P_{п.о} \approx 0,5$.

Все приведенные соотношения справедливы при условии, что потери передающего тракта учтены путем подстановки в уравнение (3.61) значения излучаемой мощности на выходе антенны, т. е. $P_{и} = P_{вых}$. При этом $P_{вых} = P_{г}\eta$, где $P_{г}$ — мощность на выходе высокочастотного генератора; η — коэффициент полезного действия антенно-фидерного тракта ($\eta < 1$). Методика учета потерь путем введения результирующего коэффициента K может быть применена для различных модификаций уравнения дальности (3.62), (3.63).

С учетом коэффициента ослабления электромагнитных колебаний в атмосфере α (дБ/км) на интервале прохождения в поглощающей среде l (км) формула (3.8) примет вид

$$D = \sqrt[4]{\frac{P_{г}\eta G_0^2 \lambda^2 \sigma_{ц}}{(4\pi)^2 P_{пр} \min q K}} \cdot 10^{-0,005\alpha l}. \quad (3.62)$$

Дальность действия РЛС непрерывного излучения

$$D_{н} = \sqrt[4]{\frac{E G_{пер} G_{пр} \lambda^2 \sigma_{ц}}{(4\pi)^2 N_0 q K}} \cdot 10^{-0,005\alpha l}, \quad (3.63)$$

где $E = P_{ср\tau} = P_{ср}/\Delta f_{н}$ — величина энергии, излучаемой в пространство, Дж;

$\Delta f_{\text{п}}$ — полоса пропускания приемника, Гц;

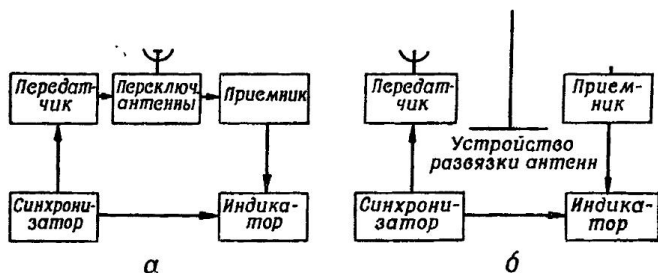
$P_{\text{ср}}$ — средняя мощность излучения, Вт;

N_0 — спектральная плотность помех, Вт/Гц;

$G_{\text{пер.}}$, $G_{\text{пр}}$ — коэффициенты усиления передающей и приемной антенн.

Дальность действия с учетом затухания ЭМ колебаний в ионосфере определяется по формулам (3.9), (3.62), (3.63).

Схема РЛС импульсного и непрерывного действия показана на рис. 3.39, а, б.



Р и с. 3.39. Структурная схема РЛС импульсного (а) и непрерывно- го (б) излучения

Дальность действия РЛС с учетом вероятности обнаружения может быть определена с помощью функции распределения вероятностей, показанной на рис. 3.40:

$$P(D) = e^{-\left(\frac{D}{D_0}\right)^4},$$

где D — текущее значение дальности, изменяющееся от 0 до D_{max} ;

D_0 — дальность, определяемая по формулам (3.62), (3.63).

На рис. 3.40 кривая 1 соответствует функции распределения при одночастотном, а кривая 2 при двухчастотном облучении ЛА.

Значения D_1 и D_2 характеризуют дальность обнаружения ЛА определенного типа с вероятностью $P_{\text{д.о.}} = 0,9$ для одно- и двухчастотного облучения.

Значения этих дальностей определяются уровнем порога (рис. 3.40).

Дальность действия РЛС с учетом влияния Земли при малых углах места

$$D(\varepsilon) = 2 \sqrt{\frac{\pi h H_{ц}}{\lambda}} \sqrt[8]{\frac{P_{и} G_0^2 \lambda^3 \sigma_{ц}}{(4\pi)^3 P_{пр} \min q K}}. \quad (3.64)$$

где h и $H_{ц}$ — высота антенны РЛС и цели над поверхностью Земли, м [остальные величины см. в формуле (3.61)].

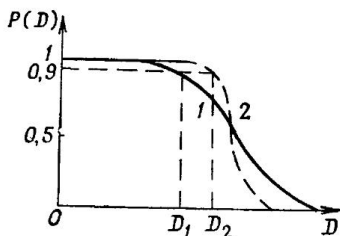


Рис. 3.40. График дальности действия РЛС с учетом вероятности обнаружения при одночастотном (1) и двухчастотном (2) излучении

Дальность прямой видимости $D_{п. в}$ — предельная максимальная дальность обнаружения ЛА наземными РЛС с учетом кривизны Земли, км:

$$D_{п. в} = 4,1 (\sqrt{h} + \sqrt{H_{ц}}), \quad (3.65)$$

где h — высота антенны, м;

$H_{ц}$ — высота цели, м.

Дальность действия систем с ответом (уравнение радиосвязи):

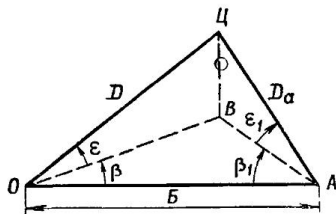
$$D_a = \frac{\lambda}{4\pi} \sqrt{\frac{P_{и} G_{пер} G_{пр}}{P_{пр} \min q K_a}}, \quad (3.66)$$

где $P_{и}$ и $G_{пер}$ — импульсная мощность (Вт) и коэффициент усиления излучающей РЛС;

$P_{\text{пр min}}, q, G_{\text{пр}}$ — чувствительность приемника (Вт), параметр обнаружения и коэффициент усиления антенны принимающей РЛС;
 $K_a = K_1 K_3 K_4$ — коэффициент потерь; $K_a \approx 2,2$ при $K_2 = 1$.

Методы измерения дальностей до помехоносителей

Триангуляционный метод — метод пеленгации помехоносителей из двух или более разнесенных приемных пунктов (рис. 3.41), один из которых расположен в точке O , а остальные в точках A и B .



Р и с. 3.41. Триангуляционный метод определения дальности

Дальность до помехоносителя

$$D = \frac{B}{\cos \varepsilon (\cos \beta - \sin \beta \operatorname{ctg} \beta_1)}. \quad (3.67)$$

где B — база между точками O и A , м;
 $\varepsilon, \beta, \beta_1$ — углы места и азимута постановщика помех, измеряемые относительно точек O и A .

Угломерно-разностно-дальномерный метод — метод, основанный на измерении угловых направлений на помехоноситель и разности дальностей между целью и точкой O , целью и точкой A (рис. 3.41).

Дальность

$$D = \frac{B^2 - \Delta D_a^2}{2(B \cos \beta \cos \varepsilon - \Delta D_a)}. \quad (3.68)$$

где ΔD_a — разность в определении дальностей до помехоносителя между точками O и A , м.

Разностно-дальномерный метод — метод, основанный на измерении разности дальностей между помехоносителем и точками O и A (рис. 3.42).

Дальность ..

$$D = \frac{2B^2 - \Delta D_a^2 - \Delta D_b^2}{2(\Delta D_a + \Delta D_b)}, \quad (3.69)$$

где B — база между точками O и A , м;
 $\Delta D_a, \Delta D_b$ — разности дальностей до помехоносителя между пунктами, расположенными в точках A и B , м.

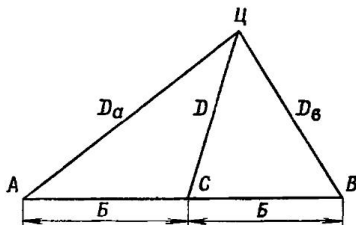


Рис. 3.42 Разностно-дальномерный метод измерения дальности

Для второго и третьего методов определение разности дальностей ΔD_a и ΔD_b осуществляется с помощью установки на пункте O специального коррелятора, учитывающего при расчете значение базы (B) между пунктами и время задержки τ_z , т. е. $\Delta D = \tau_{zc} - B$.

Основные устройства и характеристики РЛС

Передающие устройства — однокаскадные или многокаскадные устройства, обеспечивающие формирование и генерирование высокочастотных зондирующих сигналов с заданными значениями формы и выходной мощности.

Передающие устройства классифицируются по виду генераторных приборов — ламповые, магнетронные, амплитронные, клистронные, платинотронные и др.

Схема однокаскадного и многокаскадного передающего устройства показана на рис. 3.43. При формировании сигналов с внутриимпульсной модуляцией передающие устройства включают в себя элементы кодирования и управления фазой и частотой.

Приемные устройства — устройства, обеспечивающие выделение сигналов определенной частоты и формы с последующим их усилением и преобразованием к виду, необходимому для работы оконечного устройства.

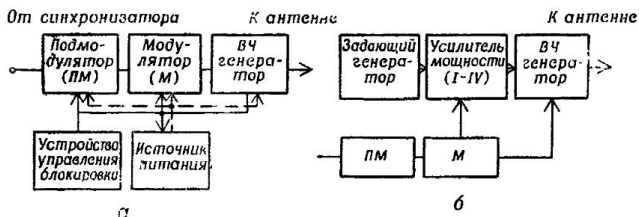


Рис. 3.43. Структурная схема однокаскадного (а) и многокаскадного (б) передающего устройства

Схема приемного устройства супергетеродинного типа изображена на рис. 3.44. В зависимости от назначения РЛС и вида зондирующего сигнала устройства оптимального обнаружения могут быть помещены на входе приемника или на выходе смесителя.

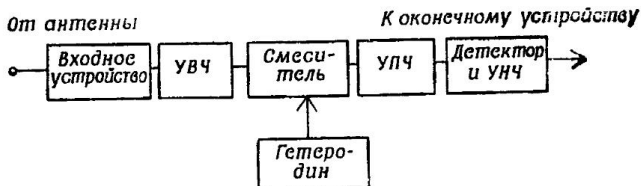


Рис. 3.44. Структурная схема приемного устройства супергетеродинного типа

Чувствительность приемника ($P_{\text{пр min}}$) — минимальное значение (Вт) средней мощности сигнала на входе приемника, при котором обеспечивается отношение мощности сигнала к мощности шума, равное единице:

$$P_{\text{пр min}} = KШT_0\Delta f_{\text{п}}, \quad (3.70)$$

где $K = 1,38 \cdot 10^{-23}$ — постоянная Больцмана, Дж/Гр;
 $Ш$ — коэффициент шума приемника;
 $\Delta f_{\text{п}}$ — полоса пропускания приемного устройства, Гц;
 T_0 — температура.

На практике используется понятие пороговой чувствительности, т. е. чувствительности, при которой обеспечиваются прием и обнаружение отраженных сигналов с заданной вероятностью:

$$P_{\text{пор}} = P_{\text{пр min}} \cdot q, \quad (3.71)$$

где q — параметр обнаружения [см. формулу (3.44)].

Чувствительность $P_{\text{пр min}}^*$ обычно выражается в децибелах

$$P_{\text{пр min}}^* = 10 \log \frac{P_{y.o}}{P_{\text{пр min}}}.$$

где $P_{y.o}$ — значение мощности, соответствующее уровню отсчета, Вт (например, при $P_{y.o} = 10^{-3}$ Вт и $P_{\text{пр min}} = 10^{-14}$ Вт, $P_{\text{пр min}}^* = 110$ дБ).

Формула пересчета

$$P_{\text{пр min}} = P_{y.o} \cdot 10^{-\frac{P_{\text{пр min}}^*}{10}}. \quad (3.72)$$

Антенные устройства — устройства, обеспечивающие направленное излучение и прием электромагнитных колебаний. Антенны обладают свойством обратимости и классифицируются по следующим типам: однозеркальные, многозеркальные и антенные решетки.

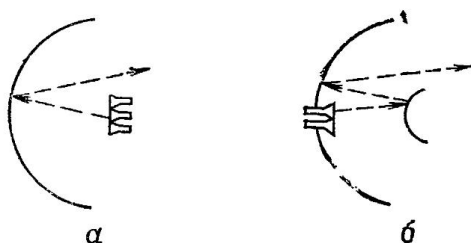
Однозеркальные антенны представляют собой конструкцию из зеркала (рефлектора) и облучателя (рис. 3.45,а). В качестве зеркала может быть использован параболический цилиндр, усеченный параболоид и т. д., в качестве облучателей — отдельные элементы или линейные решетки, состоящие из вибраторов, щелей и рупоров.

Управление положением диаграммы направленности (ДН) обеспечивается путем механического поворота всей антенны или в ограниченном секторе путем изменения положения облучателя.

Многозеркальные антенны состоят из большого (параболического) и малого (гиперболического) зеркал (рис. 3.45,б). Электромеханическое сканирование ДН при неподвижной антенне может осуществляться за счет поворота облучателей или малого зеркала, обеспечивая сканирование, в 2—2,5 раза превышающее углы поворота в однозеркальной антенне.

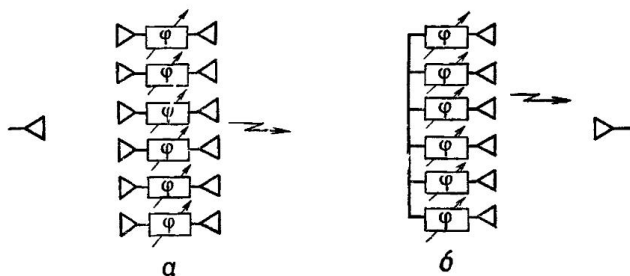
Фазированные антенные решетки (ФАР) — система излучателей (элементов), в которой перемещение

ДН в пространстве производится введением переменных фазовых сдвигов между сигналами, излучаемыми или принимаемыми отдельными элементами.



Р и с. 3.45. Однозеркальные (а) и многозеркальные (б) антенные устройства

Различают три основных типа ФАР: с пассивными, с активными элементами и матричного типа. ФАР с пассивными элементами может быть построена по схеме на «проход» (рис. 3.46,а) и на отражение (рис. 3.46,б). ФАР с ак-



Р и с. 3.46. Фазированные антенные решетки, построенные по схемам на «проход» (а) и на отражение (б)

тивными элементами включает в себя систему генераторов, фазовращателей и излучателей, управляемых с ЭВМ.

Основные соотношения в однозеркальных и многозеркальных антенных устройствах. При заданной длине волны λ и размерах антенн L могут быть определены:

Ширина диаграммы направленности θ в плоскостях азимута θ_β и угла места θ_ε , рад:

$$\theta_\beta = K \frac{\lambda}{L_\beta}, \quad \theta_\varepsilon = K \frac{\lambda}{L_\varepsilon}, \quad (3.73)$$

где L_β , L_ε — размеры антенны в плоскостях азимута и угла места;

K — коэффициент пропорциональности ($K \approx 0,88$).

Коэффициент усиления антенны G_0

$$\left. \begin{aligned} G_0 &= \frac{4\pi S_{\text{эф}}}{\lambda^2}; \\ S_{\text{эф}} &= K_{\text{п}} S_{\text{геом}}, \end{aligned} \right\} \quad (3.74)$$

где $S_{\text{эф}}$, $S_{\text{геом}}$, $K_{\text{п}}$ — эффективная, геометрическая площади и коэффициент использования площади антенны соответственно.

Для различных типов антенн $K_{\text{п}} = 0,5 \div 0,7$.

Связь коэффициента усиления с диаграммой направленности

$$G_0 = \frac{4\pi}{\theta_\beta \theta_\varepsilon} \approx K_{\text{п}} \frac{40\,000}{\theta_\beta^\circ \theta_\varepsilon^\circ} \approx \frac{25\,000}{\theta_\beta^\circ \theta_\varepsilon^\circ}, \quad (3.75)$$

где θ_β , θ_ε — ширина диаграммы направленности, рад;

θ_β° , θ_ε° — ширина диаграммы направленности, град;

$K_{\text{п}}$ — принят равным 0,6.

Основные соотношения в фазированных антенных решетках. При заданной ширине сектора сканирования в плоскостях азимута $\beta_{\text{ск}}$ и угла места $\varepsilon_{\text{ск}}$ можно установить основные зависимости в антенных решетках.

Расстояние между элементами решетки обычно выбирается равным половине длины волны: $d = \lambda/2$.

Общее число активных (пассивных) элементов в плоской решетке

$$N \approx \frac{\beta_{\text{ск}} \varepsilon_{\text{ск}}}{4\theta_\beta \theta_\varepsilon}. \quad (3.76)$$

Ширина диаграммы направленности в соответствующей плоскости

$$\theta = K \frac{\lambda}{L \cos \alpha} \quad (3.77)$$

где α — угол между нормалью к плоскости решетки и положением ДН в данный момент.

Если допустить возможность расширения ДН при отклонении от нормали к плоскости в два раза, то $1/\cos \alpha = 2$, т. е. $\alpha = \pm 60^\circ$.

Следовательно, сектор сканирования $\theta_{ск} = 2\alpha = 120^\circ$.

Для практических расчетов нормированную ДН антенны как функцию угла в соответствующей плоскости можно аппроксимировать соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} F^2(\varepsilon) &= e^{-\frac{2,78}{\theta_\varepsilon^2} \varepsilon^2} && \text{— по уровню половинной} \\ &&& \text{мощности;} \\ F(\varepsilon) &= e^{-\frac{1,39}{\theta_\varepsilon^2} \varepsilon^2} && \text{— по напряженности поля.} \end{aligned} \right\} \quad (3.78)$$

Индикаторные устройства (ИУ) — устройства, обеспечивающие наблюдение за воздушной обстановкой, обнаружение и измерение координат ЛА. Состав и тип ИУ определяются назначением РЛС.

Различают следующие типы индикаторов:

индикаторы кругового обзора (рис. 3.47, а, б);

секторные индикаторы азимут — дальность (рис. 3.48, а);

индикаторы дальность — скорость (рис. 3.48, в);

индикаторы измерения высоты $H-D$; $\varepsilon-D$ (рис. 3.48, б);

индикаторы полуавтоматического съема;

индикаторы с линейной и круговой разверткой

(рис. 3.49, а, б);

знаковые индикаторы.

Влияние индикаторов на дальность обнаружения определяется значением коэффициента q , получившего название для данного случая коэффициента различимости (формула 3.44).

Для нормальной работы на индикаторе необходимо обеспечить значение $q = 2 \div 3,5$. Линейный размер отметки от цели на индикаторе

$$l = \frac{D_{шк}}{L_p} d_{п}, \quad (3.79)$$

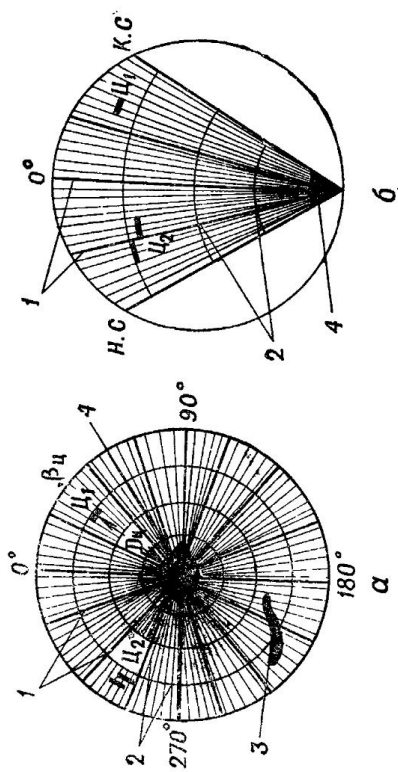
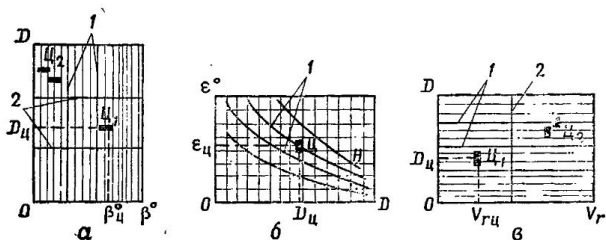


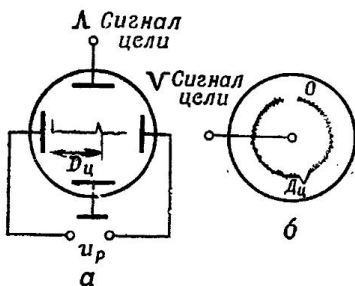
Рис. 3.47. Индикаторы кругового обзора:
 а — круговой режим; б — секторный режим (1, 2, 3, 4 — соответственно масштабные метки β , D и отметки от групповой цели и местных предметов)



Р и с. 3.48. Секторные индикаторы:

a — азимут — дальность (*1, 2* — соответственно масштабные метки β и D); *б* — угол места — дальность (*1* — линии равной высоты); *в* — дальность — скорость (*1, 2* — соответственно масштабные метки D и V)

где $D_{\text{шк}}$ — масштаб шкалы, выносимой на экран;
 L_p — линейный размер развертки;
 $d_{\text{ц}}$ — диаметр пятна на экране индикатора.



Р и с. 3.49. Индикаторы:

a — с линейной; *б* — с круговой разверткой

Разрешающая способность РЛС с учетом влияния индикаторов — способность обеспечить отдельное наблюдение и измерение координат двух близко расположенных целей.

Разрешающая способность по дальности

$$\delta D = \frac{c(\tau_{\text{и}} + \Delta\tau)}{2K_{\text{сж}}} + \frac{D_{\text{шк}}}{L_p} d_{\text{п}} \quad (3.80)$$

где c — скорость распространения ЭМ колебаний;
 $\tau_{и}$, $\Delta\tau$ — длительность и величина расширения отраженного сигнала;

$K_{сж}$ — коэффициент сжатия сигнала на выходе оптимального приемника (для импульсных сигналов без внутриимпульсной модуляции $K_{сж} = 1$).

Разрешающая способность по угловым координатам (азимуту и углу места):

$$\left. \begin{aligned} \delta\beta &= \theta_{\beta} + \frac{\beta_{шк}}{L_p} d_{п}; \\ \delta\varepsilon &= \theta_{\varepsilon} + \frac{\varepsilon_{шк}}{L_p} d_{п}, \end{aligned} \right\} \quad (3.81)$$

где $\beta_{шк}$, $\varepsilon_{шк}$ — величины сектора по азимуту и углу места, град;

L_p — линейный размер азимутальной (угломестной) развертки.

Разрешающая способность по высоте — минимальная измеряемая разность высот двух целей, находящихся на одинаковой дальности и под одним азимутом:

$$\delta H = \frac{\theta_{\varepsilon} D}{\cos \varepsilon} + \frac{\varepsilon_{шк}}{L_p} d_{п}. \quad (3.82)$$

где $\varepsilon_{шк}$, ε — величина сектора по углу места и текущее значение угла места α .

Разрешаемый объем РЛС — часть пространства в зоне обзора РЛС, ограниченная расстояниями, равными разрешающим способностям по D , β , ε , т. е.

$$\delta V = D^3 \delta D \delta \beta \delta \varepsilon. \quad (3.83)$$

Принцип измерения высоты цели. С учетом сферической Земли высота ЛА (цели) над ее поверхностью в зависимости от дальности D

$$H = D \sin \varepsilon + \frac{D^2}{2R_9}, \quad (3.84)$$

где ε — угол места цели;
 $R_9 \approx 8500$ — эффективный радиус Земли, км.

Второе слагаемое возрастает при увеличении дальности, поэтому для расчета высоты на индикаторах высота — дальность наносятся нелинейные графики, выражающие зависимость (3.84).

Зона обнаружения РЛС — область пространства, на границе которой цели с определенной ЭОП обнаруживаются с заданной вероятностью.

Граница зоны обнаружения определяется результирующей диаграммой направленности и пределом обзора (круговой или секторный).

Сечение зоны обнаружения в вертикальной плоскости без учета влияния Земли $D(\varepsilon) = DF(\varepsilon)$, где $F(\varepsilon)$ — диаграмма направленности антенны в плоскости ε .

При наличии влияния Земли антенна РЛС принимает сигналы, отраженные от цели s_1 и от поверхности земли s_2 . При этом

$$\left. \begin{aligned} s_1 &= s_0 F(\varepsilon - \varepsilon_0); \\ s_2 &= s_0 \rho F(\varepsilon + \varepsilon_0), \end{aligned} \right\}$$

где ρ — модуль коэффициента отражения;

$\varepsilon, \varepsilon_0$ — соответственно текущее значение угла места цели и угол наклона максимума ДН к горизонту.

По теореме косинусов суммарное значение этих двух сигналов, имеющих сдвиг фаз φ :

$$S = \sqrt{s_1^2 + s_2^2 + 2s_1s_2 \cos \varphi} = s_0 F_3,$$

где $F_3 = \sqrt{F^2(\varepsilon - \varepsilon_0) + \rho^2 F^2(\varepsilon + \varepsilon_0) + 2\rho F(\varepsilon - \varepsilon_0) F(\varepsilon + \varepsilon_0) \cos \varphi}$ — результирующая ДН приемной антенны в вертикальной плоскости с учетом влияния Земли.

При $\varepsilon_0 = 0$, что соответствует условию расположения максимума диаграммы направленности параллельно горизонтальной поверхности, при котором сказывается влияние Земли, получим

$$F_3 = F(\varepsilon) \sqrt{1 + \rho^2 + 2\rho \cos \varphi}. \quad (3.85)$$

В общем случае сдвиг фазы

$$\varphi = \varphi_x + \varphi_0,$$

где φ_x — сдвиг фазы за счет разности хода прямого (от цели) и отраженного от земли сигналов;

φ_0 — сдвиг фазы при отражении ЭМ колебаний от земли.

Для РЛС метрового диапазона с горизонтальной поляризацией при всех углах ϵ от 0 до 90° , $\rho \approx 1$, $\varphi_0 \approx \pi$ получим

$$F_3 = F(\epsilon) \cdot 2 \sin \frac{\varphi_x}{2}.$$

При заданной высоте антенны h сдвиг фазы

$$\varphi_x = \frac{2\pi}{\lambda} \cdot 2h \sin \epsilon.$$

Следовательно, $F_3 = F(\epsilon) \Phi(\epsilon)$,

где $\Phi(\epsilon) = 2 \sin \left(\frac{2\pi}{\lambda} h \sin \epsilon \right)$ называют множителем Земли.

Для малых углов ϵ полученное значение множителя Земли справедливо и для вертикальной поляризации.

Формула (3.85) позволяет рассчитать зоны обнаружения для условий ровной поверхности земли, а учет влияния неровной поверхности осуществляется с помощью специальной методики или облетом РЛС.

Распознавание целей — отнесение обнаруженной цели к определенному классу (типу) на основании анализа признаков, присущих данной цели.

В качестве признаков могут быть использованы размеры цели, конфигурация, характер отражающей поверхности, характеристики реактивного двигателя, закон движения, вид излучения бортовых систем и др.

Оценка перечисленных признаков производится путем анализа совокупности отраженных сигналов и законов движения ЛА.

Вероятность распознавания $P_{\text{расп}}$. Если необходимо решить задачу распознавания двух обнаруженных ЛА по K признакам, каждый из которых измеряется n раз, то вероятность распознавания

$$P_{\text{расп}} = \frac{1}{2} \left[1 + \Phi \left(\frac{m_2 - m_1}{2\sigma_1} \sqrt{nK} \right) \right], \quad (3.86)$$

где m_1, m_2 — математическое ожидание величины признака первой и второй целей;

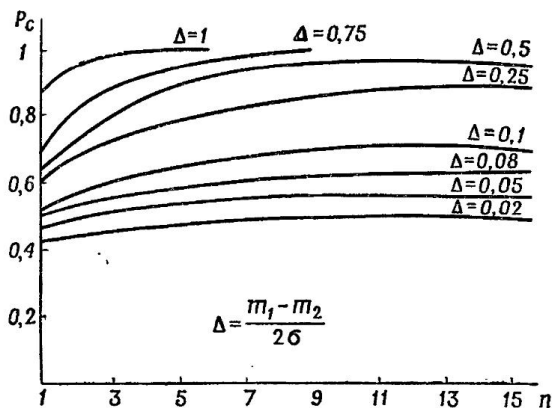
σ_1 — средняя квадратическая ошибка в оценке признака;

n — число измерений признака;

K — число признаков;

$\Phi(x)$ — интеграл вероятностей (см. рис. 3.28)

Зависимость вероятности распознавания от числа признаков показана на рис. 3.50. Существует оптимальное число конкретных признаков, обеспечивающее максимальное значение вероятности распознавания.



Р и с. 3.50. Зависимость вероятности распознавания объекта от числа признаков

3.2.5. ОБНАРУЖЕНИЕ ЦЕЛЕЙ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СРЕДСТВАМИ *

Оптико-электронные средства (ОЭС) — средства, использующие для получения и передачи информации оптический диапазон спектра ЭМ колебаний, а для преобразования информации — различные электронные устройства.

Основные типы ОЭС — телевизионные (ТВ), инфракрасные (ИК), оптико-визуальные (ОВ) и лазерные средства (ЛС).

В основу обнаружения целей с помощью ОЭС положены принципы активной для ЛС и пассивной локации для остальных типов ОЭС. Дальность действия активных и пассивных локационных ОЭС зависит от их технических данных, характеристик отраженных или излучающих свойств целей, условий распространения волн оптического диапазона.

* По материалам зарубежной печати.

Дальность действия активных ОЭС, м:

$$D_a = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{изл}} S_{\text{пр}} \sigma_{\text{ц}}}{\pi \theta_{\text{пер}}^2 P_{\text{ф}} q}} e^{-\frac{1}{2} \gamma l}, \quad (3.87)$$

где $P_{\text{изл}}$, $\theta_{\text{пер}}$ — излучаемая мощность (Вт) и ширина диаграммы направленности, рад;
 $S_{\text{пр}}$ — площадь приемной апертуры, м²;
 $\sigma_{\text{ц}}$ — эффективная отражающая поверхность цели, м²;
 $P_{\text{ф}}$ — мощность излучения фона, Вт;
 q — параметр обнаружения;
 γ — коэффициент ослабления излучения в атмосфере, Дб/км;
 l — путь, проходимый лучом в плотных слоях атмосферы, км.

Тепловое излучение ЛА в полете — в инфракрасном (ИК) диапазоне — происходит вследствие аэродинамического нагрева конструкции, работы реактивного двигателя и воздействия солнечной радиации.

Распределение интенсивности излучения $J_{\text{ч.т}}$ для абсолютно черного тела определяется по закону Планка, Вт/см²:

$$J_{\text{ч.т}} = \frac{c_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right)} - 1}, \quad (3.88)$$

где константы $c_1 = 3,74 \cdot 10^{-12}$ Вт·см², $c_2 = 1,4$ см·К; T — абсолютная температура нагретого тела, К.

Интенсивность излучения реальных тел

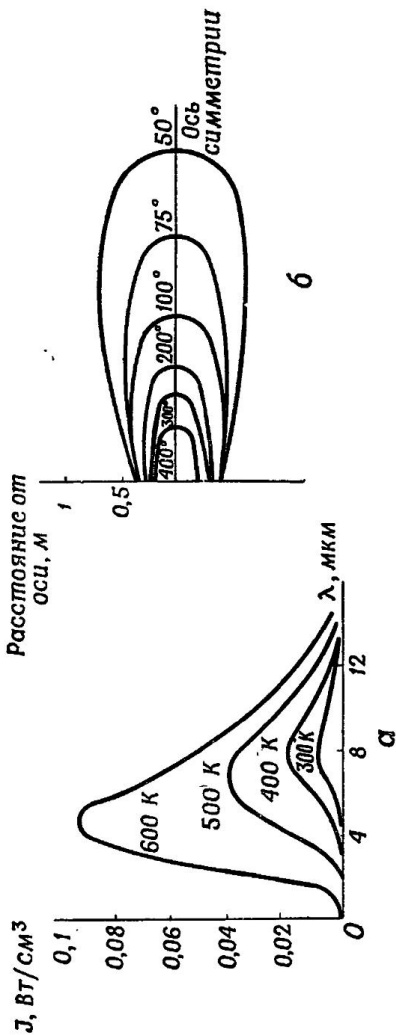
$$J = \epsilon J_{\text{ч.т}}, \quad (3.89)$$

где ϵ — спектральный коэффициент излучения ($\epsilon \approx 0,7$ для никельского сплава в области максимального излучения).

Зависимость J от длины волны показана на рис. 3.51, а.

Индикатриса излучения — геометрическое место точек в пространстве, характеризующее уровни излучения одинаковой интенсивности.

Вертикальное сечение индикатрисы теплового излучения ЛА с реактивным двигателем показано на рис. 3.51, б.



Р и с. 3.51. Интенсивность (а) и индикатрисы (б) теплового излучения тел

Дальность действия пассивных ИК систем

$$D_{\text{ИК}} = \sqrt{\frac{J_{\text{ч.т}} \epsilon S_{\text{ц}}}{\pi \theta_{\lambda} \omega_{\text{пр}} q}} e^{-\frac{1}{2} \tau l} \quad (3.90)$$

где $S_{\text{ц}}$ — площадь проекции цели;

θ_{λ} — спектральная плотность излучения фона,

Вт/м²·Å ср;

$\omega_{\text{пр}}$ — угол поля зрения приемника, ср;

$J_{\text{ч.т.}}$, ϵ , q определены в формулах (3.88), (3.89), (3.44).

Дальность действия телевизионных систем

$$D_{\text{ТВ}} = \sqrt{\frac{B_{\lambda} S_{\text{ц}} r_{\text{ц}} S_{\text{пр}} \Delta \lambda}{\pi P_{\text{ф}} q}} e^{-\frac{1}{2} \tau l} \quad (3.91)$$

где B_{λ} — спектральная плотность излучения поверхности цели $S_{\text{ц}}$ вследствие освещения ее Солнцем,

Вт/м²·Å ср;

$r_{\text{ц}}$ — коэффициент отражения цели;

$P_{\text{ф}}$ — мощность излучения фона, Вт.

Приведенные в формулах (3.87) — (3.90) величины имеют значения:

$$P_{\text{ф}} \approx 10^{-17} \text{ Вт}, \quad Q_{\lambda} = 3 \cdot 10^{-2} \text{ Вт}/(\text{см}^2 \cdot \text{мкм} \cdot \text{ср}) -$$

для дневного неба;

$$Q_{\lambda} = 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{см}^2 \cdot \text{мкм} \cdot \text{ср}) -$$

для ночного неба;

$$q = 2 \div 3; \quad B_{\lambda} = 10^{-2} \text{ Вт}/(\text{см}^2 \cdot \text{мкм} \cdot \text{ср}); \quad r_{\text{ц}} = 0,2 \div 0,8.$$

Разрешающая способность по дальности. Разрешающей способностью по дальности обладают только активные ОЭС, работающие в импульсном режиме.

Значение разрешающей способности по дальности так же, как и в радиолокации, определяется величиной длительности сигнала $\tau_{\text{с}}$, который учитывается при оценке

$$P_{\text{ф}} = n_{\text{ср}} \hbar \nu \tau_{\text{с}},$$

где $n_{\text{ср}}$ — среднее число фотонов в сигнале;

\hbar — постоянная Планка;

ν — частота излучения.

Разрешающая способность по угловым координатам $\delta\theta$:

$$\left. \begin{array}{l} \text{для активных систем } \delta\theta_a = \theta_{\text{пер}}; \\ \text{для пассивных ИК систем } \delta\theta_{\text{п}} = \omega_{\text{пр}}; \\ \text{для ТВ систем } \delta\theta_{\text{ТВ}} = \frac{\Omega}{b} d_{\text{п}}, \end{array} \right\}$$

где Ω — угол поля зрения передающей трубки;
 b — ширина мишени передающей трубки;
 $d_{\text{п}}$ — диаметр развертывающего луча (пятна);
 $\theta_{\text{пер}}$ — угол расходимости луча генератора.

3.3. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ И ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ СВН

3.3.1. УСТРОЙСТВА ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ

Определение дальности и угловых координат объектов основано на прямолинейности распространения радиоволн и постоянстве их скорости. Дальность до цели может быть измерена радиолокационными и оптическими средствами. Для этого определяется время прохождения сигнала от источника излучения до цели и обратно:

$$D_{\text{ц}} = \frac{ct_{\text{з.ц}}}{2}, \quad (3.92)$$

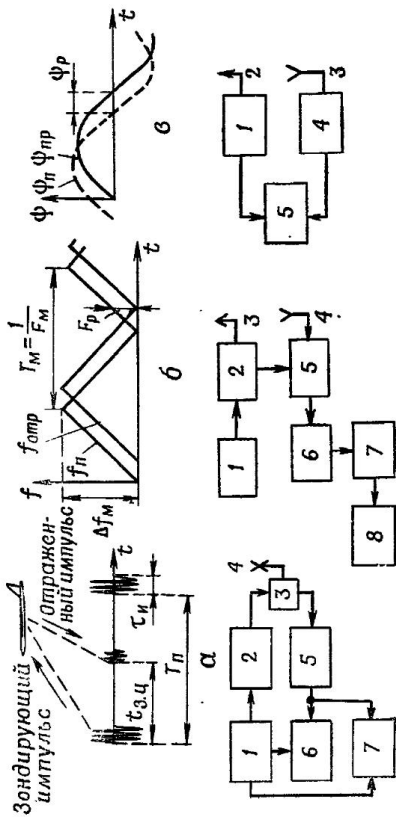
где c — скорость распространения электромагнитной энергии;

$t_{\text{з.ц}}$ — время прохождения сигнала до цели и обратно (время запаздывания сигнала).

Время $t_{\text{з.ц}}$ может быть измерено по запаздыванию отраженного от цели импульса, по величине изменения частоты передатчика, по величине изменения фазы радиолокационного сигнала. В связи с этим различают три метода измерения дальности.

Измерение дальности радиолокационными средствами

Импульсный метод — метод, при котором радиолокатор излучает в направлении цели высокочастотный импульс малой длительности. Моменты излучения и приема импульса фиксируются на временной развертке индикатора (рис. 3.52,а). За время прохождения импульса к цели и обратно луч электронно-лучевой трубки вычерчивает на эк-



Р и с. 3.52. Методы измерения дальности:
 а — импульсный; б — частотный; в — фазовый

ране линию, длина которой пропорциональна дальности цели, которую можно отсчитать по механической или электронной шкале индикатора.

При импульсном методе разрешающая способность РЛС по дальности

$$\Delta D = \frac{c\tau_{\text{и}}}{2} + M_D d_{\text{п}}, \quad (3.93)$$

где $\tau_{\text{и}}$ — длительность импульса передатчика;

M_D — масштаб развертки дальности индикатора;

$d_{\text{п}}$ — диаметр электронного пятна ЭЛТ.

Диапазон однозначного определения дальности $D_{\text{п max}} = cT_{\text{п}}/2$, где $T_{\text{п}}$ — период повторения импульсов передатчика.

Минимальная дальность цели, измеряемая импульсной РЛС:

$$D_{\text{п min}} = \frac{c(\tau_{\text{и}} + t_{\text{в}})}{2},$$

где $t_{\text{в}}$ — время восстановления чувствительности приемника.

Достоинства метода: возможность измерения дальности и разрешения многих целей, сравнительная простота, недостаток — невозможность измерения малых дальностей, большая импульсная мощность излучения.

Частотный метод — метод, при котором время запаздывания отраженного от цели сигнала измеряется величиной изменения частоты передатчика. Передатчик излучает электромагнитную энергию с линейно-изменяющейся частотой высокочастотных колебаний (рис. 3.52,б). За время прохождения радиоволн к цели и назад к приемнику частота передатчика изменится на величину

$$\Delta f_{\text{п}} = \eta_{\text{п}} \frac{2D_{\text{ц}}}{c}, \quad (3.94)$$

где $\eta_{\text{п}}$ — скорость изменения частоты излучаемых колебаний.

Принятые сигналы от цели и высокочастотные колебания передатчика поступают на смеситель приемника, где выделяется разностная частота

$$F_{\text{р}} = f_{\text{п}} - f_{\text{отр}} = \frac{4\Delta F_{\text{м}} D_{\text{ц}}}{cT_{\text{м}}}, \quad (3.95)$$

где ΔF_M — девиация частоты излучаемых колебаний;
 T_M — период повторения модулирующей частоты передатчика.

Дальность цели

$$D_{ц} = \frac{c F_p T_M}{4 \Delta F_M}. \quad (3.96)$$

Разрешающая способность по дальности

$$\Delta D \geq \frac{\Delta F_{\phi} T_M}{4 \Delta F_M}. \quad (3.97)$$

где ΔF_{ϕ} — ширина полосы пропускания фильтра приемника.

Диапазон однозначного измерения дальности

$$D_{ц \max} \leq \frac{1}{8} c T_M. \quad (3.98)$$

Минимальная дальность, определяемая РЛС:

$$D_{ц \min} \geq \frac{1}{4} \frac{c}{\Delta F_M}. \quad (3.99)$$

Достоинства метода — возможность измерения малых дальностей, малая мощность излучения; недостаток — сложность одновременного измерения дальности многих целей.

Фазовый метод — метод, при котором время запаздывания сигнала цели определяется величиной изменения фазы модулирующих колебаний, используемых для модуляции излучаемых передатчиком сигналов (рис. 3.52, в). За время запаздывания сигнала фаза этих колебаний изменится на величину

$$\Delta \psi = 2\pi F_M t_{з.ц}, \quad (3.100)$$

где F_M — частота модуляции высокочастотных колебаний.

Дальность до цели

$$D_{ц} = \frac{c}{4\pi F_M} \Delta \psi. \quad (3.101)$$

Диапазон однозначного измерения дальности

$$D_{ц \max} = \frac{1}{4} \frac{c}{F_M}. \quad (3.102)$$

Достоинства метода — высокая точность измерения дальности, недостаток — неоднозначность измерения, отсутствие разрешающей способности.

Структура устройств измерения дальности цели зависит от принятого метода измерения. Они могут быть аналоговыми и цифровыми.

Устройство измерения дальности при импульсном методе измерения (импульсный дальномер) включает в себя (рис. 3.52,а) синхронизатор 1, передатчик 2, переключатель приема-передачи 3, приемопередающую антенну 4, приемник 5, индикатор 6, систему измерения дальности 7.

Высокочастотные импульсы передатчика через переключатель приема-передачи поступают в антенну и излучаются в направлении цели. Отраженные сигналы улавливаются антенной и поступают в приемник. После усиления и преобразования в видеоимпульсы они поступают на индикаторы и в систему автоматического сопровождения.

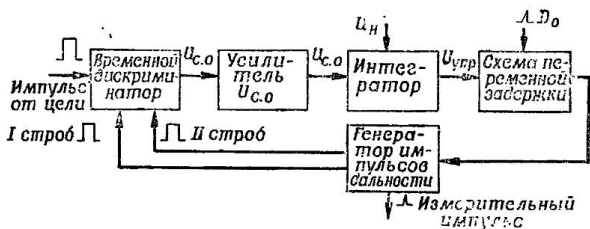


Рис. 3.53. Функциональная схема системы автоматического сопровождения цели по дальности

Система автоматического сопровождения цели по дальности аналогового типа при импульсном методе включает в себя временной дискриминатор, усилитель напряжения сигнала ошибки, интегратор, схему переменной задержки, генератор импульсов дальности (рис. 3.53).

Видеоимпульсы цели от приемника РЛС подаются на временной дискриминатор (ВД), куда поступают стробы сопровождения.

Временной дискриминатор является измерительным элементом и чаще выполняется по схеме совпадений. В результате сравнения временного положения импульса цели и стробов сопровождения ВД вырабатывает напряжение сигнала ошибки $u_{c.o} = K\Delta t$ (K — коэффициент пропорциональности, Δt — временное рассогласование между энергетическим центром импульса цели и серединой стробов сопровождения). Полярность напряжения соответствует знаку

временного рассогласования. Графическая зависимость $u_{c.о} = f(\Delta t)$ называется дискриминационной характеристикой (характеристикой дискриминатора). Крутизна дискриминационной характеристики

$S_d = \left. \frac{du_{c.о}}{dt} \right|_{\Delta t=0}$ обуславливает точность измерения дальности. С увеличением крутизны точность возрастает.

Усилитель напряжения сигнала ошибки является линейным элементом и служит для усиления $u_{c.о}$ до уровня, обеспечивающего устойчивую работу интегратора.

Интегратор выполняет роль исполнительного элемента. Он преобразует напряжение $u_{c.о}$ в управляющее напряжение $u_{упр}$, используемое для управления временным положением стробов сопровождения. Наличие интегрирующего элемента в схеме придает ей свойства астатизма.

Устройство измерения дальности цели при частотном методе (частотный дальномер) имеет (рис. 3.52,б) модулятор 1, частотно-модулируемый генератор 2, передающую и приемную антенны 3, 4, смеситель 5, усилитель низких частот 6, частотомер 7, индикатор 8. Смеситель, усилитель НЧ и частотомер составляют приемник дальномера.

Модулятор вырабатывает модулирующее напряжение, под действием которого по заданному закону (линейному или синусоидальному) изменяется частота высокочастотных колебаний генератора.

Высокочастотные сигналы от передатчика подаются в антенну и излучаются в направлении цели. Отраженные сигналы через приемную антенну поступают в смеситель, куда подается небольшая часть мощности высокочастотных колебаний передатчика. В результате смещения колебаний частот $f_{п}$ и $f_{отр}$ выделяются колебания разностной частоты, которые проходят усилитель и подаются в частотомер. Для измерения частоты F_p могут применяться анализаторы спектра, представляющие собой набор фильтров, настроенных на заданные значения частот. Отсчет дальности цели может производиться по стрелочному прибору или цифровому индикатору.

Устройство измерения дальности цели при фазовом методе имеет (рис. 3.52,в) передатчик 1, передающую и приемную антенны 2, 3, приемник 4, измеритель разности фаз 5.

Высокочастотные сигналы передатчика излучаются передающей антенной. Отраженные от цели сигналы принимаются приемной антенной и далее поступают в приемник. После усиления принятые сигналы подаются в измеритель фаз, куда одновременно подаются высокочастотные колеба-

ния от передатчика. В результате сравнения фаз этих колебаний вырабатывается напряжение, пропорциональное дальности цели.

Цифровые устройства измерения дальности выполняют по схеме преобразователей типа «время — цифра», позволяя получать значения дальности в цифровом коде. В устройстве (рис. 3.54) сигналы, отраженные от цели, после приемника поступают в устройство обнаружения и далее на триггер. Сюда же подается стартовый импульс, совпадающий по времени с моментом излучения зондирующего импульса передатчика. Триггер вырабатывает прямоугольный импульс, длительность которого равна времени прохож-

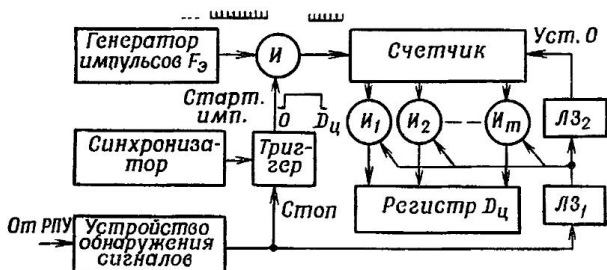


Рис. 3.54. Схема цифрового устройства измерения дальности цели

дения зондирующего импульса к цели и обратно. Этот импульс подается на вентиль **И**, на который поступают импульсы эталонной частоты повторения от генератора импульсов.

Под воздействием импульса дальности и импульсов частоты $F_{э}$ вентиль открывается, через него проходит определенное количество импульсов эталонной частоты. Их число будет равно $N_{э} = t_{з.ц} F_{э} = \frac{2D_{ц}}{c} F_{э}$.

Для подсчета этих импульсов установлен i -разрядный триггер — счетчик, на выходе которого выдается число в двоичном коде. Считывание числа осуществляется потенциально-импульсной схемой вывода на вентилях **И₁**, **И₂**, ..., **И_п** в специальный регистр дальности. Момент считывания определяется импульсами, поступающими на вентили от линии задержки **ЛЗ₁**.

Дальность цели

$$D_{ц} = N_{э} \Delta D = N_{э} \frac{cT_{э}}{2}, \quad (3.103)$$

где $T_{э} = 1/F_{э}$ — период следования импульсов эталонной частоты повторения.

Дальность измеряется дискретно с точностью до одного периода повторения импульсов эталонной частоты. Для повышения точности применяют двухшкальные методы отсчета.

При переменной частоте повторения зондирующих импульсов РЛС могут находить применение устройства из-

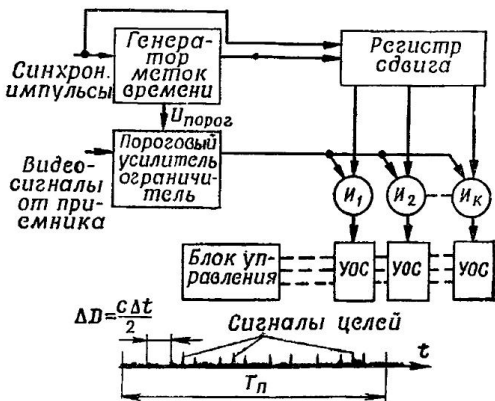


Рис. 3.55. Схема устройства измерения дальности цели при стробировании участков дальности

мерения дальности со стробированием участков дальности (рис. 3.55). В таких устройствах выходные сигналы и шумы после приемника подаются на пороговый усилитель — ограничитель и далее на вентили I_1, I_2, \dots, I_k .

Для стробирования участков дальности формируются импульсы меток времени, которые от соответствующего генератора поступают на регистр сдвига, где вырабатываются импульсы, следующие с частотой дискретизации дальности. Количество разрядов в регистре равно количеству элементарных участков дальности ΔD , укладываемых на $D_{ц \max}$.

Импульсы, выдаваемые каждым разрядом регистра сдвига, поступают на соответствующие элементы схемы совпадения I_1, I_2 и т. д. Сюда же подается выходное напряжение порогового усилителя-ограничителя, содержащее шумы приемника и сигналы целей. При воздействии на элемент I_i импульса i -го разряда регистра и выходного напряжения приемника элемент открывается, пропуская в i -е устройство обнаружения сигналов (УОС) напряжение с выхода приемника, соответствующее данному моменту времени.

Устройства обнаружения сигналов запоминают полученную информацию от приемника за несколько (например, l) периодов повторения $T_{\text{п}}$. С поступлением смеси сигнал — шум УОС выполняет операцию обнаружения сигнала цели за все l периодов. Если в m периодах в смеси присутствует сигнал цели (при этом $m < l$ на целое число периодов $T_{\text{п}}$), то УОС выдает импульс цели. При обнаружении сигнала цели в числе периодов, меньшем m , сигнал цели соответствующим УОС не выдается, сигнал цели УОС выдает при условии не менее m наблюдений сигнала из l выборочных значений.

Каждый сигнал УОС имеет свой номер, соответствующий определенному интервалу на шкале дальности цели. Это дает возможность по выданному сигналу цели УОС определить дальность

$$D_{\text{ц}} = N_l \Delta D, \quad (3.104)$$

где l — номер УОС;

ΔD — стробируемый $l - m$ каналом участок дальности.

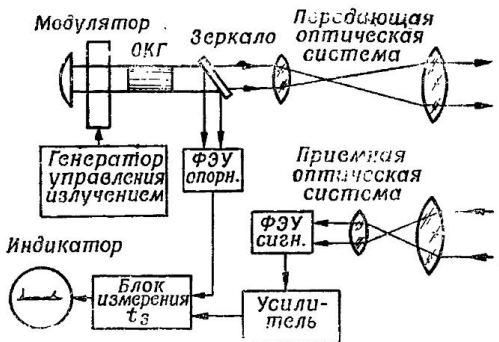
Сигналы с выходов УОС могут быть использованы для измерения других координат цели. Для уменьшения времени обзора максимальной дальности могут находить применение схемы последовательного и параллельно-последовательного поиска.

Измерение дальности оптическими средствами

Измерение дальности цели в оптическом диапазоне волн осуществляется оптическими дальномерами. Дальность определяется по времени запаздывания отраженного от цели сигнала, излученного генератором дальномера. Для этого излучаемые колебания генератора модулируются по амплитуде и фазе. В соответствии с этим различают три метода измерения дальности: импульсный, фазовый и фазово-импульсный.

При импульсном методе цель облучается импульсами малой длительности. Передатчик содержит опти-

ческий квантовый генератор (ОКГ), модулятор, генератор управления излучением (рис. 3.56). В определенные моменты времени ОКГ генерирует кратковременные импульсы, которые поступают на полупрозрачное зеркало. Основная часть энергии импульса проходит через зеркало в передающую оптическую систему и направляется к цели. Малая часть энергии импульса ответвляется в опорный фотоэлектронный усилитель (ФЭУ) и далее подается в блок измерения времени запаздывания, фиксируя момент излучения зондирующего импульса.



Р и с. 3.56. Структурная схема импульсного лазерного дальномера

Отраженный от цели сигнал проходит приемную оптическую систему и поступает в сигнальный ФЭУ и далее в усилитель сигналов. После усиления принятый сигнал подается в блок измерения времени запаздывания, фиксируя момент своего поступления. Прямой и отраженный сигналы могут быть поданы на электронно-лучевой индикатор, на котором установлена шкала отсчета дальности.

При фазовом методе ОКГ генерирует непрерывный сигнал, промодулированный по амплитуде по синусоидальному закону. Пройдя через полупрозрачное зеркало, прямой сигнал поступает в оптическую систему и направляется к цели. Отраженный сигнал проходит оптическую систему и поступает в ФЭУ, куда подается часть энергии прямого сигнала.

После прохождения усилителя прямой и отраженный сигналы подаются в блок измерения разности фаз $\Delta\varphi$ мо-

дулирующих колебаний, что позволяет измерить дальность цели. Кроме того, в этом блоке может быть измерена и скорость изменения $\Delta\psi$, тем самым имеется возможность измерить и скорость цели. С выхода блока измерения $\Delta\psi$ и $\Delta\dot{\psi}$ соответствующие сигналы подаются на индикатор дальности и индикатор скорости цели.

В иностранной печати указывается, что точность измерения дальности при рассматриваемом методе может составлять несколько сантиметров.

При фазово-импульсном методе излучаемые дальномером колебания модулируются по амплитуде и фазе, что позволяет измерять дальность и скорость цели:

$$D_{ц} = a\Delta\psi, \quad (3.105)$$

где a — коэффициент пропорциональности.

3.3.2. УСТРОЙСТВА СОПРОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ПО НАПРАВЛЕНИЮ

Возможность сопровождения объектов по направлению базируется на использовании свойства радиоволн распространяться прямолинейно. При этом имеется возможность измерения угловых координат цели: угла места и азимута.

Различают следующие методы определения угловых координат (рис. 3.57): максимума, минимума, равносигнальных зон (метод интегральной и метод мгновенной равносигнальной зон).

Метод максимума — метод, при котором направление на цель определяется по направлению луча антенны, соответствующего моменту приема максимального сигнала цели (рис. 3.57,а).

Метод минимума — метод, при котором направление на цель определяется по минимуму сигнала, принимаемого антенной, формирующей два луча (рис. 3.57,б). Максимумы лучей рассовмещены относительно друг друга на некоторый угол.

Достоинства метода — высокая точность определения направления на цель, недостаток — малая дальность сопровождения цели. Находит применение в радионавигационных системах при пеленге мощных источников излучения.

Методы равносигнальных зон — направление на цель определяется по равенству амплитуд (фаз) отраженных от цели сигналов, принимаемых антенной, формирующей два

(четыре) перекрывающихся луча. Различают методы с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигналов и фазовый метод.

Методы с амплитудной обработкой сигналов могут быть с интегральной и мгновенной равносигнальной зонами.

Метод интегральной равносигнальной зоны — метод, при котором равносигнальная зона создается путем переключения или вращения (развертки) луча антенны (рис. 3.57, в). В устройствах с переключением луча сигналы цели принимаются антенной при положениях I и II луча. Если цель не находится на равносигнальном направлении, то сигналы будут иметь разные амплитуды.

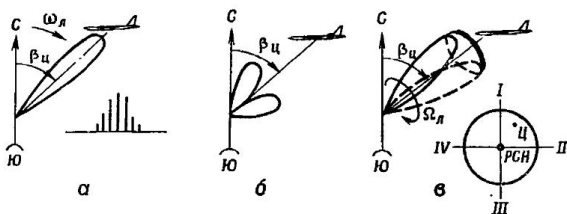


Рис. 3.57. Методы определения угловых координат цели: а — максимума; б — минимума; в — равносигнальной интегральной зоны (при конической развертке луча)

Оператор или система сопровождения поворачивают антенны так, чтобы амплитуды сигналов u_1 и u_2 были равны. Время переключения лучей должно быть таким, при котором цель не выходит из лучей антенны.

Метод мгновенных равносигнальных зон с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигналов. При этом методе направление на цель определяется по равенству сигналов, принимаемых антенной, формирующей четыре перекрывающихся луча (рис. 3.58, а). Сравнение амплитуд сигналов производится в один и тот же момент времени, в связи с чем метод получил название мгновенных РСЗ. В случае отклонения цели от РСН на угол $\Delta\theta$ возникает разность амплитуд применяемых сигналов:

$$\Delta u = u_1 - u_2 = 2U_0 R(\psi_0) K_M \Delta\theta \sin \omega_0 t, \quad (3.106)$$

где U_0 — амплитуда сигнала при нахождении цели на РСН; $R(\psi_0)$ — коэффициент усиления антенны;

K_M — крутизна пеленгационной характеристики антенны;

ω_0 — циклическая частота сигнала.

Напряжение Δu используется в системе управления положением антенн. Под действием управляющего напряжения антенны поворачиваются в направлении уменьшения величины Δu , в результате чего цель оказывается на РСН.

Суммарный сигнал $u_2 = u_1 + u_2$ не несет информации об отклонении цели от РСН и используется в устройствах для измерения дальности и скорости цели.

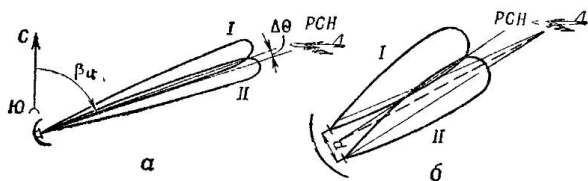


Рис. 3.58. Методы мгновенных равносигнальных зон:

а — с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигналов;
б — с фазовой обработкой сигналов

Достоинства метода — высокая точность сопровождения цели, малые значения флуктуационных ошибок измерения угловых координат; недостатки — отсутствие информации о целях, находящихся за пределами узких лучей антенны, сложность устройства «сумма — разность». Метод применяется в РЛС автоматического сопровождения целей.

Метод мгновенных равносигнальных зон с фазовой обработкой сигналов — метод, при котором направление на цель определяется по равенству фаз сигналов, принимаемых двумя антеннами, размещенными на некоторой базе d (рис. 3.58, б). При отклонении цели от РСН разность фаз сигналов u_1, u_2 :

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi d}{\lambda} \sin \Delta\theta \approx \frac{2\pi d}{\lambda} \Delta\theta; \quad (3.107)$$

где λ — рабочая длина волны РЛС.

Для измерения разности фаз применяются волноводные кольцевые мосты, фазовые детекторы и др. Напряжение, пропорциональное величине $\Delta\varphi$, используется для управ-

ления положением антенн при автоматическом сопровождении цели по направлению.

Достоинства метода — высокая точность измерения; недостатки — неоднозначность определения величины $\Delta\theta$, зависимость точности измерения от состояния волноводного тракта РЛС.

Устройства автоматического сопровождения целей по направлению. Схема построения таких устройств зависит от принятого метода определения угловых координат.

При методе максимума и линейном перемещении луча антенны устройства АС цели представляет собой аналоговую или цифровую следящую систему. Аналоговая система

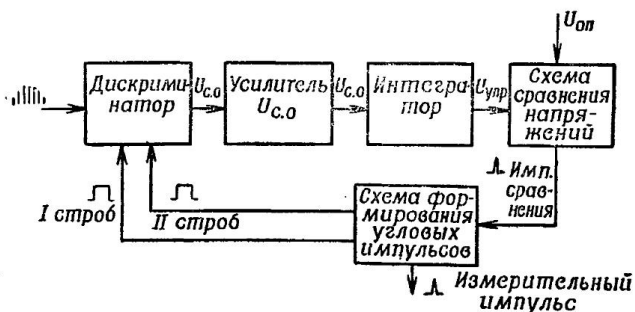


Рис. 3.59. Функциональная схема системы сопровождения цели при линейном перемещении луча антенны

имеет в своем составе дискриминатор, усилитель сигнала ошибки, интегрирующий элемент, схему сравнения, схему формирования угловых импульсов (рис. 3.59).

Луч антенны, перемещающийся в некотором секторе по углу места (азимуту), формирует пакеты (пачки) импульсов, отраженных от цели. Максимум пачки соответствует моменту совпадения максимума луча антенны с направлением на цель. После прохождения приемника и детектирования импульсы пачки подаются на дискриминатор, куда поступают стробы сопровождения.

В дискриминаторе происходит сравнение временного положения энергетического центра пачки импульсов с серединой стробов сопровождения. В результате вырабатывается напряжение сигнала ошибки $u_{с.о}$, величина и знак

которого соответствуют величине и знаку временного рас-
согласования Δt между энергетическим центром пачки и
серединой стробов сопровождения:

$$u_{c.o} = K_{\varphi} \Delta t, \quad (3.108)$$

где K_{φ} — коэффициент пропорциональности.

Напряжение сигнала ошибки после дискриминатора по-
дается на интегрирующий элемент, преобразующий это на-
пряжение в управляющее $u_{упр}$.

Сопровождение цели по направлению в одной из плос-
костей осуществляется непрерывным совмещением стробов
с пачкой импульсов цели. Скорость перемещения стробов
в системе с одним интегратором пропорциональна напря-
жению $u_{c.o}$. Таким образом, ошибка слежения увеличи-
вается при увеличении скорости изменения угловых коор-
динат цели, что является недостатком рассматриваемого
устройства.

При методе мгновенной равносигналь-
ной зоны с амплитудной суммарно-раз-
ностной обработкой сигналов устройство со-
провождения содержит систему слежения цели в верти-
кальной и систему слежения в горизонтальной плоскостях.
В соответствии с этим антенна формирует четыре луча,
максимумы которых смещены относительно РСН на неко-
торый угол.

Приятые антенной сигналы поступают на устройство
«сумма — разность», в качестве которого может служить
двойной волноводный тройник (рис. 3.60). С выхода «Е»
плеча снимается разностный сигнал, с выхода «Н» плеча-
суммарный.

Напряжения разностного и суммарного сигналов пода-
ются в приемник, где происходит их усиление и преобро-
зование в сигналы промежуточной частоты. После прием-
ника напряжение разностного сигнала используется в схе-
ме управления положением антенны, напряжение суммар-
ного сигнала может служить для измерения дальности це-
ли. Текущие значения угловых координат цели считываются
датчиками, установленными на осях вращения антенн
в соответствующих плоскостях.

Аналогичным вышерассмотренному является устройство
сопровождения при фазовом методе. Его отличие
в принципе получения разностного сигнала, пропорциональ-
ного разности фаз сигналов, принимаемых антеннами.

Измерение угловых координат в РЛС с
фазированными антенными решетками про-
изводится путем определения углового положения луча ан-

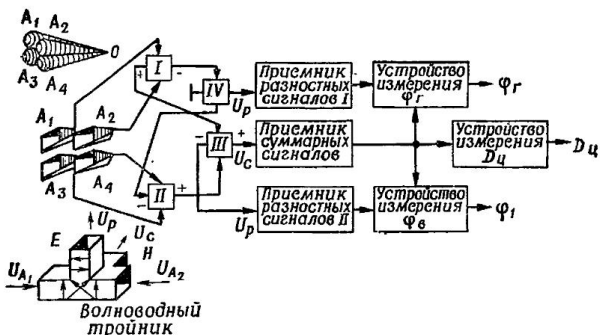


Рис. 3.60. Функциональная схема устройства сопровождения цели при методе мгновенных равносигнальных зон с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигналов

тенны в момент получения сигнала, отраженного от цели (рис. 3.61):

$$\left. \begin{aligned} \epsilon_{ц} &= \epsilon_a + \epsilon_{л}; \\ \beta_{ц} &= \beta_a + \beta_{л}. \end{aligned} \right\} \quad (3.109)$$

где ϵ_a, β_a — угол места и азимут электрической оси ox антенны;

$\epsilon_{л}, \beta_{л}$ — угол места и азимут луча антенны относительно оси антенны.

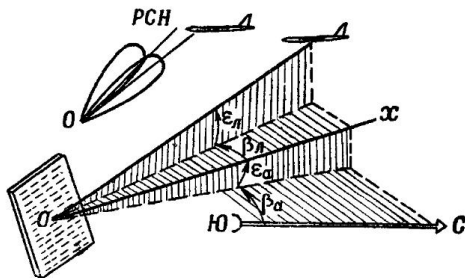


Рис. 3.61. Определение угловых координат цели в РЛС с ФАР

Текущие значения ϵ_a , β_a выдаются датчиками углов поворота антенны, а ϵ_d и β_d вычисляются через фазовые отношения, вносимые фазовращателями ФАР. Так как их величины пропорциональны токам управления фазовращателей, то фазовые отношения рассчитываются по их величинам, представляемым в цифровом виде. Для определения угловых координат используют цифровые вычислительные устройства.

Определение направления на цель осуществляется методом мгновенных равносигнальных зон. Время определения координат одной цели составляет доли секунды, поэтому можно с помощью одной РЛС определять координаты большого количества целей при достаточно малом периоде обновления информации.

Измерение угловых координат с использованием оптических устройств (телевизионно-оптических визиров) производится путем автоматического или ручного сопровождения цели, наблюдаемой через оптический визир или на экране индикатора ТОВ. Угловые координаты отсчитываются датчиками, установленными на осях вращения визира. Их значения могут выдаваться в аналоговой или цифровой форме.

3.3.3. УСТРОЙСТВА СОПРОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ПО СКОРОСТИ

Отражаемые (излучаемые) движущимися объектами высокочастотные сигналы получают приращение доплеровской частоты F_d , величина которой пропорциональна радиальной составляющей V_r скорости их движения:

$$F_d = \frac{2V_r}{\lambda}, \quad (3.110)$$

где λ — длина волны РЛС.

Откуда

$$V_r = \frac{F_d \lambda}{2}. \quad (3.111)$$

Измерение радиальной составляющей скорости цели сводится к измерению доплеровского приращения частоты принимаемых сигналов. Для этого могут применяться аналоговые и цифровые устройства измерения.

Устройство измерения скорости аналогового типа имеет систему доплеровских фильтров, коммутатор, генератор напряжения развертки скорости,

индикатор (рис. 3.62). Сигналы цели поступают от антенны в приемник и после преобразования подаются в резонансные фильтры, каждый из которых настроен на определенное значение доплеровской частоты. В результате сигнал, имеющий частоту $F_{Д1}$, проходит через фильтр Φ_1 , сигнал частоты $F_{Д2}$ — через фильтр Φ_2 и т. д. При известных номерах фильтров и их резонансных частотах можно определить скорость V_r цели как

$$V_{rц} = N_{\Phi} \frac{F_{Д} \lambda}{2}, \quad (3.112)$$

где N_{Φ} — номер фильтра.

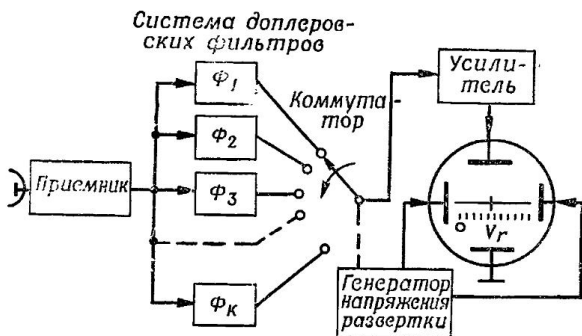


Рис. 3.62. Схема устройства измерения скорости цели

Устройства автоматического сопровождения цели по скорости основаны на принципе слежения за доплеровской частотой сигналов. Сигналы цели после прохождения приемника подаются на смеситель, куда поступает напряжение частоты переменного тока $F_{Д.пр}$ ($F_{Д.пр}$ — приборная доплеровская частота). В результате смешения колебаний $F_{Д.ц}$ и $F_{Д.пр}$ выделяется сигнал разностной частоты

$$\Delta F_{Д} = F_{Д.ц} - F_{Д.пр}. \quad (3.113)$$

Напряжение частоты $\Delta F_{Д}$ подается в блок формирования напряжения сигнала, который вырабатывает $u_{с.о} = K_{Д} \Delta F_{Д}$. Напряжение $u_{с.о}$ далее преобразуется в уп-

равляющее, которое используется для управления частотой генератора $F_{д. пр}$. В результате частота этого генератора изменяется в сторону уменьшения разностной частоты. Таким образом, в процессе слежения выполняется условие равенства частот $F_{д. пр} = F_{д}$. Скорость $V_{г. д}$ отсчитывается по цифровому или стрелочному индикатору, на который поступает напряжение, пропорциональное текущему значению приборной доплеровской частоты.

Полученные значения скорости $V_{г. д}$ могут использоваться для решения задач наведения ракет и истребителей на воздушные цели.

3.4 ОСНОВЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗЕНИТНЫМИ И АВИАЦИОННЫМИ РАКЕТАМИ

3.4.1. СВЕДЕНИЯ ИЗ АЭРОДИНАМИКИ

Аэродинамика («аэр» — воздух, «динамис» — сила) — наука, занимающаяся изучением законов движения тел в атмосфере. Большие заслуги в развитии аэродинамики принадлежат выдающимся отечественным ученым Н. Е. Жуковскому, И. В. Мещерскому, К. Э. Циолковскому.

Полет авиационных и зенитных управляемых ракет происходит в атмосфере Земли (в воздухе), которая представляет собой смесь газов, характеризующихся своими закономерностями.

Газовые законы

Закон Бойля-Мариотта. При неизменной температуре и массе газа произведение численных значений давления и объема есть величина постоянная:

$$PV = \text{const.} \quad (3.114)$$

Следовательно, при уменьшении давления газа в определенное число раз во столько же раз увеличивается его объем.

Закон Гей-Люссака. При постоянном давлении объем данной массы газа прямо пропорционален его абсолютной температуре:

$$V = \alpha V_0 T_0 = V_0 \frac{1}{T_0}, \quad (3.115)$$

где V — объем газа при температуре $T_0 = 273,15 \text{ К}$, $\alpha = 1/T_0$ — коэффициент объемного расширения.

Данный закон утверждает, что отношение некоторого объема газа к его температуре есть величина постоянная при неизменных давлении и массе газа:

$$\frac{V}{T} = \text{const.} \quad (3.116)$$

На основании этих двух законов выведен общий газовый закон — уравнение состояния газа: для данной массы газа произведение его объема на давление, деленное на соответствующую абсолютную температуру, есть величина постоянная:

$$R = \frac{PV}{T} \quad \text{или} \quad PV = RT, \quad (3.117)$$

где R — газовая постоянная, численное значение которой для воздуха равно 29, 26 кг·м/кг·град.

Газовая постоянная рассматривается как работа сил давления, приложенных к одному килограмму газа, при изменении его температуры на 1°.

Уравнение Менделеева — Клапейрона:

$$PV = \frac{M}{\mu} BT, \quad (3.118)$$

где M — произвольная масса газа;

$B = R/\mu$ — удельная газовая постоянная, зависящая от молекулярной массы газа.

Основные законы аэродинамики

При изучении законов движения тел в воздухе пользуются принципом обратимости: движение твердого тела относительно среды и движение среды относительно твердого тела будут создавать одинаковое силовое взаимодействие, если скорость движения тела относительно воздуха в том и другом случае будет одна и та же.

Движение воздуха может быть установившимся и неустановившимся. Движение, при котором скорости в фиксированных точках пространства не зависят от времени, называется установившимся. Если же скорость воздуха в фиксированных точках пространства меняется по времени, движение называют неустановившимся. Эти определения относят и к другим параметрам воздушного потока (к давлению, плотности, температуре).

В аэродинамике при изучении законов движения воздуха поток считают установившимся и пользуются понятиями о линии тока и струйке.

При этом линией тока называют линию, касательная в каждой точке которой совпадает с направлением скорости в этой точке в данный момент времени. Воздух, текущий внутри трубки, поверхность которой образована линиями тока, называется стружкой. Через боковые стенки стружки нет течения воздуха, стружка может сужаться, расширяться, приспосабливаться к форме обтекаемого тела. Воздушный поток представляется состоящим из отдельных струек.

Уравнение постоянства расхода (уравнение неразрывности). Скорость течения несжимаемой жидкости (газа) в стружке обратно пропорциональна площади сечения стружки (рис. 3.63):

$$\frac{V_1 \cdot S_2}{V_2} = \frac{S_2}{S_1} \quad (3.119)$$

или

$$V_1 S_1 = V_2 S_2 = VS = \text{const.} \quad (3.120)$$

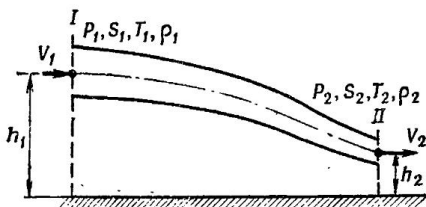


Рис. 3.63. К выводу уравнения Бернулли

Уравнение (3.120) называют уравнением постоянства массового расхода или уравнением неразрывности, выражающим закон сохранения массы, сформулированный М. В. Ломоносовым.

Уравнение энергии (уравнение Бернулли) выражает закон сохранения энергии для движущейся идеальной жидкой среды.

Рассматривается стружка газа с произвольными сечениями S_1 и S_2 , соответствующими параметрами в этих сечениях ($P_1, T_1, \rho_1; P_2, T_2, \rho_2$) и скоростями V_1, V_2 . Полная энергия газа, имеющего массу m , складывается из потенциальной энергии положения, внутренней энергии и кинетической энергии.

Потенциальная энергия положения характеризует способность газа совершать работу при изменении положения центра тяжести массы газа относительно условного уровня

$$E_{\Pi} = m_1 g h_1.$$

Потенциальная энергия давления есть работа сил давления $P_1 S_1$ на пути за единицу времени, равном скорости V_1 :

$$E_P = P_1 S_1 V_1 = P_1 \frac{m_1}{\rho_1}.$$

Внутренняя энергия характеризует способность газа совершать работу при изменении температуры:

$$E_{\text{вн}} = C_V T_1 m_1 g_1,$$

где C_V — удельная теплоемкость газа при постоянном объеме;

T_1 — абсолютная температура газа.

Кинетическая энергия характеризует способность движущегося газа совершать работу

$$E_K = \frac{m_1 V_1^2}{2}.$$

Полная удельная энергия, которой обладает единица массы газа в сечении I и II,

$$\begin{aligned} E_{\Sigma} &= g h_1 + \frac{P_1}{\rho_1} + C_V T_1 g + \frac{V_1^2}{2} = \\ &= g h_2 + \frac{P_2}{\rho_2} + C_V T_2 g + \frac{V_2^2}{2}. \end{aligned} \quad (3.121)$$

Выражение (3.121) называется уравнением Бернулли, или уравнением сохранения энергии.

Принимая $h_1 = h_2$ (сжимаемость газа отсутствует: $\rho_1 = \rho_2 = \rho$; $C_V T_1 = C_V T_2 = C_V T$), получим

$$\frac{\rho V_1^2}{2} + P_1 = \frac{\rho V_2^2}{2} + P_2 \quad \text{или} \quad \frac{\rho V^2}{2} + P = \text{const}, \quad (3.122)$$

где $\rho V^2/2$ — скоростной напор или динамическое давление.

Для несжимаемого газа сумма статического и динамического давлений в любом сечении установившегося потока есть величина постоянная. Практически это означает,

что всякое увеличение скорости потока приводит к уменьшению давления в потоке, и наоборот.

Уравнение движения. Произведение массы тела на его ускорение равно силе, приложенной к нему:

$$mg = F \quad (3.123)$$

или

$$F = m_B V_2 - m_B V_1 = m_B (V_2 - V_1), \quad (3.124)$$

где m_B — масса воздуха, отбрасываемая телом в одну секунду;

V — скорость потока воздуха.

Если скорость потока V_1 до встречи с телом была больше, чем после взаимодействия с ним, то сила F тормозит движение тела.

При сжимаемости газа изменение скорости движения приводит к изменению внутренней энергии газа. Сжимаемость характеризуется и скоростью звука. При скоростях потока более 0,5—0,6 скорости звука сжимаемость газа увеличивается. За критерий оценки сжимаемости газа принято отношение скорости потока к скорости звука (число Маха — Майевского M):

$$M = \frac{V}{a}. \quad (3.125)$$

При движении тела в воздушной среде со скоростью, равной скорости звука, возникают лобовые скачки уплотнения, в результате этого резко изменяется характер обтекания тел потоком.

Поток называют дозвуковым, если $M < 1$, при $M > 1$ поток называют сверхзвуковым. Соответственно различают дозвуковые и сверхзвуковые скорости полета.

Обтекание тел воздушным потоком

Обтекание тел воздушным потоком сопровождается внесением в поток возмущений, которые передаются во всех направлениях как малые изменения плотности и давления в рассматриваемой среде. Скорость распространения малых возмущений равна скорости звука.

При $V < a$ (рис. 3.64,а) звуковая волна успевает уходить от тела вперед и на некотором удалении от него вызывает деформацию струи потока. Если $V = a$, возмущения вперед от тела распространяться не будут и впереди

по направлению движения тела поток оказывается невозможным.

При $V > a$ (рис. 3.64, б) образуется конус малых возмущений, представляющий собой огибающую звуковых волн. Внутри конуса возмущений имеют место изменения давления и плотности, за его пределами поток остается невозможным. Угол при вершине конуса возмущений зависит от скорости потока и скорости звука:

$$\varphi = \arcsin \frac{a}{V} = \arcsin \frac{1}{M}. \quad (3.126)$$

При обтекании тел сверхзвуковым потоком, представляющим собой бесконечно большое количество материальных точек, возникают скачки уплотнения.

Скачок уплотнения есть концентрация звуковых волн на небольшом удалении от тела. Перед телом образуется область повышенной температуры, в которой местная скорость звука оказывается больше, чем в невозможном потоке. По мере удаления от тела в стороны концентрация звуковых волн уменьшается и скачок уплотнения переходит в граничную волну малых возмущений. Толщина скачка уплотнения около 10^{-5} мм. В скачке скорость уменьшается, а плотность и давление растут.

Изменение параметров в скачке приводит к возникновению за ним зоны уплотненного воздуха (ударной волны). Форма и расположение скачка уплотнения зависят от формы головной части тела (рис. 3.65).

По форме различают прямой (линии а, б) и косой скачки уплотнения. Прямой скачок расположен перпендикулярно потоку. Скорость потока V_1 перед скачком и за скачком V_2 связана зависимостью

$$V_1 V_2 = a_{\text{крит}}^2. \quad (3.127)$$

где $a_{\text{крит}}$ — критическая скорость звука.

За прямым скачком $V < a$, для косого скачка

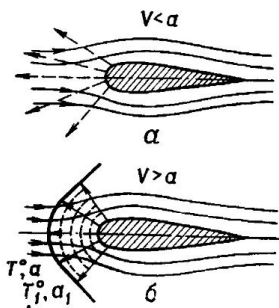


Рис. 3.64. Обтекание тел воздушным потоком:
а — при скорости, меньшей скорости звука; б — при скорости, большей скорости звука

$V'_k < a_{\text{крит}}$ (V'_k — нормальная составляющая скорости косого скачка).

Скорость полета, при которой возникают местные скачки уплотнения, называют критической, а число M полета $M_{\text{кр}}$. Возникновение скачков уплотнения приводит к резкому увеличению лобового сопротивления и вибрациям летательного аппарата.

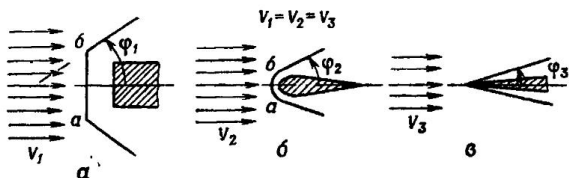


Рис. 3.65. Зависимость формы скачков уплотнения от формы головной части тела:
 а — прямой скачок уплотнения; б, в — косой скачок уплотнения

Силы, действующие на ракету в полете

При анализе сил, действующих на ракету в полете, пользуются связанной и поточной (скоростной) системами координат (рис. 3.66). При этом принимают:

$$\vartheta = \theta + \alpha, \quad (3.128)$$

где ϑ — угол тангажа ракеты;
 θ — угол наклона вектора скорости;
 α — угол атаки;

$$\psi = \beta + \varphi, \quad (3.129)$$

где ψ — угол рыскания;
 β — угол скольжения;
 φ — угол курса.

Ракета при полете испытывает продольное ускорение

$$W_x = \frac{dV}{dt} \quad (3.130)$$

и нормальное ускорение

$$W_n = \dot{\theta}V, \quad (3.131)$$

где $\dot{\theta} = d\theta/dt$.

При наличии нормального ускорения траектория ракеты имеет радиус кривизны

$$R_T = \frac{V}{\dot{\theta}} = \frac{V^2}{W_H} \quad (3.132)$$

или кривизну траектории

$$S_p = \frac{W_H}{V^2}. \quad (3.133)$$

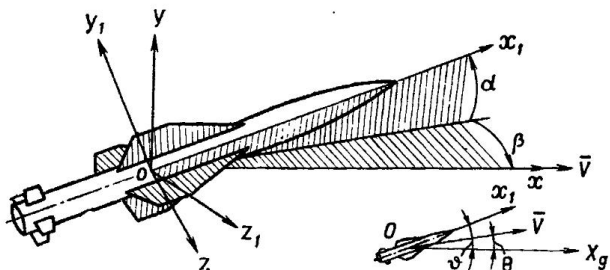


Рис. 3.66 Связанная и скоростная системы координат ракеты

Поступательное движение ракеты происходит под действием силы \bar{P} , создаваемой ракетным двигателем. Эта сила называется реактивной силой или тягой ракетного двигателя. Она направлена вдоль продольной оси ox_1 ракеты (рис. 3.67).

Тяга представляет собой реакцию (противодействие) истекающих из сопла ракетного двигателя газов на его стенки и проявляется в виде сил давления. Ее величина определяется равнодействующей неуравновешенных сил по поверхности камеры сгорания. Зависимость тяги от свойств ракетного двигателя и внешних условий

$$P = \frac{G}{g} V_T + (p_c + p_H/s_c), \quad (3.134)$$

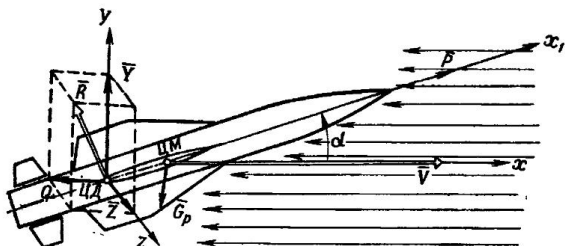
где G — секундный расход газа;

V_T — скорость истечения газов на срезе сопла двигателя;

g — ускорение свободно падающего тела;

p_c — давление газа на срезе сопла;
 p_H — атмосферное давление на высоте H ;
 s_c — площадь выходного сечения сопла.

Величина тяги определяет дальность и скорость полета ракеты. Стремление к управлению дальностью и скоростью полета приводит к регулированию тяги, что представляет определенные технические трудности.



Р и с. 3.67. Силы, действующие на ракету в полете: P — тяга; G_p — сила тяжести, R — полная аэродинамическая сила; Q — сила лобового сопротивления; Y — подъемная сила; Z — боковая сила

Удельная тяга — отношение тяги ракетного двигателя к секунднему расходу топлива:

$$P_{уд} = \frac{P}{G_c} \quad (3.135)$$

Удельная тяга показывает эффективность использования топлива в данном ракетном двигателе (показатель качества топлива, совершенства конструкции двигателя).

Двигатели, работающие в течение малых промежутков времени, вместо удельной тяги характеризуются единичным импульсом тяги, равным произведению тяги на время работы двигателя. Тяга принимается средней за время горения топлива.

Сила тяжести — сила притяжения ракеты к Земле. Она равна произведению массы ракеты на ускорение свободно падающего тела:

$$G_p = m_p g. \quad (3.136)$$

Для диапазона высот полета авиационных и зенитных ракет величина g может быть принята постоянной и равной $9,81 \text{ м/с}^2$. Тогда в любой момент времени

$$G_p = G_{p.0} - \int_0^t G_c(t) dt, \quad (3.137)$$

где $G_{p.0}$ — начальная масса ракеты (масса ракеты при старте);
 t — время работы ракетного двигателя.

Направление силы \vec{G}_p совпадает с направлением радиуса Земли, проведенного в данную точку, сила тяжести действует в вертикальной плоскости.

Тяга и сила тяжести приложены к центру масс (ЦМ) ракеты.

Движение ракеты в воздушной среде вызывает проявление аэродинамической силы, которая зависит от параметров среды, скорости полета и особенностей конструкции ракеты. Появление аэродинамической силы обусловлено сопротивлением, которое оказывает воздушная среда движению ракеты.

Полная аэродинамическая сила \vec{R} — равнодействующая всех аэродинамических сил, действующих на каждый элемент поверхности тела (ракеты). Она приложена к точке, называемой центром давления (ЦД):

$$R = C_R \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (3.138)$$

где ρ — массовая плотность воздуха;
 V — скорость движения тела относительно воздуха;
 S — площадь поверхности тела;
 C_R — безразмерный (аэродинамический) коэффициент, зависящий от угла α и других факторов.

Направление R зависит от формы тела, углов α и β .

При движении ракеты под некоторым углом к набегающему потоку (при наличии углов атаки α и скольжения β) полную аэродинамическую силу можно разложить на три составляющие, направленные по осям поточной системы координат ракеты.

Сила лобового сопротивления — составляющая полной аэродинамической силы, действующая в направлении, противоположном оси ox :

$$Q = C_x \cdot \rho V^2 / 2 \cdot S, \quad (3.139)$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления (безразмерная величина, зависящая от формы ракеты и скорости ее полета);

S — площадь наибольшего поперечного сечения, перпендикулярного к набегающему потоку воздуха;

$\rho V^2/2$ — скоростной напор.

Из формулы (3.139) следует, что сила лобового сопротивления изменяется с изменением скоростного напора. При $V = \text{const}$ величина Q изменяется с высотой полета ракеты.

Коэффициент C_x зависит в основном от числа M , углов атаки и скольжения. Наибольшее изменение C_x имеет место в области $M = 1$.

Подъемная сила — составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярная вектору скорости ракеты и направленная по оси ox :

$$Y = C_y \cdot \rho V^2/2 \cdot S, \quad (3.140)$$

где C_y — коэффициент подъемной силы.

Величина коэффициента C_y есть функция числа M , угла атаки, угла отклонения рулей ракеты δ_p . При $\alpha = 0$ коэффициент $C_y = 0$. Увеличение α вызывает рост подъемной силы. Это происходит до достижения критического значения угла атаки $\alpha_{кр}$, после чего происходит срыв воздушного потока и указанные выше зависимости нарушаются. В области летных углов атаки зависимость $C_y(\alpha)$ может быть принята линейной. Тогда

$$C_y = \alpha \operatorname{tg} \eta,$$

где $\operatorname{tg} \eta$ — крутизна изменения величины C_y при изменении угла α . Обозначив $\operatorname{tg} \eta = C_y^\alpha$, выражение (3.140) запишем:

$$Y = C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S \alpha. \quad (3.141)$$

Наличие подъемной силы обуславливает полет аэродинамического летательного аппарата в воздушной среде и его маневренные свойства. Управление величиной подъемной силы производится изменением угла атаки. При $\alpha = 0$ подъемная сила равна нулю. Минимальная величина α_{\min} , при которой возможен горизонтальный полет ракеты:

$$\alpha_{\min} = \frac{2G_p}{V^2 \rho S C_y^\alpha}. \quad (3.142)$$

При максимально возможном угле атаки для горизонтального полета ракета должна иметь скорость

$$V_{\min} \geq \sqrt{\frac{2G_p}{S\rho C_y^\alpha}}$$

Практически полет авиационных, и особенно зенитных, ракет происходит с набором высоты, что требует иметь $\alpha > \alpha_{\min}$.

Боковая сила — составляющая полной аэродинамической силы, направленная перпендикулярно вектору скорости ракеты \vec{V} по оси oz :

$$Z = C_z \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (3.143)$$

где C_z — коэффициент боковой силы.

Для осесимметричных ракет Z определяется факторами, аналогичными для подъемной силы. Боковая сила изменяется с изменением угла отклонения рулей курса.

Из рис. 3.67 видим, что центр масс (ЦМ) находится ближе к носовой части ракеты, чем центр давления (ЦД). Такое положение этих точек создает устойчивое равновесие ракеты. При изменении угла атаки положение центра давления изменяется. С увеличением α центр давления приближается к центру масс, что ухудшает устойчивость.

Силы, действующие на ракету в полете, создают условия для управления ее движением по курсу и тангажу. Для управления движением ракеты по криволинейной траектории необходимо к ракете приложить некоторую управляющую силу, создающую ускорение $\overline{W}_{сбл}$, направленное в сторону сближения ракеты с кинематической траекторией (рис. 3.68). Составляющими этого ускорения являются нормальное \overline{W}_n и тангенциальное \overline{W}_τ ускорения:

$$\overline{W}_{сбл} = \overline{W}_n + \overline{W}_\tau.$$

Составляющая \overline{W}_τ направлена по вектору скорости \vec{V} и не вызывает изменения направления движения ракеты. Составляющая \overline{W}_n действует нормально (перпендикулярно) вектору скорости. Будучи приложенной к центру масс ракеты, она вызывает изменение направления движения. Управление полетом ракеты сводится к управлению величиной \overline{W}_n :

$$\overline{W}_n = V \dot{\theta},$$

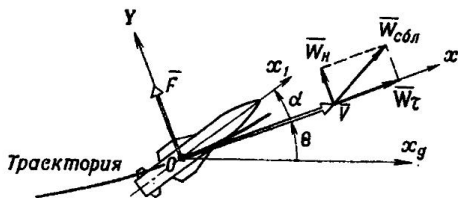
где $\dot{\theta} = d\theta/dt$ — угловая скорость поворота вектора скорости ракеты. Так как $\dot{\theta} = V/R_T$ (R_T — радиус кривизны кинематической траектории), то для движения по заданной траектории ракета должна иметь

$$W_{н.потр} = \frac{V^2}{R_T}. \quad (3.144)$$

За некоторое время движения ракета пройдет путь

$$\bar{L}_p = \int_0^t \int_0^t \bar{W}_{сбл} dt dt,$$

$$L_{н} = \int_0^t \int_0^t W_{н} dt dt.$$



Р и с. 3.68. Составляющие ускорения сближения

Зная необходимые нормальные ускорения, можем определить требуемые нормальные перегрузки

$$n_{р. потр} = \frac{\bar{W}_{н. потр}}{g}.$$

Значения требуемых перегрузок зависят от принятого метода наведения и характера движения цели. Они наибольшие (для принятого метода наведения) при больших скоростях изменения координат движения цели. Установлено, что для наведения ракеты на маневрирующую цель нормальные перегрузки должны превосходить перегрузки цели не менее чем в два раза.

Максимально возможные перегрузки ракета развивает при максимальной скорости движения и максимально возможных углах отклонения рулей. Эти перегрузки называются распологаемыми. Управление полетом ракеты возможно при условии, когда $n_{н. расп} \geq n_{н. потр}$.

Аэродинамические моменты

Силы, действующие на ракету в полете и приложенные в точках, не совпадающих с центром масс (ЦМ), вызывают появление моментов. При исследовании законов движения ракеты рассматривают движение ее ЦМ и вращение относительно ЦМ (рис. 3.69). Для этого полную аэродинамическую силу R полагают приложенной в точ-

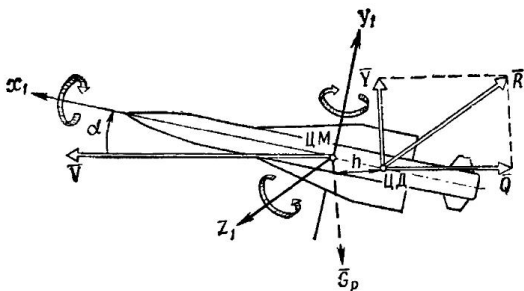


Рис. 3.69 К определению полного аэродинамического момента и его составляющих

ке ЦМ, а ее действие, вызывающее вращение ракеты относительно ЦМ, заменяют моментом

$$M = Rh = C_R \frac{\rho V^2}{2} Sh, \quad (3.145)$$

где h — плечо приложения силы R , величина которого зависит от числа M , угла атаки и других факторов.

Полный аэродинамический момент — момент, создаваемый полной аэродинамической силой. Принимая во внимание, что $\frac{C_R h}{l} = m$ и есть коэффициент полного аэродинамического момента, а l — некоторая постоянная характерная длина, к которой отнесен коэффициент m , можем записать

$$M = m \frac{\rho V^2}{2} l.$$

Полный аэродинамический момент можно представить составляющими

$$\bar{M} = \bar{M}_{x_1} + \bar{M}_{y_1} + \bar{M}_{z_1},$$

где M_{x_1} , M_{y_1} , M_{z_1} — моменты крена, рыскания, тангажа соответственно.

Моменты считаются положительными, если направление вектора момента совпадает с направлением оси системы координат, и отрицательными при противоположном направлении.

Каждый из составляющих полного аэродинамического момента представляется суммой моментов: стабилизирующего, демпфирующего и управляющего:

$$\left. \begin{aligned} M_{x_1} &= M_{x_1}^{\text{ст}} + M_{x_1}^{\text{демпф}} + M_{x_1}^{\text{упр}} + M_{x_1}^{\text{к.о.}}, \\ M_{y_1} &= M_{y_1}^{\text{ст}} + M_{y_1}^{\text{демпф}} + M_{y_1}^{\text{упр}}, \\ M_{z_1} &= M_{z_1}^{\text{ст}} + M_{z_1}^{\text{демпф}} + M_{z_1}^{\text{упр}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.146)$$

Стабилизирующим (восстанавливающим) моментом называют момент, стремящийся повернуть ракету в сторону уменьшения угла атаки (скольжения, крена), вызванного внешними возмущениями.

Демпфирующие (тушащие) моменты — динамические моменты, возникающие при появлении угловой скорости вращения ракеты. Их величина зависит от условий обтекания ракеты внешним воздушным потоком и условий течения жидкости и газов внутри ракеты, в соответствии с чем различают внешние и внутренние моменты.

Момент косой обдувки — момент, возникающий при несимметричном обтекании ракеты воздушным потоком. Основными причинами его появления являются разные условия обтекания крыла, скос потока на рулях, затенение одной из консолей крыла и др.:

$$M_{x_1}^{\text{к.о.}} = m_{x_1, \text{к.о.}} \frac{\rho V^2}{2} S l. \quad (3.147)$$

где $m_{x_1, \text{к.о.}}$ — аэродинамический коэффициент момента косой обдувки.

Управляющие моменты — моменты, создаваемые органами управления ракеты относительно ее центра масс. На авиационных и зенитных ракетах органами управления служат воздушные рули. При отклонении рулей от нейтраль-

ного положения на некоторый угол δ_p возникает подъемная сила руля Y_p (рис. 3.70), которая при наличии плеча l_p создает управляющий момент:

$$M_z^{упр} = Y_p l_p.$$

Так как

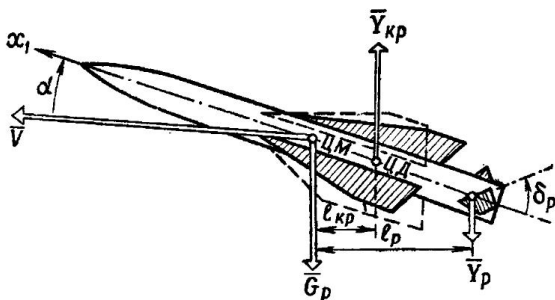
$$Y_p = C_{y.p} \frac{\rho V^2}{2} S_a = -C_y^\delta \delta_a \frac{\rho V^2}{2} S_a,$$

где C_y^δ — аэродинамический коэффициент подъемной силы руля;

S_a — площадь руля,

то

$$M_{z_1}^{упр} = C_y^\delta \delta_a \frac{\rho V^2}{2} S_a l_p. \quad (3.148)$$



Р и с. 3.70. К определению управляющего момента

Управляющие моменты могут быть созданы также интерцепторами, поворотными камерами, управляющими соплами.

Устойчивость и управляемость ракет

Установившийся режим полета ракеты характерен статическим равновесием, при котором сумма моментов, действующих на ракету, равна нулю. При этом углы атаки, скольжения и крена имеют постоянные значения.

Статическая устойчивость — способность ракеты восстанавливать нарушенное равновесие после прекращения действия возмущений.

Различают устойчивость по тангажу (продольную устойчивость), по курсу (путевую устойчивость), по крену. Степень устойчивости во многом зависит от взаимного положения ЦМ и ЦД.

Условие устойчивости

$$\frac{\partial m_{z_1}}{\partial C_y} = m_{z_1}^y \leq 0 \quad \text{или} \quad \frac{\partial m_{z_1}}{\partial \alpha} = m_{z_1}^\alpha \leq 0. \quad (3.149)$$

Ракета является устойчивой, если при действии возмущений приращение угла атаки и приращение коэффициента стабилизирующего момента имеют противоположные знаки.

Управляемость ракеты — способность ракеты реагировать на отклонение органов управления от нейтрального положения. Под управляемостью ракеты иногда понимают способность ракеты двигаться по кинематической траектории.

При управлении ракетой изменяется угол поворота рулей, что приводит к появлению управляющего момента

$$M_{z_1}^{\text{упр}} = M_{z_1}^{\delta} S_{\delta}.$$

В результате ракета повернется на некоторый угол, при котором наступит ее равновесие, так как

$$M_{z_1}^{\text{ст}} + M_{z_1}^{\text{упр}} = 0.$$

Угол атаки, при котором ракета окажется в состоянии равновесия, называют балансировочным углом атаки α_{δ} , а зависимость α_{δ} и α_{θ} — балансировочной.

Увеличение управляемости достигается увеличением управляющего момента и уменьшением стабилизирующего. Для этого используют различные аэродинамические схемы ракет и соответствующие органы управления.

3.4.2. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Наведение управляемой ракеты на движущуюся цель есть непрерывный процесс автоматического управления ее полетом. В результате ракета выводится в область встречи с целью и поражает ее. Управление осуществляет система наведения (управления).

При управлении полетом задается некоторое условие (закон), определяющее траекторию движения ракеты. В качестве такого условия может быть, например, равенство угловых координат ракеты угловым координатам цели; отсутствие углового вращения линии ракеты — цель и др.

Условие или закон сближения ракеты с целью принято называть методом наведения. Метод наведения налагает определенные требования на характер движения ракеты или, другими словами, устанавливает связь между законом движения ракеты и цели. Траектория, по которой движется ракета при выполнении требований метода наведения, называется кинематической.

В процессе полета ракеты под действием большого числа факторов и при изменении положения воздушной цели в пространстве происходит нарушение заданного закона сближения, ракета сходит с кинематической траектории.

Мера нарушения связей, налагаемых методом наведения на закон движения ракеты, называется параметром рассогласования (параметром управления). В соответствии с данным определением параметр рассогласования

$$\Delta(t) = A(t) - B(t), \quad (3.150)$$

где $A(t)$, $B(t)$ — заданный и фактический законы движения ракеты.

Система наведения измеряет параметр рассогласования и вырабатывает команды управления полетом ракеты. Под действием команд управления происходит отклонение рулей ракеты, в результате ракета изменяет направление полета в сторону уменьшения параметра рассогласования.

Вид параметра рассогласования зависит от принятого метода наведения. При одних методах параметр рассогласования представляет собой разность угловых координат цели и ракеты, при других — линейное отклонение ракеты от линии визирования цели, это может быть и угловая скорость вращения линии ракеты — цель и т. д.

Если при наведении ракеты на цель выполняются требования метода наведения, параметр рассогласования равен нулю и ракета движется по кинематической (расчетной) траектории. При невыполнении этих требований возникает ошибка наведения, снижающая вероятность поражения цели.

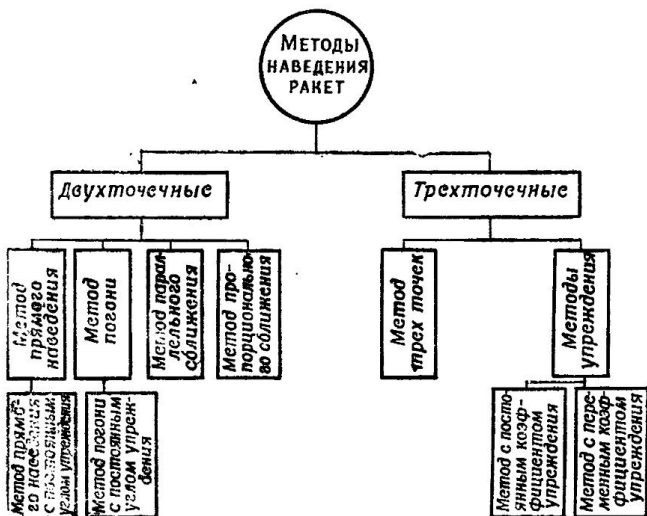
Параметр рассогласования является входным воздействием системы наведения. Измерение параметра рассогласования осуществляется наземными или бортовыми устройствами. В результате его измерения формируется сигнал рассогласования в аналоговой или цифровой форме, составляющий основу команд управления

$$u_{\Delta}(t) = KB(t), \quad (3.151)$$

где K — коэффициент пропорциональности.

Принятый метод наведения и, как следствие этого, параметр рассогласования определяют структуру системы наведения.

Лучшим считается метод наведения, при котором траектория движения ракеты имеет наименьшую кривизну, наиболее проста приборная реализация системы наведения; обеспечивается требуемая дальность стрельбы при заданной точности.



Р и с. 3.71. Классификация методов наведения

В зависимости от условий, налагаемых методом наведения на положение ракеты в пространстве, различают двухточечные и трехточечные методы наведения (рис. 3.71).

Двухточечные методы наведения

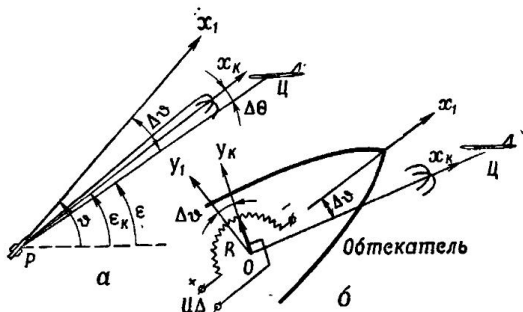
Двухточечными называют такие методы наведения, при которых определяется взаимное положение в пространстве двух точек — ракеты и цели. Эти методы находят применение в системах самонаведения. К ним относятся: метод прямого наведения, метод погони, методы параллельного и пропорционального сближения.

Метод прямого наведения — метод, при котором в процессе движения ракеты к цели выполняется условие: продольная ось ракеты постоянно направлена на цель. Это условие требует равенства угла тангажа ракеты ϑ углу наклона в линии ракета — цель:

$$\vartheta = \varepsilon, \quad (3.152)$$

Из формулы (3.152) и рис. 3.72 следует, что параметр рассогласования при этом методе

$$\Delta\vartheta = \varepsilon - \vartheta. \quad (3.153)$$



Р и с. 3.72. Получение параметра рассогласования при методе прямого наведения (а) и схема устройства его измерения (б)

В процессе наведения ракеты требуется непрерывное измерение величины угла $\Delta\vartheta$, т. е. угла между направлением оси ox_1 ракеты и линией Р—Ц (ракета — цель). Для этого может быть использован бортовой измеритель (координатор), который выдает напряжение рассогласования

$$u_{\Delta} = K_{\Delta} \Delta\vartheta, \quad (3.154)$$

где K_{Δ} — коэффициент пропорциональности.

Для наведения по этому методу на борту ракеты устанавливают следящий координатор, ось ox_k которого ориентируется по линии Р—Ц. С появлением ошибки слежения $\Delta\theta$ в следящей системе координатора вырабатывается напряжение, поступающее в устройство управления положением чувствительного элемента (антенны или оптической системы координатора), вызывая совмещение оси ox_k с линией Р—Ц. Тем самым определяется направление на цель относительно оси ox_1 ракеты.

Напряжение, пропорциональное углу Δq , может быть снято с подвижного контакта потенциометра, установленного на корпусе ракеты (рис. 3.72). Подвижный контакт механически связан с датчиком угла Δq , установленным на оси вращения измерительного элемента координатора.

Напряжение $U_{\Delta q}$ подается в счетно-решающий прибор, где используется при формировании команд управления ракетой. Под действием команд управления рули поворачиваются на некоторый угол, в результате чего ракета изменяет направление полета так, чтобы ее продольная ось совпала с направлением линии ракета — цель.

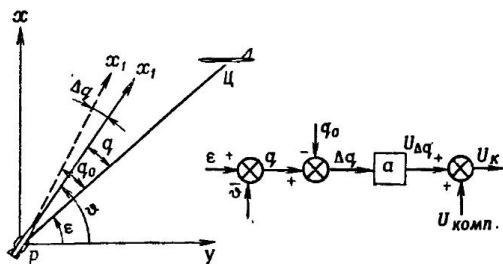


Рис. 3.73. Параметр рассогласования при методе прямого наведения с постоянным углом упреждения

При методе прямого наведения с приближением ракеты к цели необходимые перегрузки сильно возрастают. После достижения углом атаки своего максимально допустимого значения ракета сходит с кинематической траектории. В результате имеет место значительный промах.

Метод прямого наведения с постоянным углом упреждения требует постоянного угла упреждения продольной осью ox_1 ракеты линии ракета — цель (рис. 3.73). Данное условие можно записать как

$$q = q_0. \quad (3.155)$$

где q — текущее значение угла между продольной осью ракеты и линией ракета — цель;

q_0 — заданный угол упреждения.

При нарушении равенства (3.155) возникает параметр рассогласования

$$\Delta q = q_0 - q. \quad (3.156)$$

Его значение может быть измерено следящим координатором, который ориентирует ось ox_k по линии дальности ракеты — цель. Напряжение u_q , пропорциональное значению этого угла, снимается с подвижного контакта потенциометра, установленного на корпусе ракеты. Для получения напряжения $u_{\Delta}(t)$ может быть использована схема сравнения уровней напряжений, на которую подается напряжение $u_{q_0} = a q_0$ и напряжение $u_q(t)$. Как видно из формулы (3.156), напряжение рассогласования

$$u_{\Delta q}(t) = a q_0 - a q(t) = a [q_0 - q(t)], \quad (3.157)$$

где a — коэффициент пропорциональности.

Полученное в соответствии с формулой (3.157) напряжение может быть подано в счетно-решающий прибор для получения команд управления. Под действием их рули ракеты отклоняются на определенные углы, в результате чего ракета развивает нормальные ускорения и выходит на кинематическую траекторию. При этом устанавливается равенство углов $q(t) = q_0$.

Метод прямого наведения с постоянным углом упреждения обеспечивает движение ракеты по траектории, имеющей меньшую кривизну.

Метод погони (чистого преследования) — метод наведения ракеты на цель, при котором в процессе полета ракеты вектор ее скорости совпадает с направлением линии ракета — цель $\theta = \varepsilon$ (рис. 3.74). Из определения метода следует, что угловое отклонение вектора скорости \vec{V} ракеты от направления на цель представляет параметр рассогласования

$$q_{\Pi} = \varepsilon - \theta, \quad (3.158)$$

где θ — угол наклона вектора скорости ракеты.

Как видно из рис. 3.74, для наведения ракеты по этому методу требуется измерять текущее значение угла q_{Π} . Его измерение требует знать направление вектора \vec{V} , которое может быть определено силовым флюгерным устройством, ориентирующим ось ox_k координатора по набегающему потоку (по вектору воздушной скорости ракеты). Координатор образует равносигнальную зону, направление равных сигналов которой и является осью ox_k .

При полете ракеты координатор измеряет угол отклонения цели от равносигнального направления и выдает напряжение

$$u_{\Delta} = u_{q_{\Pi}} = a \frac{E_1 - E_2}{2}. \quad (3.159)$$

Под действием команд ракета движется так, что угол рассогласования оказывается равным нулю и удовлетворяется условие идеальной связи.

Метод погони с постоянным углом упреждения требует такого движения ракеты, при котором вектор ее скорости упреждает линию ракета — цель на заданный постоянный угол (угол упреждения $q_{п0}$). Уравнение идеальных связей:

$$q_{п0} = \varepsilon - \theta. \quad (3.160)$$

Для реализации метода, как и метода погони, требуется определять положение вектора скорости ракеты.

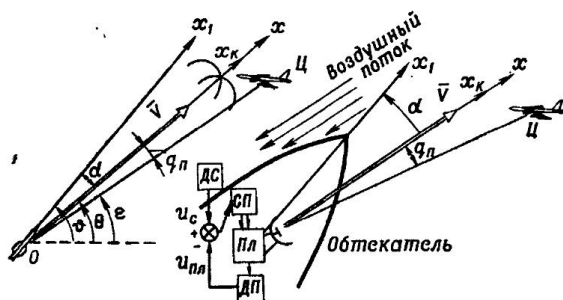


Рис. 3.74. Параметр рассогласования при методе погони

При наведении по этому методу ракета развивает меньшие нормальные ускорения, что повышает динамическую точность. Однако этому методу присущи те же недостатки, что и методу погони.

Методом параллельного сближения называют такой, при наведении по которому линия ракета — цель в процессе полета ракеты к цели перемещается параллельно начальному положению. Другими словами, метод требует такого движения ракеты, при котором угловая скорость вращения линии ракета — цель должна быть равна нулю, т. е.

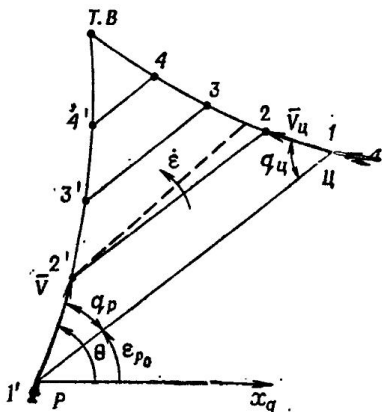
$$\dot{\varepsilon} = 0 \quad \text{или} \quad \dot{\varphi}_D = 0. \quad (3.161)$$

Выражение (3.161) является уравнением идеальной связи. Из рис. 3.75 видно, что данный метод является методом

упреждения. В процессе движения ракеты к цели ее вектор скорости опережает линию ракета — цель на угол

$$q_{\text{упр}} = \arcsin \left(\frac{V_{\text{ц}}}{V} \sin q_{\text{ц}} \right). \quad (3.162)$$

где $q_{\text{ц}}$ — угол между вектором скорости цели и направлением линии Р — Ц.



Р и с. 3.75. Параметр рассогласования при методе параллельного сближения

Параметром рассогласования может быть:

$$\left. \begin{aligned} \Delta_{\dot{\epsilon}} &= \dot{\epsilon}; \\ \Delta &= \epsilon - \epsilon_{D_0}; \\ \Delta_q &= q_{\text{упр}} - \arcsin \left(\frac{V_{\text{ц}}}{V} \sin q_{\text{ц}} \right). \end{aligned} \right\} \quad (3.163)$$

Наиболее простым для приборной реализации может быть вариант, при котором параметр рассогласования представляется угловой скоростью вращения линии ракета — цель. Для измерения величины $\dot{\epsilon}$ на борту ракеты устанавливают следящий координатор, непрерывно совмещающий ось ox_k координатора с направлением на цель. При

появлении угловой скорости вращения линии Р—Ц координатор вырабатывает напряжение рассогласования

$$u_{\dot{\epsilon}} = K_{\dot{\epsilon}} \cdot \dot{\epsilon}, \quad (3.164)$$

где $K_{\dot{\epsilon}}$ — коэффициент пропорциональности.

Напряжение $u_{\dot{\epsilon}}$ поступает в СРП для формирования команд управления.

Метод пропорционального сближения (пропорциональной навигации) — метод, при наведении по которому угловая скорость вращения вектора скорости ракеты $\dot{\theta}$ должна быть пропорциональна угловой скорости вращения $\dot{\epsilon}$ линии ракета — цель:

$$\dot{\theta} = K \dot{\epsilon}, \quad (3.165)$$

где K — коэффициент пропорциональности (навигационная постоянная).

Невыполнение условия (3.165) приводит к возникновению параметра рассогласования

$$\Delta_{\dot{\theta}} = K \dot{\epsilon} - \dot{\theta}. \quad (3.166)$$

Реализация метода (рис. 3.76) требует измерения величин $\dot{\epsilon}$ и $\dot{\theta}$. Первая из них может быть измерена бортовым следящим координатором ракеты, который в процессе слежения за целью вырабатывает напряжение $u_{\dot{\epsilon}} = a \dot{\epsilon}$ (a — коэффициент пропорциональности). Измерение величины $\dot{\theta}$ непосредственно вызывает необходимость установки на борту флюгерного устройства, что приводит к большим ошибкам измерения угловой скорости вращения вектора скорости ракеты. Величина $\dot{\theta}$ может быть измерена косвенным путем. Так как

$$W_n = \dot{\theta} V, \quad \text{то} \quad \dot{\theta} = \frac{W_n}{V}. \quad (3.167)$$

Таким образом, для получения значений $\dot{\theta}$ измеряют величину нормального ускорения ракеты, что при известном значении скорости ракеты дает возможность получить напряжение

$$u_{\dot{\theta}} = v \frac{W_n}{V}, \quad (3.168)$$

где v — коэффициент пропорциональности.

Величина W_n измеряется датчиком линейных ускорений (ДЛУ).

Напряжение рассогласования

$$u_{\Delta\theta} = K u_{\epsilon} - u_{\dot{\theta}}. \quad (3.169)$$

Это напряжение входит в команду управления, отклоняя рули ракеты так, что при появлении угловой скорости вращения линии ракета — цель ракета изменяет направление движения, при котором вектор скорости поворачивается со скоростью $\dot{\theta} = K\dot{\epsilon}$.

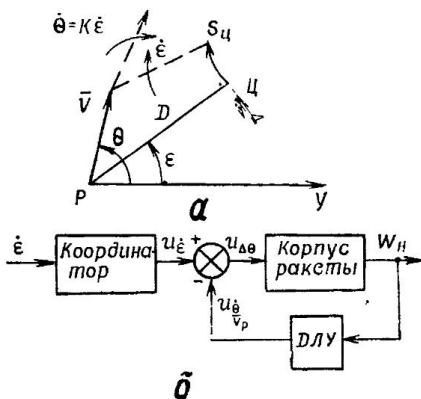


Рис. 3.76. Параметр рассогласования при методе пропорционального сближения (а) и схема устройства формирования команд управления (б)

При наведении ракеты по данному методу имеют место ошибки наведения, обусловленные влиянием массы ракеты, обтекателя, продольных ускорений. Для их компенсации в состав напряжения u_{ϵ}^* вводятся соответствующие составляющие.

Нормальные потребные перегрузки ракеты

$$n_n \approx \frac{KV}{g} \epsilon. \quad (3.170)$$

Коэффициент пропорциональности K принимается равным нескольким единицам. Его величина изменяется в зависимости от направления атаки. При атаке точно навстречу цели она наибольшая, при атаке в заднюю полусферу — наименьшая.

Из (3.165) следует, что при $K = 1$ метод пропорционального сближения соответствует методу погони, при $K = \infty$ — методу параллельного сближения.

Трехточечные методы наведения

Трехточечными методами наведения называют такие, при наведении по которым определяется взаимное положение в пространстве трех точек — пункта наведения, ракеты и цели. К их числу относят метод трех точек, методы упреждения.

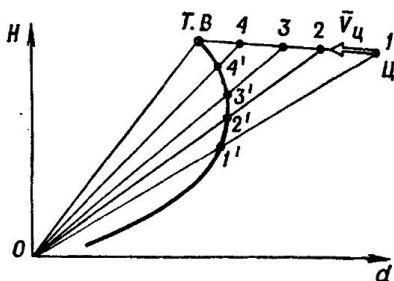


Рис. 3.77. Кинематическая траектория при методе трех точек

Метод трех точек (метод совмещения, метод накрытия цели) требует такого движения ракеты, при котором ракета в любой момент времени должна находиться на линии пункт наведения — цель (на линии визирования цели). Из рис. 3.77 и определения метода следует, что координаты точек кинематической траектории ϵ_k, β_k для любого момента времени должны быть:

$$\left. \begin{aligned} \epsilon_k &= \epsilon_{ц}; \\ \beta_k &= \beta_{ц}. \end{aligned} \right\} \quad (3.171)$$

где $\epsilon_{ц}, \beta_{ц}$ — угол места и азимут цели.

При отклонении ракеты от линии ОЦ возникает параметр рассогласования:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varepsilon &= \varepsilon_{ц} - \varepsilon_{р}; \\ \Delta\beta &= \beta_{ц} - \beta_{р}. \end{aligned} \right\} \quad (3.172)$$

Для определения параметра рассогласования необходимо измерять текущие значения угловых координат цели и ракеты. Эта задача решается устройствами сопровождения цели и ракеты по углу места и азимуту, в качестве которых могут использоваться радиолокационные станции и оптические визиры (в том числе и телевизионно-оптические).

Измеренные значения координат $\varepsilon_{ц}$, $\varepsilon_{р}$, $\beta_{ц}$, $\beta_{р}$ могут быть поданы на устройство вычитания, в результате чего получают напряжения рассогласования:

$$\left. \begin{aligned} u_{\Delta\varepsilon} &= K_{\varepsilon} \Delta\varepsilon; \\ u_{\Delta\beta} &= K_{\beta} \Delta\beta. \end{aligned} \right\} \quad (3.173)$$

Под действием напряжений $u_{\Delta\varepsilon}$, $u_{\Delta\beta}$ происходит отклонение рулей тангажа и курса и ракета выходит на линию пункт наведения — цель. Однако, как видно из рис. 3.77, это не обеспечивает равной точности наведения ЗУР при различных дальностях стрельбы. С увеличением дальности ракеты при одной и той же величине $\Delta\varepsilon$ ($\Delta\beta$) значение линейного отклонения ракеты от линии ОЦ увеличивается, т. е. точность наведения ухудшается.

Для получения равной точности стрельбы независимо от дальности параметр рассогласования представляют линейным отклонением ракеты от линии пункт наведения — цель:

$$\left. \begin{aligned} h_{\Delta\varepsilon} &= D_{р} \sin \Delta\varepsilon; \\ h_{\Delta\beta} &= D_{р} \sin \Delta\beta. \end{aligned} \right\} \quad (3.174)$$

Так как $\Delta\varepsilon$, $\Delta\beta$ весьма малы, выражение (3.174) можно записать так:

$$\left. \begin{aligned} h_{\Delta\varepsilon} &\approx D_{р} \Delta\varepsilon; \\ h_{\Delta\beta} &\approx D_{р} \Delta\beta. \end{aligned} \right\} \quad (3.175)$$

В соответствии с формулой (3.175) формируются напряжения рассогласования, составляющие основу команд управления полетом ЗУР.

В состав команд управления вводят составляющие компенсации ошибок наведения, обусловленных влиянием массы ракеты, инерционностью системы управления и др.

Кроме того, иногда составляющей команд является и сигнал демпфирования, улучшающий процесс вывода ракеты на кинематическую траекторию.

Как следует из формулы (3.174), наведение ракеты по методу трех точек не требует измерения дальности цели, что является его достоинством.

Методы упреждения — методы, при наведении по которым текущая точка кинематической траектории упреждает линию пункт наведения — цель на некоторый угол. Величина упреждения пропорциональна скорости изменения угловых координат цели. При управлении полетом ракеты в двух взаимно перпендикулярных плоскостях углы упреждения (в полярной системе координат):

$$\left. \begin{aligned} \epsilon_{\text{упр}} &= \dot{\epsilon}_{\text{ц}} t_{\text{сбл}}; \\ \beta_{\text{упр}} &= (\dot{\beta}_{\text{ц}} \cos \epsilon_{\text{ц}}) t_{\text{сбл}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.176)$$

где $t_{\text{сбл}}$ — время сближения ракеты с целью.

$$\text{Принимая во внимание, что } t_{\text{сбл}} = \frac{D_{\text{ц}} - D_{\text{р}}}{\Delta \dot{D}} = \frac{\Delta D}{\Delta \dot{D}}$$

скорость изменения дальности ракета — цель), можем записать:

$$\left. \begin{aligned} \epsilon_{\text{упр}} &= \frac{\dot{\epsilon}_{\text{ц}}}{\Delta \dot{D}}; \\ \beta_{\text{упр}} &= \frac{\dot{\beta}_{\text{ц}} \cos \epsilon_{\text{ц}}}{\Delta \dot{D}} \Delta D. \end{aligned} \right\}$$

В линейной мере величина упреждения равна:

$$\left. \begin{aligned} h_{\epsilon \text{ упр}} &= \frac{\dot{\epsilon}_{\text{ц}}}{\Delta \dot{D}} \Delta D D_{\text{р}}; \\ h_{\beta \text{ упр}} &= \frac{\dot{\beta}_{\text{ц}} \cos \epsilon_{\text{ц}}}{\Delta \dot{D}} \Delta D D_{\text{р}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.177)$$

Из формулы (3.177) следует, что величина упреждения пропорциональна дальности ракета — цель и при $\Delta D = 0$ становится равной нулю. Таким образом, кинематическая

траектория при методе упреждения проходит через точку нахождения цели.

$$\text{Множители } \frac{\dot{\epsilon}}{\Delta \dot{D}} = C_{\epsilon}; \frac{\dot{\beta}_{ц} \cos \epsilon_{ц}}{\Delta \dot{D}} = C_{\beta} \text{ в выражении (3.177)}$$

называют коэффициентами упреждения. Различают методы упреждения с переменными и постоянными коэффициентами.

Реализация методов упреждения осуществляется использованием наземных (бортовых самолетных) радиолокационных и оптических угломерных устройств (визиров), как и при методе трех точек. Значения $\dot{\epsilon}_{ц}$, $\dot{\beta}_{ц}$, $\Delta \dot{D}$ могут быть получены путем дифференцирования соответствующих величин.

При наведении ракет по данным методам кривизна траектории уменьшается, что увеличивает дальность и точность стрельбы.

Системы управления

Системы управления авиационными и зенитными ракетами — совокупность элементов, обеспечивающих подготовку, старт и наведение ракет на цели. Частью системы

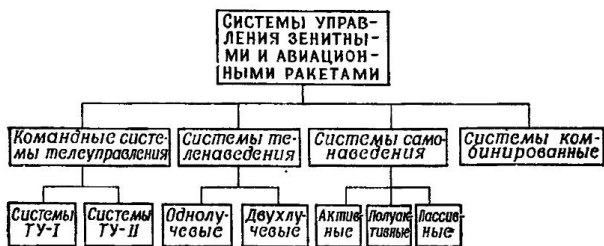


Рис. 3.78. Системы управления зенитными и авиационными ракетами

управления является система наведения, управляющая полетом ракеты. Различают системы: командные телеуправления, теленавещения, самонавещения, комбинированные (рис. 3.78).

Командными системами телеуправления называют такие, в которых управление полетом ракеты осуществляется с помощью команд, формируемых на пункте управления

и передаваемых на ракету по командной радиолинии управления.

В зависимости от способа получения информации о цели различают командные системы телеуправления I и II типов (ТУ-I, ТУ-II). В системе ТУ-I координаты цели измеряются устройствами, размещенными на пункте управления, в системе ТУ-II — на борту ракеты (рис. 3.79).

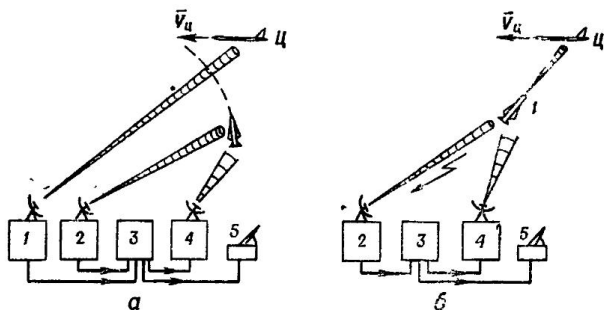


Рис. 3.79. Схемы командных систем управления I типа (а) и II типа (б):

1 — устройство сопровождения цели; 2 — устройство сопровождения ракеты; 3 — УФК; 4 — КРУ; 5 — пусковые устройства

Командная система ТУ-I. Средства пункта управления по данным целеуказания или самостоятельно обеспечивают обнаружение целей. В процессе автоматического или ручного сопровождения измеряются координаты цели (чаще в сферической системе координат). Измеренные значения координат поступают в устройство формирования команд управления (УФК). По этим данным может быть определен момент пуска ракеты. Ракета захватывается на автоматическое сопровождение, в результате измеряются ее текущие координаты, значения которых поступают в УФК.

Устройство формирования команд представляет собой вычислительное устройство аналогового или цифрового типа. В его задачу входит определение момента пуска ракет, формирование команд управления и разовых команд.

Командная радиолиния управления (КРУ) является многоканальной линией связи, предназначенной для преобразования команд в радиосигналы и передачи их на ракету, наводимые на цели. При передаче одновременно

большого числа команд в радиолинии может производиться преобразование напряжений команд и кодирование. В результате каждая из передаваемых команд имеет признак принадлежности (защитный признак). Аппаратура преобразования и кодирования команд устанавливается на пункте управления (передающий тракт), аппаратура декодирования и дешифрации — на борту ракет (приемный тракт).

Дальность действия КРУ зависит от технических параметров аппаратуры передающего и приемного трактов:

$$D_{\text{кру}} = \sqrt{\frac{P_{\text{п. кру}} G_1 G_2 \lambda_{\text{кру}}^2}{(4\pi)^2 P_{\text{пр min}}}} \geq D_{\text{стр max}}, \quad (3.178)$$

где $P_{\text{п. кру}}$ — мощность излучения передатчика КРУ;

G_1, G_2 — коэффициенты направленного действия антенн передатчика и приемника КРУ;

$\lambda_{\text{кру}}$ — длина рабочей волны КРУ;

$P_{\text{пр min}}$ — чувствительность бортового приемника линии передачи команд;

$D_{\text{стр max}}$ — максимальная дальность стрельбы.

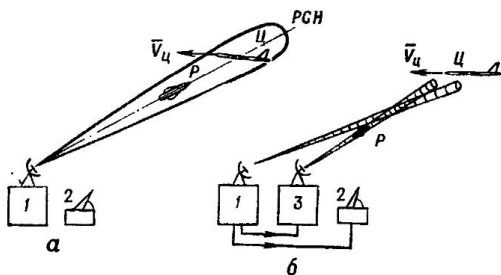
После дешифрации в бортовой аппаратуре команды управления поступают в автопилот и рули на ракеты, управляя их положением.

Достоинства командной системы ТУ-I — возможность реализации метода трех точек и методов упреждения, достаточная точность наведения при стрельбе на малые и средние дальности, возможность наведения на одну цель нескольких ракет, сравнительная простота бортовой аппаратуры; недостатки — ухудшение точности наведения при увеличении дальности стрельбы, большой объем аппаратуры пункта управления.

Командная система ТУ-II отличается от ТУ-I тем, что устройство получения информации о параметрах движения цели (координатор) размещено на борту ракеты. Данные о цели после предварительного преобразования и обработки бортовой аппаратурой по радиолинии передаются на пункт управления и вводятся в УФК. Сюда же поступают и координаты ракеты, измеряемые визирами пункта управления. Дальнейший процесс аналогичен управлению в системе ТУ-I.

Достоинства системы ТУ-II — высокая точность наведения, не зависящая от дальности стрельбы, возможность селекции и распознавания целей, возможность наведения на одну цель нескольких ракет одновременно; недостатки — более сложная бортовая аппаратура.

Системы теленавещения — системы управления ракетами, в которых команды управления полетом формируются на борту ракеты. Их величина пропорциональна отклонению ракеты от равносигнального направления, создаваемого радиолокационными визирами пункта управления (рис. 3.80). Такие системы иногда называют системами наведения по радиолучу. Они бывают одно- и двухлучевыми.



Р и с. 3.80. Схемы систем теленавещения:
 а — однолучевой; б — двухлучевой; 1 — устройство сопровождения цели и наведения ракеты; 2 — пусковые устройства; 3 — устройство наведения ракеты

Системы самонавещения — системы, в которых управление полетом ракет осуществляется командами управления, формируемыми на борту ракет. При этом информация, необходимая для их формирования, выдается бортовым устройством (координатором). В таких системах используются самонаводящиеся ракеты, в управлении полетом которых пункт управления участия не принимает

По виду энергии, используемой для получения информации о параметрах движения цели, различают системы самонавещения активные, полуактивные, пассивные.

Активными называют системы самонавещения, в которых источник облучения цели установлен на борту ракеты. Отраженные от цели сигналы принимаются бортовым координатором и служат для измерения параметров движения цели (параметра рассогласования), рис. 3.81,а.

В полуактивных системах самонавещения источник облучения цели размещен на пункте управления (рис. 3.81,б). Отраженные от цели сигналы используются бортовым координатором для измерения параметра рассогласования.

Пассивными называют такие системы самонаведения, в которых для измерения параметров движения цели используется энергия, излучаемая целью. Это может быть тепловая (лучистая), световая, радиотепловая энергия.

В состав системы самонаведения входят устройства, измеряющие параметр рассогласования, счетно-решающий прибор, автопилот и рулевой тракт. Принцип работы системы самонаведения сводится к следующему (рис. 3.81, в).

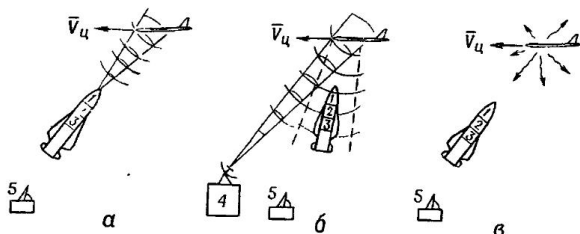


Рис. 3.81. Схемы систем самонаведения.

а — активной; б — полуактивной; в — пассивной; 1 — бортовой координатор; 2 — СРП; 3 — автопилот; 4 — станция под-света цели; 5 — пусковые устройства

При нахождении ракеты на пусковом устройстве координатор наводится на выбранную для уничтожения цель. В результате происходит захват цели на автоматическое сопровождение. При этом измеряются координаты цели или непосредственно параметр рассогласования, что зависит от принятого метода наведения. После старта координатор непрерывно измеряет величину Δ и вырабатывает напряжение рассогласования u_{Δ} , которое поступает в СРП для формирования команд управления полетом ракеты. Контроль за качеством наведения может быть визуальным и с помощью радиолокационных и телевизионно-оптических средств, установленных на пункте управления.

Комбинированные системы управления — системы, в которых наведение ракеты на цель осуществляется последовательно несколькими системами. Они могут находить применение в комплексах дальнего действия. Это может быть комбинация командной системы телеуправления на начальном участке траектории полета ракеты и самонаведения на конечном или наведение по радиолучу на начальном участке и самонаведение на конечном. Такая комбинация систем управления обеспечивает наведение ракет на цели с достаточной точностью при больших дальностях стрельбы.

3.4.3. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТАМИ

Составными элементами типовой системы управления авиационными и зенитными ракетами являются: управляемая ракета как объект управления, наземные (самолетные) устройства измерения координат цели и ракеты, устройства формирования команд управления, командные радиолинии передачи команд на борт ракет, бортовые координаторы самонаводящихся ракет, пусковые устройства, боевое снаряжение ракет.

Управляемая ракета

Управляемая ракета представляет собой беспилотный летательный аппарат с реактивным двигателем, предназначенный для поражения воздушных целей. Все бортовые устройства размещены на планере ракеты.

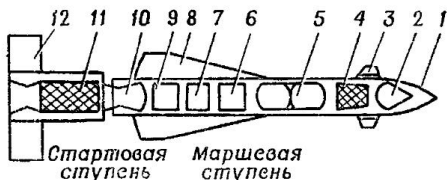


Рис. 3.82. Схема компоновки гипотетической управляемой ракеты:

1 — корпус ракеты; 2 — неконтактный взрыватель; 3 — рули; 4 — босая часть; 5 — баки для компонентов топлива; 6 — автопилот; 7 — аппаратура управления; 8 — крылья; 9 — источники бортового электропитания; 10 — ракетный двигатель маршевой ступени; 11 — ракетный двигатель стартовой ступени; 12 — стабилизаторы

Планер является несущей конструкцией ракеты и состоит из корпуса, неподвижных и подвижных аэродинамических поверхностей. Корпус планера обычно цилиндрической формы с конической (сферической, оживальной) головной частью. Возможный вариант компоновки управляемой ракеты показан на рис. 3.82.

Аэродинамические поверхности планера служат для создания подъемной и управляющих сил. К ним относят крылья, стабилизаторы (неподвижные поверхности), рули. По взаимному расположению рулей и неподвижных аэродинамических поверхностей могут быть аэродинамические

схемы ракет: нормальная, «бесхвостка», «утка», «поворотное крыло» (рис. 3.83).

Двигатели управляемых ракет делятся на две группы: ракетные и воздушно-реактивные.

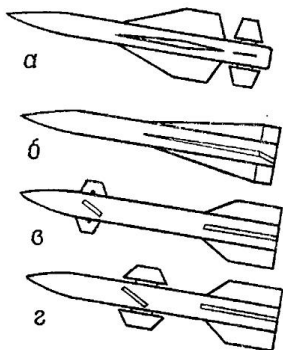
Ракетным называют двигатель, который использует топливо, полностью находящееся на борту ракеты. Для его работы не требуется забора кислорода из окружающей среды. По виду топлива ракетные двигатели разделяются на ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) и жидкостные ракетные двигатели (ЖРД).

В качестве топлива в РДТТ используются ракетные пороха и смесевые твердые топлива, которые позволяют заливку и прессование непосредственно в камеру сгорания двигателя.

Преимущества РДТТ — простота устройства, постоянная готовность к немедленному пуску, высокая надежность действия и простота эксплуатации, большой удельный вес и возможность получения большой тяги при небольшой массе двигателя; недостатки — зависимость тяги и давления в камере сгорания от температуры заряда (температуры окружающей среды), меньшая по сравнению с ЖРД удельная тяга, трудность регулирования тяги.

РДТТ применяются как в качестве ускорителей при старте ракет, так и в маршевых ступенях.

В жидкостных ракетных двигателях применяется однокомпонентное или двухкомпонентное топливо, в состав которого входят горючее и окислитель. Топливо содержится в баках вне камеры сгорания. В состав ЖРД входят топливные баки, камера сгорания, система подачи топлива, устройства управления и регулирования работы. Подача топлива в камеру сгорания производится под давлением, превышающим давление в камере. В соответствии с этим различают двигатели ЖРД с вытеснительной и турбонасосной системой подачи.



Р и с. 3.83. Аэродинамические схемы управляемых ракет: а — нормальная; б — «бесхвостка»; в — «утка»; г — «поворотное крыло»

Вытеснительная система создает в баках компонентов топлива давление, превышающее давление в камере, в результате происходит вытеснение топлива. Для этого используются воздушные (газовые) аккумуляторы давления (ВАД). Воздух (газ) содержится в баллонах под давлением 250—300 кгс/см² (2450—2940 II). Иногда для вытеснения топлива из баков используются горячие продукты сгорания в газогенераторах, работающих на твердом или жидком топливе.

Турбонасосная система подачи создает давление с помощью насосов, приводимых в действие высокооборотной газовой турбиной. Газогенератор, турбина и насосы образуют турбонасосный агрегат (ТНА).

Жидкие однокомпонентные топлива представляют собой несамовоспламеняющуюся смесь окислителя и горючего в необходимом для горения соотношении. Однокомпонентные топлива получают ограниченное применение.

Двухкомпонентные жидкие топлива есть сочетание горючего и окислителя в соотношении, обеспечивающем горение. Эти топлива могут быть самовоспламеняющимися и невоспламеняющимися. Первые из них воспламеняются при соединении горючего и окислителя в камере сгорания двигателя, вторые—при применении дополнительных средств зажигания. Преимущества жидких топлив: создают большую, чем твердые топлива, удельную тягу двигателя; обеспечивают регулирование тяги более простыми средствами; позволяют выключение и повторное включение двигателя; недостатки: необходимость хранения и содержания горючего и окислителя в отдельных емкостях, соблюдения мер предосторожности при транспортировке и заправке горючего и окислителя.

Горючим двухкомпонентных жидких топлив могут служить вещества, в которых окисляемыми химическими элементами являются углерод и водород. Большее применение находят углеводороды (керосины, амины, гидразины и др.). В качестве окислителей могут служить жидкий кислород, азотная кислота, перекись водорода, фтор и др.

Воздушно-реактивные двигатели (ВРД)—двигатели, в которых окислителем служит кислород, забираемый из окружающего воздуха. В результате на борту летательного аппарата содержится только горючее, что позволяет увеличить запас топлива. Недостатком ВРД является невозможность их работы в разреженных слоях атмосферы. Они могут применяться на летательных аппаратах при высотах полета до 35—40 км.

По особенностям устройства воздушно-реактивные двигатели делят на компрессорные и бескомпрессорные. В компрессорных двигателях сжатие воздуха, поступающего в камеру сгорания, производится компрессорными устройствами (турбокомпрессорами, турбовентиляторами). В бескомпрессорных ВРД сжатие воздуха осуществляется только за счет скоростного напора набегающего воздушного потока.

В воздушно-реактивных двигателях в качестве горючего могут служить жидкие смеси углеводородов, получаемых при переработке нефти.

Принцип работы реактивного двигателя. Основной частью реактивного двигателя, работающего на химическом топливе, является камера сгорания с соплом. В РДТТ в камере сгорания помещается твердое топливо, в ЖРД компоненты топлива содержатся в отдельных баках и вводятся в камеру сгорания под давлением, превышающим давление газов в камере (рис. 3.84).

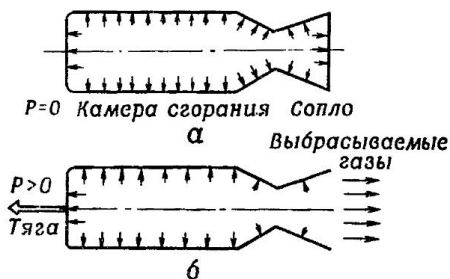


Рис. 3.84. Схема работы ракетного двигателя: а — камера сгорания закрыта; б — камера сгорания с соплом

При работе происходит сгорание топлива, в результате образуются газы, представляющие рабочее тело двигателя. Если бы камера сгорания была закрытой, то продукты сгорания создавали некоторое давление равномерно на все стенки камеры, в результате чего тяга не возникает. При наличии сопла газы, находящиеся в камере под давлением, устремляются через сопло с большой скоростью, величина которой растет по мере приближения их к срезу сопла. Как следствие этого, давление вдоль камеры сгорания и сопла будет изменяться. На срезе сопла оно будет минимальным, тогда как у торцевой стенки

внутри камеры сгорания, противоположной срезу сопла, максимальным.

Часть сил давления оказывается неуравновешенной, что и создает тягу двигателя.

Автопилот (АП) предназначен для стабилизации угловых движений ракеты относительно центра масс. Кроме того, АП является составной частью системы управления полетом ракеты и управляет положением самого центра масс в пространстве в соответствии с командами управления. В первом случае АП выполняет роль системы стабилизации ракеты, во втором — роль элемента системы управления.

Для стабилизации ракеты в продольной, азимутальной плоскостях и при движении относительно продольной оси ракеты (по крену) используются три независимых канала стабилизации — по тангажу, курсу и крену.

Чувствительные элементы АП измеряют угловые отклонения ракеты α , θ , γ , ее скорость V и скоростной напор $\rho V^2/2$. Так, при воздействии внешних возмущений (под воздействием ветра и изменения плотности воздуха, асимметрии ракеты и т. п.) происходит, например, поворот ракеты на некоторый угол γ вокруг продольной оси ox_1 , т. е. возникает крен. Наличие крена ракеты может в некоторых системах управления привести к тому, что рули курса будут изменять положение ракеты по тангажу, а рули высоты по курсу, что приведет к нарушению работы системы управления.

С появлением угла γ чувствительный элемент канала стабилизации ракеты по крену измеряет величину угла и выдает пропорциональный по величине сигнал. После усиления и преобразования в требуемую форму этот сигнал поступает на органы управления, которые повернут, например, элероны на определенный угол. В результате вращение ракеты по крену прекратится и будет устранен угол крена. После этого элероны займут нейтральное положение. Подобным образом осуществляется стабилизация ракеты относительно осей oy_1 и oz_1 .

В системах стабилизации ракет в качестве чувствительных элементов могут использоваться гироскопические измерители, датчики линейных ускорений (акселерометры), датчики скоростного напора.

Основу гироскопического измерителя составляет гироскоп — быстро вращающийся маховик (ротор), укрепленный концами оси вращения в рамке, называемой рамкой гироскопа. Ротор приводится во вращение электродвигателем.

Датчики линейных ускорений (ДЛУ) представляют собой твердое тело определенной массы (инерционное тело), подвешенное на пружинах, концы которых закреплены на корпусе и грузе датчика. Для устранения колебаний тела установлен демпфер. На оси перемещения груза закреплен подвижный контакт (движок) потенциометра.

При ускорении ракеты, равному нулю, груз находится в среднем положении. С появлением ускорения ракеты груз перемещается вдоль оси на величину, пропорциональную величине ускорения. В результате с подвижного контакта потенциометра снимается напряжение, пропорциональное величине ускорения. ДЛУ могут быть использованы для измерения продольных и боковых (нормальных) ускорений. В первом случае ДЛУ устанавливается так, чтобы его ось была параллельна (совпадала) продольной оси ox_1 ракеты, во втором — ось ДЛУ должна быть направлена по оси oy_1 или оси oz_1 .

Для измерения скоростного напора применяют датчики, измеряющие давление воздуха при набегании воздушного потока. В результате выдается электрический сигнал, пропорциональный величине ρV^2 .

Преобразовательно-усилительные устройства АП чаще представляют собой электронные преобразователи токов и напряжений. Для этого применяют магнитные и транзисторные усилители-преобразователи, обладающие высокой стабильностью работы и надежностью в условиях вибраций и перегрузок ракеты.

Исполнительные устройства АП служат для перемещения рулей ракеты. Они могут быть пневматическими, гидравлическими и электромоторными. Их назначение — преобразование электрической энергии команд управления в угол поворота рулей ракеты. Часто эти устройства называют рулевыми машинами.

Задающие устройства — устройства управления полетом ракеты на автономном участке траектории. В их задачу входит изменение режима работы бортовой аппаратуры по заранее заданной программе.

Бортовая аппаратура управления полетом ракеты является составной частью системы управления. Ее устройство определяется принятой системой управления, реализованной в комплексе управления зенитными и авиационными ракетами.

В системах командного телеуправления на борту ракеты устанавливают устройства, составляющие приемный тракт командной радиолинии управления (КРУ). В их состав входят антенна и приемник радиосигналов

команд управления, селектор команд, демодулятор. В результате принятые сигналы команд усиливаются, детектируются в приемнике и после прохождения селектора подаются в демодулятор. Демодулятор преобразует сигналы команд, представленные принятым кодом, в медленно изменяющиеся напряжения, которые подаются на органы управления рулями ракеты. Аналогичный путь проходят и разовые команды, предназначенные для управления режимами работы бортовой аппаратуры.

В системах командного телеуправления II типа на борту ракеты устанавливают координатор, измеряющий параметры движения цели, и передатчик для передачи их в соответствующем коде на пункт управления, находящийся на земле (при управлении зенитными ракетами) или самолете.

В системах теленавещения и самонавещения бортовая аппаратура управления включает координатор цели и счетно-решающий прибор (СРП). Координатор измеряет параметр рассогласования и выдает в СРП напряжение рассогласования соответствующей величины и знака. В счетно-решающем приборе формируются команды управления, в состав которых вводятся составляющие компенсации ошибок наведения. С выхода СРП команды управления поступают на АП для управления рулями ракеты.

Координаторы, применяемые в системах самонавещения, могут быть радиолокационными и оптическими (световыми и инфракрасными).

Радиолокационный координатор содержит антенну, передатчик (в координаторах активного типа), приемник, автоселектор, оконечное устройство, устройство обработки рассогласований, приемник и антенну канала сигналов синхронизации. Показанный на рис. 3.85,а координатор является следящим. Ось ox_k координатора, являющаяся электрической осью антенны, непрерывно совмещается с направлением на цель. При сопровождении цели ее положение относительно оси ox_k может быть определено координатами: углами рассогласования φ_y, φ_z в продольной и поперечной плоскостях; углом рассогласования φ и углом фазирования Φ ; углом фазирования и линейным отклонением цели Δ от линии ox_k ; линейными отклонениями $\Delta y, \Delta z$ цели от оси координатора (рис. 3.85,б). При точном сопровождении цели значения этих координат должны быть близки к нулю и цель должна находиться на направлении оси ox_k .

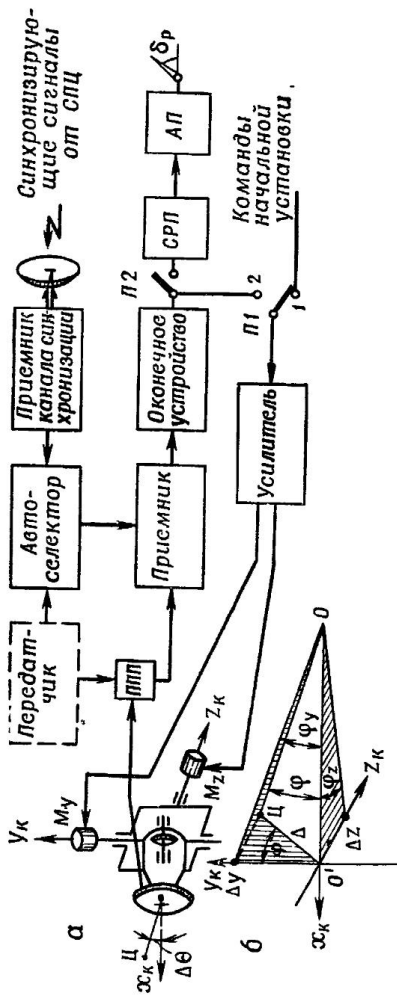


Рис. 3.85. Схема радиолокационного координатора (а) и его системы координат (б)

Захват цели на автоматическое сопровождение координатором осуществляется до или после старта ракеты, для чего он предварительно наводится на цель посредством команд начальной установки (КНУ), поступающих с пункта управления. При этом переключатель П1 находится в положении 1, а переключатель П2 разомкнут. Напряжение команд через усилитель поступает на гидропривод устройства отработки рассогласований, управляющий положением антенны. В результате ось ox_k совмещается с направлением на цель и цель оказывается в луче антенны. Отраженные от цели сигналы улавливаются антенной и через переключатель приема-передачи (ППП) подаются в приемник.

При достаточной мощности отраженных сигналов на выходе оконечного устройства появляется управляющее напряжение, величина и знак которого соответствуют величине и знаку отклонения цели от оси ox_k . После этого переключатель П2 переводится в положение 2, замыкая обратную связь в следящей системе сопровождения цели по направлению. Координатор переходит в режим автоматического сопровождения по направлению и дальности (скорости). После этого замыкается переключатель П2 и напряжение рассогласования, пропорциональное параметру рассогласования, поступает в СРП для формирования команд управления.

Для внешней синхронизации работы автоселектора могут быть использованы сигналы синхронизации, поступающие с пункта управления. В отдельных случаях такие сигналы могут вырабатываться и на борту ракеты.

Сопровождение цели по направлению может осуществляться по методу интегральных и мгновенных равносигнальных зон. Последний считается наиболее предпочтительным, так как обеспечивает более высокую точность сопровождения. При методе мгновенных равносигнальных зон может производиться как амплитудная суммарно-разностная, так и фазовая обработка радиолокационных сигналов.

При амплитудной суммарно-разностной обработке сигналы (см. рис. 3.60), принятые лучами антенны, поступают в устройство «суммы — разности», в результате формируются разностный u_{Δ} и суммарный u_{Σ} сигналы:

$$\left. \begin{aligned} u_{\Delta} &= 2KU_0 \varphi_y K_M \cos \omega_0 t; \\ u_{\Sigma} &= 2KU_0 \cos \omega_0 t, \end{aligned} \right\} \quad (3.179)$$

где U_0 — напряженье сигнала, соответствующее направлению максимума луча антенны на цель;
 K_m — крутизна пеленгационной характеристики;
 K — коэффициент преобразования;
 ω — несущая частота сигнала.

При фазовой обработке радиолокационных сигналов производится сравнение фаз высокочастотных колебаний сигналов, отраженных от цели и принимаемых антеннами. В результате формируется напряженье, пропорциональное разности фаз $\Delta\psi$:

$$u_{\Delta} = K_{\phi} \Delta\psi = \frac{2\pi d}{\lambda} \Delta R = \frac{2\pi d}{\lambda} \sin \varphi_y. \quad (3.180)$$

Где d — расстояние между фазовыми центрами антенн (база);
 λ — рабочая длина волны координатора;
 ΔR — разность хода радиоволн, отраженных от цели и принимаемых антеннами координатора;
 K_{ϕ} — коэффициент преобразования.

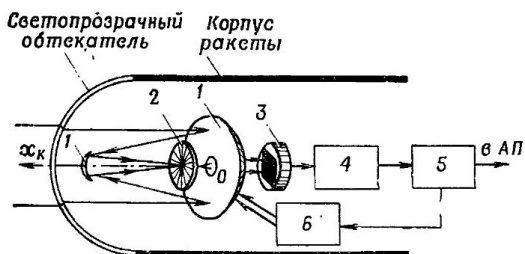
Напряженье рассогласования через переключатель П1 и усилитель (см. рис. 3.85) поступает на моментные моторы гиостабилизированной платформы, управляя положением антенн. В результате цель оказывается на направлении оси ox_k координатора.

Устройства обработки рассогласований координаторов являются исполнительными устройствами следящей системы. Они выполняются в виде гиопривода, обеспечивающего стабилизацию антенны и управление ее положением.

Оптические координаторы устанавливаются на ракетах малой дальности стрельбы. Они более компактны и имеют малую массу. В состав такого координатора входят оптическая система, установленная под светопрозрачным обтекателем, анализатор поля изображений цели, приемник лучистой энергии, усилитель фототока, оконечное устройство и устройство обработки рассогласований (рис. 3.86). По принципу измерения координат цели оптические координаторы делятся на частотные, амплитудные, время-импульсные и др.

В частотном координаторе анализатор поля изображений представляет собой вращающийся диск, разделенный на прозрачные и непрозрачные области. При этом число таких областей на внешнем кольце меньше, чем на внутреннем. Диск установлен так, что начало осей координат совмещено с линией раздела колец.

Поток лучистой (световой) энергии цели проходит оптическую систему и фокусируется в некоторой точке диска в соответствии с положением цели относительно оси координатора. При вращении диска происходит модуляция потока, в результате на выходе фотоприемника выделяются импульсы фототока, частота следования которых будет определяться положением изображения цели на поверхности диска. При отклонении цели влево, от оси OX_K , частота импульсов увеличивается, при отклонении вправо — уменьшается. Таким образом, после усилителя фототока имеет место переменный ток определенной частоты, соответствующей положению изображения цели относительно оси OX_K .



Р и с. 3.86. Схема оптического координатора:

1 — зеркальная оптическая система; 2 — анализатор поля изображения; 3 — фотоприемник; 4 — усилитель фототока; 5 — оконечное устройство; 6 — устройство обработки рассогласований

В окончном устройстве установлены электрические фильтры, настроенные на определенные частоты. После разделения и преобразования фототока формируется напряжение рассогласования, которое поступает в устройство обработки рассогласований. В результате изменяется положение оптической системы и цель оказывается на направлении оси координатора.

Координаторы других типов отличаются рисунком модулирующих дисков и конструкцией оконечных устройств. Большинство оптических координаторов являются следящими. В процессе сопровождения цели они вырабатывают напряжение, пропорциональное угловой скорости вращения линии ракета — цель, что необходимо при реализации метода параллельного и пропорционального сближения.

Чувствительными элементами фотоприемников оптических координаторов могут служить фотоэлектрические элементы с внутренним фотоэффектом. Их достоинством является малая постоянная времени (10^{-4} — 10^{-5} с). Для повышения интегральной и пороговой чувствительности фоторезисторы доводятся до глубокого охлаждения.

Боевое снаряжение зенитных и авиационных ракет есть сочетание боевой части и взрывателя.

Боевая часть имеет боевой заряд, детонатор и корпус. По принципу боевые части могут быть осколочными и осколочно-фугасными. По данным зарубежной печати, некоторые типы ЗУР могут оснащаться и ядерными боевыми частями (например, в ЗРК «Найк Геркулес»).

Поражающими элементами боевой части могут служить осколки, а также и готовые элементы, размещенные на поверхности корпуса. В качестве боевых зарядов применяются бризантные (дробящие) взрывчатые вещества (тротил, смеси тротила с гексогеном и др.).

Взрыватели ракет могут быть неконтактными и контактными. Неконтактные взрыватели в зависимости от места положения источника энергии, используемой для его срабатывания, подразделяются на активные, полуактивные и пассивные. Кроме того, неконтактные взрыватели подразделяются на электростатические, оптические, акустические, радиовзрыватели. В зарубежных образцах ракет чаще применяются радио- и оптические взрыватели. В отдельных случаях параллельно работают оптический и радиовзрыватель, что повышает надежность подрыва боевой части в условиях электронного подавления.

В основу работы радиовзрывателя положены принципы радиолокации. Поэтому такой взрыватель представляет собой миниатюрный радиолокатор, формирующий сигнал подрыва при определенном положении цели в луче антенны взрывателя.

По устройству и принципам работы взрыватели могут быть импульсными, доплеровскими и частотными.

В импульсном взрывателе передатчик вырабатывает высокочастотные импульсы малой длительности, излучаемые антенной в направлении цели. Луч антенны согласован в пространстве с областью разлета осколков боевой части. При нахождении цели в луче отраженные сигналы принимаются антенной, проходят приемное устройство и поступают на каскад совпадений, куда подается строб-импульс. При их совпадении выдается сигнал подрыва детонатора боевой части. Длительность строб-импульсов обус-

ловливает диапазон возможных дальностей срабатывания взрывателя. Минимальная дальность срабатывания

$$D_{\min} = \frac{c\tau_{и}}{2}. \quad (3.181)$$

Доплеровские взрыватели чаще работают в режиме непрерывного излучения. Сигналы, отраженные от цели и принятые антенной, поступают на смеситель, в результате выделяется частота Доплера

$$F_{д} = \frac{2V_{r}}{\lambda}. \quad (3.182)$$

где V_{r} — радиальная составляющая скорости сближения ракеты и цели;

λ — рабочая длина волны радиовзрывателя.

При заданных значениях V_{r} сигналы частоты $F_{д}$ проходят через фильтр и подаются на усилитель. При определенной амплитуде колебаний этой частоты выдается сигнал подрыва.

Контактные взрыватели могут быть электрическими и ударными. Они находят применение на ракетах малой дальности при высокой точности стрельбы, что обеспечивает подрыв боевой части при прямом попадании ракеты.

Для повышения вероятности поражения цели осколками боевой части принимаются меры по согласованию областей срабатывания взрывателя и разлета осколков. При хорошем согласовании область разлета осколков, как правило, совпадает в пространстве с областью нахождения цели.

Наземные (самолетные) устройства измерения координат целей и ракет

Данные устройства обеспечивают измерение текущих координат. Они находят применение в системах телеуправления. В качестве таковых используются радиолокационные, оптические и телевизионно-оптические визиры.

Радиолокационный визир представляет собой радиолокационную станцию сопровождения цели по направлению и дальности. В результате измеряются текущие координаты цели в принятой системе координат (чаще сферической). Принцип их работы был рассмотрен ранее. Аналогичные радиолокационные визиры используются для сопровождения ракет и измерения их текущих координат.

Оптический визир выполняется в виде визирных колонок или оптического прицела, позволяющего визуальное наблюдение за целью и ее ручное сопровождение. Такие визиры находят применение в зенитных ракетных комплексах ближнего действия. Их дальность действия находится в пределах 10—15 км.

Телевизионно-оптический визир представляет собой телевизионную систему, состоящую из телевизионной передающей камеры и видеоконтрольного устройства. Изображение цели в передающей телевизионной камере преобразуется в электрические телевизионные сигналы, которые по кабелю поступают в видеоконтрольное устройство, создавая изображение цели на телевизионном экране. В результате имеется возможность ручного сопровождения цели и измерения текущих значений угловых координат.

В телевизионно-оптических визирах предусматривается автоматическое сопровождение, в том числе и наводимых на цели ракет. Для получения устойчивого сопровождения на борту ракет устанавливают трассеры — источники светового и инфракрасного излучения.

Устройства формирования команд управления

Устройства предназначены для получения электрических напряжений, величина и знак которых соответствуют величине и знаку отклонения ракеты от кинематической траектории. Структура УФК зависит от принятого метода наведения ракет и метода компенсации ошибок наведения. Так, при формировании команд управления при методе трех точек УФК должно иметь устройства формирования напряжений $U_{h\Delta\epsilon}$, $U_{h\Delta\beta}$, пропорциональных параметру согласования в линейной мере, устройства получения напряжений сигнала демпфирования, напряжений компенсации динамических ошибок. Представляя выражение напряжения команды управления в виде

$$u_k = u_{h\Delta} + u_{с.д} + u_{к.д}. \quad (3.183)$$

где $u_{h\Delta} = a_{\Delta} h_{\Delta}$;

$u_{с.д}$ — сигнал демпфирования;

$u_{к.д}$ — сигнал компенсации динамических ошибок, будем иметь структуру УФК (рис. 3.87).

При наведении ракеты по методам упреждения в состав УФК должно входить устройство формирования сигнала упреждения $u_{h_{упр}}$, структура которого должна соответствовать выражению (3.177). Это устройство долж-

но выполнять операции умножения и деления, поэтому может быть названо делительно-множительным устройством.

Кроме указанных УФК выполняет и другие задачи: определяет момент пуска ракет, формирует сигналы управления пусковыми устройствами, вырабатывает команду управления режимами работы бортовой аппаратуры и т. д.

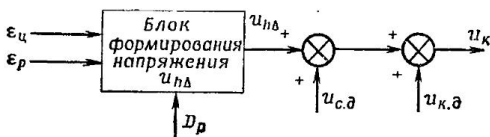


Рис. 3.87. Типовая схема УФК при реализации метода трех точек

Командная радиолиния управления

КРУ представляет собой многоканальную линию связи, предназначенную для преобразования и передачи команд управления. Число каналов линии соответствует числу передаваемых команд при одновременном управлении несколькими ракетами.

Преобразование команд управления в радиосигналы производится, как правило, в три этапа: на первом из них медленно изменяющиеся напряжения команд преобразуются в напряжения поднесущих частот по принятому методу, на втором — получают признак принадлежности, на третьем — преобразуются в высокочастотные радиосигналы.

На первом этапе для преобразования команд могут быть применены методы с импульсными и гармоническими поднесущими.

Методы с импульсными поднесущими:

амплитудно-импульсный (АИМ), когда напряжение команды $u_k(t)$ преобразуется в импульсы напряжения, амплитуда которых изменяется в соответствии с изменением напряжения команды;

частотно-импульсный (ЧИМ), когда напряжение команды преобразуется в импульсы напряжения, частота повторения которых изменяется по закону $u_k(t)$;

время-импульсный (ВИМ) (фазиимпульсный — ФИМ), когда напряжение команды преобразуется в импульсы напряжения, временное положение которых по отношению опорных изменяется в соответствии с изменением величины и знака $u_k(t)$;

широотно-импульсный (ШИМ), когда напряжение команды преобразуется в импульсы, ширина (длительность) которых изменяется в соответствии с законом изменения напряжения $u_k(t)$;

кодowo-импульсный (КИМ), когда напряжение $u_k(t)$ преобразуется в импульсы напряжения, представляющие собой цифровой (чаще двоичный) код.

Методы с гармоническими поднесущими: амплитудно-частотный (АЧМ), когда частота поднесущих колебаний изменяется по закону изменения величины напряжения команды;

фазочастотный (ФЧМ), когда напряжение команды преобразуется в гармонические колебания, фаза которых изменяется в соответствии с напряжением $u_k(t)$.

На втором этапе производится кодирование команд. В качестве кода могут быть импульсные комбинации, гармонические колебания и другие.

На третьем этапе напряжения поднесущих поступают в передатчик КРУ, где преобразуются в высокочастотные колебания и через антенну излучаются в пространство.

На борту ракеты установлена аппаратура приемного тракта, содержащая антенну, приемник, селектор и демодулятор. В результате принятые сигналы команд преобразуются в форму напряжения $u_k(t)$ и подаются в автопилот.

4. РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ ВОЙСКА

4.1. СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ РТВ

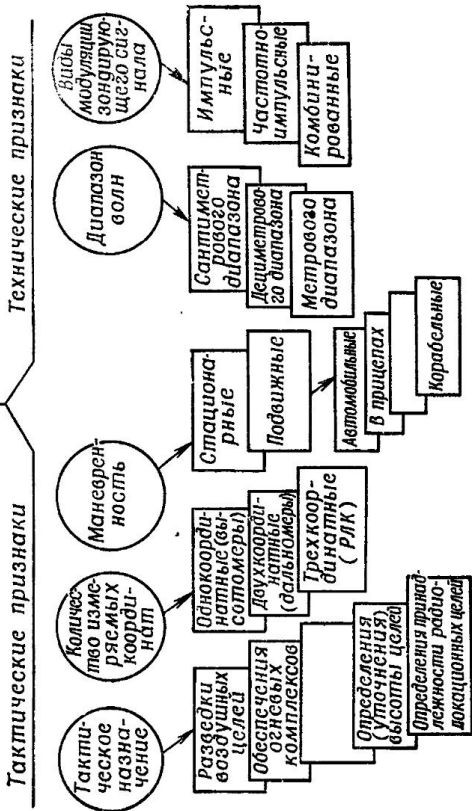
К системам вооружения РТВ относятся: системы обнаружения (радиолокационные комплексы и станции, радиолокационные высотомеры, системы радиолокационного опознавания), автоматизированные системы управления (комплексы аппаратуры автоматизации сбора, обработки и отображения информации на КП РТВ и управления войсками, системы передачи радиолокационной информации.

4.1.1. СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ

Радиолокационные системы обнаружения РТВ предназначены для ведения радиолокационной разведки (обзора воздушного пространства, обнаружения летательных аппаратов, измерения их текущих координат и радиолокационного опознавания, определения боевого состава воздушных целей) и радиолокационного обеспечения управления огневыми комплексами ЗРВ и ИА. Классификация систем обнаружения РТВ показана на рис. 4.1.

Радиолокационные комплексы (станции) разведки — основной источник информации о воздушной обстановке в Войсках ПВО. Для обнаружения и сопровождения летательных аппаратов, не являющихся постановщиками активных помех (ПАП), применяются импульсные радиолокационные станции активной локации. Измерение дальности до цели основано на импульсном методе, азимута — на методе максимума. Анализ и обработка текущих координат цели позволяют получить горизонтальную скорость цели, курс, выявить начало манёвра.

РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ



Р и с. 4.1. Классификация РЛС РТВ

Анализ формы и структуры эхо-сигнала дает представление о боевом составе групповой цели.

Для обнаружения и сопровождения ПАП используются комплексы пассивной локации (триангуляционные или базово-корреляционные).

Радиолокационное опознавание основано на сочетании принципов двухсторонней автоматической радиосвязи и радиолокации. Радиолокационные комплексы (РЛК) обеспечения огневых комплексов отличаются от РЛК разведки более высокой точностью измерения текущих координат и лучшей разрешающей способностью.

Классификация систем обнаружения (рис. 4.1) не лишена условности, так как некоторые РЛС разведки в определенных условиях могут использоваться для радиолокационного обеспечения огневых комплексов, и, наоборот, станции обеспечения — вести разведку. Высотомеры могут с определенными ограничениями выполнять функции трехкоординатных РЛС.

Радиолокационные дальномеры обеспечивают обнаружение летательных аппаратов и определение их плоскостных координат (азимута и дальности). Схема радиолокационного дальномера изображена на рис. 4.2.

Зондирование воздушного пространства импульсами электромагнитной энергии обеспечивается передающим и антенно-фидерным устройствами дальномера, прием отраженных сигналов — антенно-фидерным и приемным устройствами. Принятые сигналы отображаются на индикаторных устройствах РЛК или АСУ.

Передающее устройство формирует радиоимпульсы длительностью $t_{\text{и}}$ от единиц до десятков микросекунд. В РЛК РТВ используются гладкие, линейно-частотно-модулированные и фазокодоимпульсно-модулированные зондирующие сигналы. С помощью фидерного тракта СВЧ энергия зондирующих импульсов через антенный коммутатор подводится к антенне и излучается в пространство.

Ширина диаграммы направленности антенны дальномера в горизонтальной плоскости составляет единицы или доли градусов. Обзор пространства в вертикальной плоскости обеспечивается в пределах от минус 1 до 60°. Указанные пределы реализуются использованием нескольких антенн (антенных каналов) или наклоном антенны в вертикальной плоскости.

Основной метод обзора пространства в горизонтальной плоскости — равномерный круговой обзор, обеспечивающийся вращением антенны по азимуту. Скорость вращения антенны выбирается исходя из требуемой дискретности съема

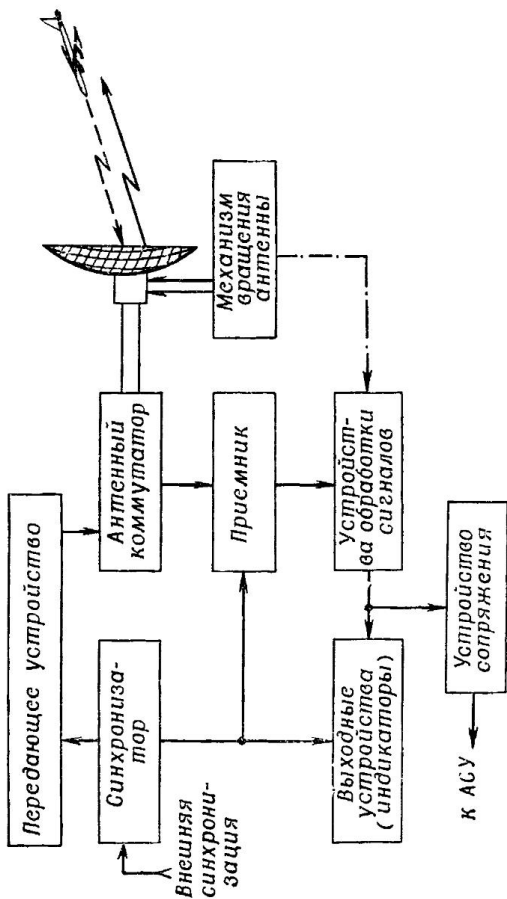


Рис. 4.2. Структурная схема импульсного радиолокационного дальномера

ма информации и получения достаточного для нормальной обработки информации количества импульсов в эхо-пачке:

$$n_a \leq \frac{\theta_\beta F_n}{6N_{\min}}, \quad (4.1)$$

где n_a — скорость вращения антенны, об/мин;

θ_β — ширина диаграммы направленности в азимутальной плоскости, град;

F_n — частота повторения импульсов, Гц;

N_{\min} — минимальное количество импульсов в эхо-пачке, необходимое для нормального возбуждения экрана трубки.

Основные параметры передающего и антенно-фидерного устройств, характеризующие возможности дальномера: импульсная мощность генератора СВЧ P_n (коэффициент усиления антенны G_0), длительность импульса — τ_n , вид модуляции зондирующих импульсов, ширина диаграммы направленности в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Отраженные сигналы, принимаемые антенной, через антенный коммутатор передаются на вход приемника, где осуществляется их частотная селекция и усиление. Последующая обработка сигналов (подавление помех, сжатие импульсов и т. п.) производится в специальных устройствах обработки, с которых обработанные сигналы поступают на индикаторные или другие выходные устройства и устройства сопряжения с АСУ.

Основные параметры приемно-индикаторного тракта: чувствительность приемников ((3.61), (3.74), (3.75)), коэффициент подпомеховой видимости (коэффициент подавления помех), коэффициент сжатия импульсов, динамический диапазон, пропускная способность выходных устройств.

Синхронизатор — вырабатывает импульсы запуска, согласующие во времени (синхронизирующие) момент излучения зондирующих импульсов передатчика и начало развертки индикаторов, а также работу других систем РЛС. Для повышения вероятности обнаружения цели за счет увеличения количества импульсов в эхо-пачке и уменьшения дискретности съема информации увеличивается частота повторения импульсов F_n . Однако в импульсных РЛС значение частоты повторения ограничивается требованием обнаружения целей на заданных дальностях. Поэтому мак-

симальная частота повторения зондирующих импульсов не может быть больше

$$F_{п \max} \leq \frac{c}{2D_{\max} K_z} \quad (4.2)$$

где c — скорость распространения радиоволн;

D_{\max} — требуемая максимальная дальность обнаружения РЛС (РЛК);

K_z — коэффициент запаса (при расчетах берется в пределах 1,15—1,25).

Для обнаружения целей с заданной вероятностью необходимо принять от цели и обработать требуемое количество импульсов за обзор N_{\min} . Это условие определяет нижний предел частоты повторения для высотомера (4.3) и для дальномера (4.4).

$$F_{п \min} \geq \frac{N_{\min} \Delta\beta \Delta\varepsilon}{T_{\text{обз}} \theta_\beta \theta_\varepsilon} \quad (4.3)$$

$$F_{п \min} \geq \frac{N_{\min}}{\frac{\theta_\beta}{6n_a} - \frac{2D_{\max}}{c}} \quad (4.4)$$

где $\Delta\beta$ — сектор обзора по азимуту;

$\Delta\varepsilon$ — сектор обзора по углу места;

$\theta_\beta, \theta_\varepsilon$ — ширина диаграммы направленности по уровню половинной мощности в азимутальной и угломестной плоскостях соответственно;

$T_{\text{обз}}$ — период обзора;

n_a — скорость вращения антенны, об/мин.

Радиолокационные высотомеры предназначены для определения высоты ЛА над поверхностью земли и моря. Чаще всего выполняются как автономные РЛС, имеющие аппаратуру сопряжения с дальномерами, каналами связи и АСУ. В отдельных случаях высотомеры выполняются в неавтономном варианте и являются составной частью трехкоординатного радиолокационного комплекса.

Принцип определения высоты методом максимума сводится к измерению наклонной дальности D , угла места цели ε и решению уравнения высоты (3.84). В высотоме-

рах повышенной точности решается уравнение с поправкой на рефракцию, км:

$$H = D \sin \varepsilon + \frac{D^2}{2R_3} + \Delta H_{\text{реф}} + h_a, \quad (4.5)$$

где R_3 — радиус Земли 6368 км;

$\Delta H_{\text{реф}}$ — поправка высоты на рефракцию радиоволн, км;

h_a — высота электрического центра антенны высотомера, км;

$$\Delta H_{\text{реф}} = 4 \cdot 10^{-7} \left(0,8 - \frac{2}{3} \cdot 10^{-3} T_{\text{э.п}} \right) (H-50) D^2, \quad (4.6)$$

где $T_{\text{э.п}}$ — эквивалентная приведенная температура, определяемая давлением, влажностью и температурой среды на трассе РЛС — цель;

H, D — высота ЛА и дальность до него.

Однозначная привязка информации о высоте целей, сопровождаемых дальномером, обеспечивается выдачей на высотомер сигналов целеуказания (по дальности и азимуту) от дальномера, который для данного высотомера является ведущим, для чего в высотомерах предусматривается система измерения (индикации) азимуга и дальности цели. Это позволяет в отдельных случаях, при сопровождении малого количества целей в круговом обзоре или при работе в узком секторе по азимуту, использовать высотомер для измерения трех координат.

Трехкоординатные РЛК (РЛС) измеряют три текущие координаты цели. Для них характерна несложная техническая реализация привязки информации о высоте к плоскостным координатам цели, что повышает информационные возможности комплекса по одновременному сопровождению большого количества целей.

Система опознавания предназначена для определения государственной принадлежности обнаруженных ЛА. Схема системы опознавания показана на рис. 4.3.

Наземная часть аппаратуры опознавания называется наземным радиолокационным запросчиком (НРЗ) и может сопрягаться с РЛК (РЛС) по цепям синхронизации, вращения антенны и индикации (отображения) ответного сигнала.

В передатчике НРЗ формируется кодированный сигнал запроса, который через антенный коммутатор излучается антенной в направлении опознаваемого ЛА, имеющего бортовую часть аппаратуры.

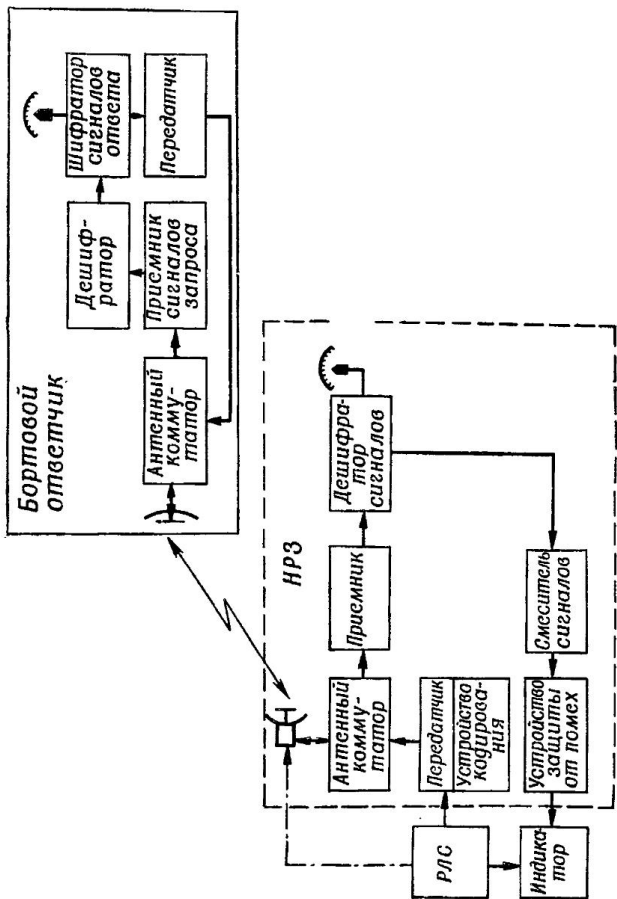


Рис. 4.3. Структурная схема системы опознавания

Запросный сигнал принимается антенной бортового ответчика, усиливается в приемнике и дешифрируется. При соответствии запросного сигнала установленному коду запускается шифратор сигналов ответа и передатчик, который вырабатывает кодированный сигнал ответа, излучаемый антенной бортового ответчика.

Сигнал ответа, принятый антенной НРЗ, усиливается в приемнике и поступает на дешифратор сигналов опознавания, где проверяется соответствие кода ответного сигнала. В случае соответствия кода дешифратор выдает на смеситель сигналов сигнал, который поступает на индикатор.

Боевые возможности

Боевые возможности РЛК (РЛС) — количественные и качественные показатели, характеризующие возможности РЛК выполнять присущие ему боевые задачи в конкретных условиях обстановки за установленное время.

Боевые возможности зависят от технических характеристик комплекса, боеготовности комплекса и выбранных режимов его работы, от рельефа позиции, на которой развернут комплекс, эффективной отражающей поверхности целей, электронной обстановки, состава и уровня подготовки боевого расчета, метеорологических условий и других факторов. Изменение условий обстановки приводит к изменению боевых возможностей комплексов. Оценка боевых возможностей проводится применительно к конкретным боевым задачам и условиям их выполнения.

Показатели боевых возможностей РЛК по радиолокационной разведке: зона обнаружения, помехозащищенность РЛК, информационная возможность, возможности по разрешению целей, точность информации, время приведения в боевую готовность.

Показатели боевых возможностей РЛК по радиолокационному обеспечению наведения: зона обеспечения наведения, количество одновременно обеспечиваемых наведений (зависит от количества индикаторов наведения и дискретности выдачи всех трех координат). Точность выдаваемой информации определяет вероятность радиолокационного обеспечения наведения в пределах зоны наведения.

Зона обеспечения наведения — это область пространства, в которой обеспечивается непрерывное сопровождение целей и истребителя, измерение их текущих координат с требуемой точностью и уверенное радиолокационное опознавание.

Показатели боевых возможностей по радиолокационному обеспечению целеуказания ЗРК — зона обеспечения це-

леуказания (область пространства, в которой обеспечивается выдача информации целеуказания), количество одновременно обеспечиваемых целеуказаний. Качество информации целеуказания зависит от ее точности и характеризуется вероятностью беспойскового целеуказания. Количество одновременных целеуказаний зависит главным образом от установленной дискретности выдачи информации по координатам.

Зона обнаружения

Зона обнаружения РЛК (РЛС) — пространственный показатель возможностей радиолокационного средства по радиолокационной разведке воздушных объектов.

Зона обнаружения — это область пространства, в пределах которой радиолокационные цели с заданной эффективной отражающей поверхностью (ЭОП) обнаруживаются РЛК (РЛС) в каждом обзоре с вероятностью не менее заданной.

В большинстве оперативно-тактических расчетов для характеристики зоны обнаружения принимают ЭОП равной 1 м^2 , вероятность обнаружения — 0,5. Знание указанной зоны и наличие простого математического аппарата, который приводится ниже, позволяет легко определить зоны обнаружения РЛК (РЛС) для любых других значений ЭОП и вероятности обнаружения, что позволяет оценить возможности средств применительно к конкретному противнику.

Зона обнаружения может быть представлена в виде таблицы значений дальности обнаружения D ЛА с данной ЭОП на различных высотах его полета H над поверхностью земли; полусечения (семейства полусечений) зоны в вертикальной плоскости, построенного в координатах $H-D$ на данном азимуте (азимутах) с учетом кривизны Земли (зона обнаружения в вертикальной плоскости); сечения (семейства сечений) зоны сферическими поверхностями, параллельными поверхности Земли на некоторой постоянной высоте или на ряде постоянных высот (зоны обнаружения в горизонтальной плоскости).

В районах со среднепересеченной местностью на высотах более двух километров влияние рельефа на размеры и форму зоны обнаружения становится несущественным и сферические сечения приобретают правильную форму.

При табличном представлении зоны обнаружения обычно приводятся кроме дальности обнаружения на различных высотах также значения минимального и максимального углов места ϵ_{\min} , ϵ_{\max} , максимальной высоты беспроваль-

ного сопровождения цели и радиуса мертвой воронки R_w в на максимальной высоте сопровождения (рис. 4.4).

Зона обнаружения РЛК в сантиметровом диапазоне волн

$$D(\epsilon) = D_{\max} F(\epsilon), \quad (4.7)$$

где D_{\max} — максимальная дальность обнаружения цели с данной ЭОП $\sigma_{ц}$;

$F(\epsilon)$ — нормированная диаграмма направленности антенны РЛК в вертикальной плоскости.

Зависимость $F(\epsilon)$ обычно приводится в технической документации комплекса или снимается по известной методике с использованием радиоизлучения Солнца. Зона обнаружения РЛК на малых высотах существенно зависит от величины углов закрытия, ограничивающих дальность обнаружения в направлении на местный предмет, создающий угол закрытия. Требование к допустимым углам закрытия является основным при выборе позиции для РЛК. Предельная дальность обнаружения на малых высотах, которая может быть реализована при различных значениях угла закрытия γ , приведена на графике (рис. 4.5). Для увеличения дальности обнаружения целей на малых высотах поднимается электрический центр антенны с одновременным наклоном ее фокальной оси на некоторый отрицательный угол места. Для подъема антенн используются господствующие высоты, специальные вышки, мачты и другие сооружения.

Потенциальные возможности РЛК (РЛС) по дальности обнаружения ЛА на малых высотах при нормальной атмосферной рефракции радиоволн определяются по формуле, км:

$$D_{п} = 4,12 \cdot K (\sqrt{H_{п}} + \sqrt{h_a}), \quad (4.8)$$

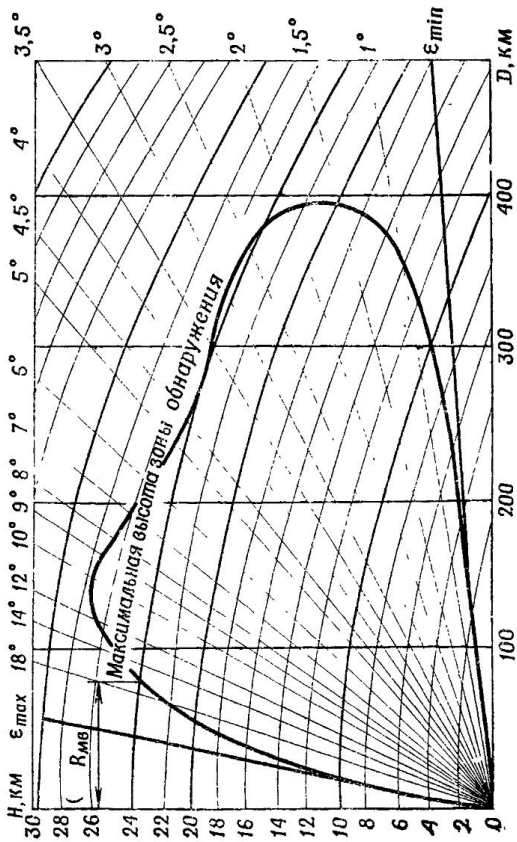
где K — коэффициент использования радиогоризонта;

$H_{п}$ — высота полета ЛА, м;

h_a — высота подъема электрического центра антенны, м.

Зависимость $D_{п} = f(H_{п}, h_a)$ при $K = 1$ показана на рис. 4.6.

В дециметровом и метровом диапазонах волн диаграмма направленности РЛК формируется путем сложения энергии прямого луча и энергии, падающей под различными углами на подстилающую поверхность и отраженной в направлении прямого луча. Рельеф и минеральный состав подстилающей поверхности существенно влияют на отра-



Р и с. 4.4. Полуэсечение зоны обнаружения РЛС в вертикальной плоскости

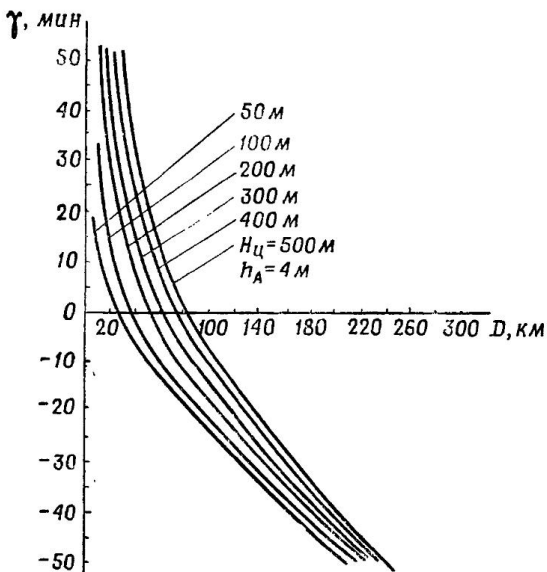


Рис. 4.5. График зависимости максимально возможных дальностей обнаружения целей на малых высотах от углов закрытия (в условиях стандартной рефракции)

жение электромагнитной энергии. Диаграмма направленности РЛК метрового и дециметрового диапазонов

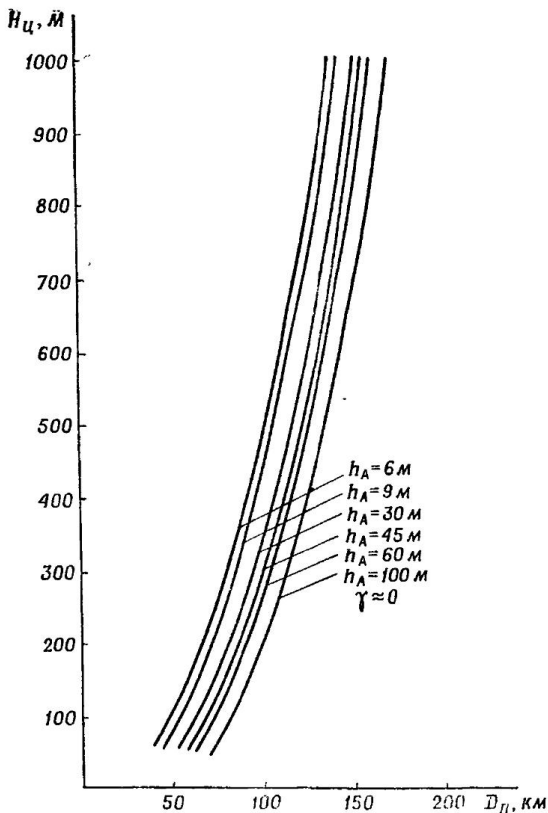
$$D(\epsilon) = D_c F_c(\epsilon) \Phi(\epsilon), \quad (4.9)$$

где D_c — максимальная дальность обнаружения цели с данной ЭОП $\sigma_{ц}$ в свободном пространстве;

$F_c(\epsilon)$ — нормированная диаграмма направленности РЛК в свободном пространстве;

$\Phi(\epsilon)$ — интерференционный множитель (множитель Земли).

Углы закрытия для комплексов этих диапазонов также создают теневой эффект на малых высотах и при расчете зоны обнаружения должны учитываться. В качестве дополнительных требований к позициям этих РЛК выступают. допустимый уклон (подъем) позиции, минимальный радиус площадки вокруг РЛК, высота неровностей позиции, кото-



Р и с. 4.6 График зависимости потенциальных возможностей РЛК по обнаружению целей на малых высотах

рые не должны превышать значений $\Delta h_{п}$. Радиус ровной площадки

$$R_{п.л} \approx 23,3 \frac{h_a^2}{\lambda} \quad (4.10)$$

при $h_a/H_{ц} \ll 0,25$

(при невыполнении этого условия радиус площадки

$$R_{\text{пл}} = 4,12 \sqrt[3]{27\lambda^2 + h_a} - 21 \sqrt{\lambda},$$

единица измерения всех величин — метр), а допустимая величина неровностей

$$\Delta h_n < \frac{\lambda}{16 \sin \theta}. \quad (4.11)$$

где θ — угол падения энергии из электрического центра антенны в точку расположения неровности.

Реальные зоны обнаружения РЛК, развернутых на боевых позициях, рассчитываются с учетом влияния рельефа местности и проверяются облетом. В процессе эксплуатации РЛК накапливается статистика обнаружения целей на данной позиции на различных высотах и с различными ЭОП, на основании которой зона обнаружения уточняется.

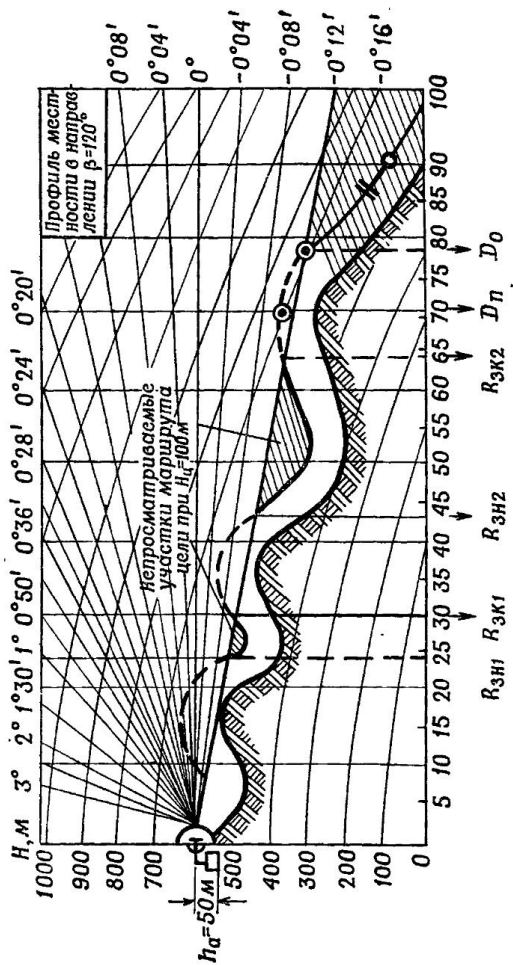
Расчетно-экспериментальный способ определения зоны обнаружения РЛК на малых высотах. Расчету зоны обнаружения предшествует топографическая обработка позиции, предусматривающая построение профилей рельефа позиции на различных азимутах, определение углов закрытия и углов наклона позиции $\gamma_{\text{ср}}$ для тех же азимутов. Затем определяется потенциальная дальность обнаружения РЛК, км:

$$D_{\text{п}} = K D_{\text{п. в}}, \quad (4.12)$$

где K — коэффициент использования радиогоризонта;
 $D_{\text{п. в}}$ — дальность прямой видимости.

Зная потенциальную дальность обнаружения, углы закрытия и профили позиции, определяют фактическую дальность обнаружения на данном азимуте на малых высотах. На профиле позиции проводится линия визирования и профиль полета цели с огибанием рельефа (рис. 4.7), затем находят участки профиля полета, на которых цель на данной высоте не наблюдается (они находятся ниже линии визирования). Начало и конец участка обозначаются соответственно $R_{\text{з. н}}$ и $R_{\text{з. к}}$.

Далее определяется максимальная дальность обнаружения цели на данной высоте D_0 . Если $D_0 > D_{\text{п}}$, то принимается $D_0 = D_{\text{п}}$. Таким же образом определяется зона обнаружения для других значений высоты полета цели. Получив значения D_0 и размеры непросматриваемых участков на различных высотах, строится вертикальное сечение зоны обнаружения на данном азимуте.



Р и с. 4.7. Профиль полета самолета с огибанием рельефа местности

Подобным образом производится построение расчетной зоны обнаружения для других азимутов. При построении расчетной зоны обнаружения РЛС метрового и дециметрового диапазонов учитывается поправка на величину уклона позиции $\gamma_{\text{ср}}$ путем переноса всех точек зоны на угол наклона $\gamma_{\text{ср}}$ на этом азимуте.

Расчетные значения D_0 , $R_{\text{з. в.}}$, $R_{\text{з. н.}}$ уточняются облетом. Облет проводится под одним или несколькими азимутами в зависимости от различия углов наклона на разных азимутах. Он позволяет уточнить фактическое значение коэффициента использования радиогоризонта K данной станции, а также влияние уклона позиции. Величина отклонения расчетной дальности обнаружения от облетной

$$\Delta D = D_{\text{обл}} - D_0 \quad (4.13)$$

вводится на азимуте облета и на других азимутах, под которыми уклон позиции равен или близок углу уклона азимута облета.

Горизонтальные сечения зоны обнаружения для заданных значений высоты полета ЛА (рис. 4.8) строят на карте (бланковке) масштаба 1:500 000, используя азимутальный круг, на который наносят точки, соответствующие уточненным значениям дальности обнаружения на каждом из азимутов. Соединив эти точки плавной кривой, получаем внешнюю границу зоны обнаружения РЛС на данной высоте. Аналогичным образом находятся непросматриваемые участки в зоне обнаружения, создаваемые теневым эффектом.

Построение зоны обнаружения РЛК на средних и больших высотах. Для построения зоны обнаружения на средних и больших высотах необходимо иметь нормированную диаграмму направленности антенны РЛК применительно к данной позиции и истинное значение дальности обнаружения цели с заданной ЭОП на одном из значений высоты полета $H_{\text{ц}}$.

Нормированная диаграмма направленности снимается астрономическим методом (по радиоизлучению Солнца) или с помощью специального генератора, настроенного на несущую частоту РЛК (РЛС), антенна которого может перемещаться по высоте и устанавливается на расстоянии не менее

$$d > \frac{4l^2}{\lambda}, \quad (4.14)$$

где d — расстояние между антеннами РЛК и генератора, м;

l — максимальный линейный размер антенны РЛК, м

Истинное значение дальности обнаружения выявляется облетом РЛК на данной позиции.

Для пересчета нормированной диаграммы направленности в зону обнаружения определяют значение коэффициента пересчета (коэффициента направленности) K_0 под

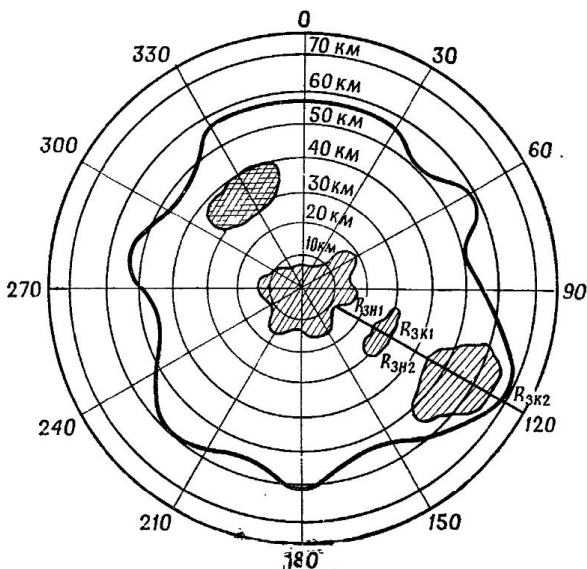


Рис. 4.8. Зона обнаружения РЛС в горизонтальной плоскости

углом места $\epsilon_{\text{вид}}$, под которым определялась истинная дальность обнаружения по облету:

$$\epsilon_{\text{вид}} = \arcsin \left(\frac{H_{\text{ц}}}{D_{\text{обл}}} - \frac{D_{\text{обл}}^2}{17\,000} \right). \quad (4.15)$$

Зная значение $\epsilon_{\text{вид}}$, определяют по нормированной диаграмме направленности значение K_0 (рис. 4.9). Значения дальности обнаружения D_i под другими углами места

$$D_i = K_{D_i} D_{\text{max}}, \quad (4.16)$$

где K_{D_i} — значение коэффициента пересчета под i -м углом места:

$$D_{\max} = \frac{D_{\text{обл}}}{K_0}. \quad (4.17)$$

Для учета рефракционного ослабления радиоволн под данным углом места значение D_i необходимо умножить на коэффициент α :

$$\alpha = \frac{B}{B_{\text{обл}}}, \quad (4.18)$$

где B — коэффициент ослабления под углом ϵ_i ;
 $B_{\text{обл}}$ — коэффициент ослабления под углом $\epsilon_{\text{вид}}$.

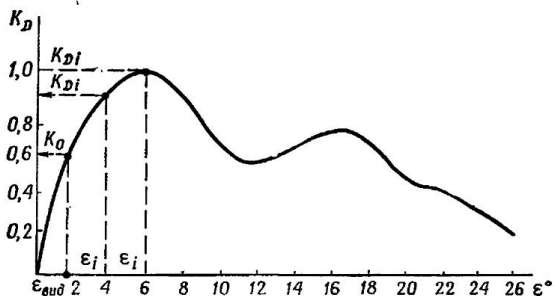


Рис. 4.9. Диаграмма направленности РЛК

Значения B и $B_{\text{обл}}$ определяются по графику (рис. 4.10). Значение B определяется для дальностей D_i и соответствующих им углов ϵ_i , $B_{\text{обл}}$ — для дальности $D_{\text{обл}}$ и $\epsilon_{\text{вид}}$. Например, $\epsilon_{\text{вид}} = 2^\circ$, $D_{\text{обл}} = 200$ км, а рассчитанное значение дальности под углом места $\epsilon_i = \epsilon_1 = 1^\circ$ равно 100 км. По графику (рис. 4.10) $B_{\text{обл}} = 1,04$, $B = 1,10$ (при $\epsilon_1 = 1^\circ$, $D_1 = 100$ км), тогда $\alpha = B/B_{\text{обл}} = 1,10/1,04 = 1,058$.

Дальность обнаружения под $\epsilon_i = \epsilon_1$ принимается равной $D_1 \cdot \alpha = 100 \cdot 1,058 = 105,8$ км.

Построение зоны обнаружения РЛК на предельно больших высотах методом понижения потенциала. Метод понижения потенциала применяется для уточнения зоны обнаружения РЛК на высотах, превышающих практический потолок полета самолетов.

В этом случае облет выполняется на доступных высотах, а потенциал комплекса искусственно уменьшается. Понижение потенциала равноценно равномерному сжатию зоны обнаружения вдоль линий постоянных углов места:

$$K_{сж} = \frac{D_{обл}}{D} 10^{-\frac{N}{40}}, \quad (4.19)$$

где $D_{обл}$ и D — дальности обнаружения при пониженном и при нормальном потенциалах соответственно;

N — степень понижения потенциала, дБ.

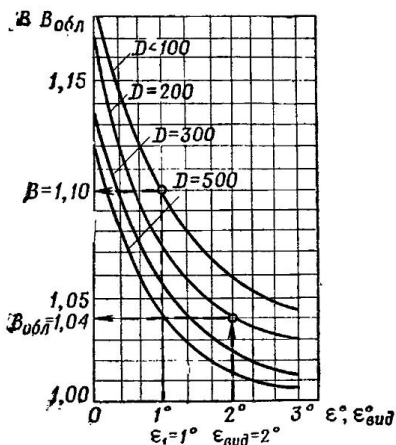


Рис. 4.10. График значений коэффициента рефракционного ослабления

Степень понижения потенциала выбирается с таким расчетом, чтобы высота полета самолета, совершающего облет, превосходила высоту беспровального сопровождения его в «сжатой зоне».

По результатам облета, пользуясь изложенной выше методикой, строят сжатую зону обнаружения РЛК (рис. 4.11), а затем реальную зону обнаружения, соответствующую нормальному потенциалу РЛК.

Для пересчета точек a, b, c, d сжатой зоны в соответствующие им точки A, B, C, D реальной зоны используется соотношение:

$$\bar{D} = D_{\text{обл}} 10^{\frac{N}{40}}. \quad (4.20)$$

Линия, соединяющая точки A, B, C, D , является границей зоны обнаружения.

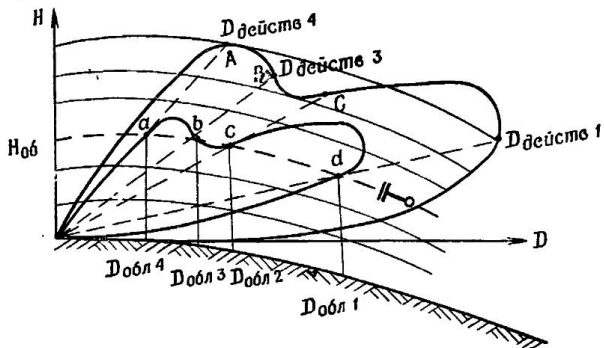


Рис. 4.11. Зоны обнаружения РЛС с пониженным и номинальным потенциалом

Пересчет зоны обнаружения для другого значения ЭОП относительно данного. В практике возникает необходимость по известной зоне обнаружения, рассчитанной для одного значения ЭОП σ_1 , получить зону обнаружения целей с другой ЭОП σ_2 .

Для пересчета на средних и больших высотах пользуются формулой

$$D_2 = D_1 \sqrt[4]{\frac{\sigma_2}{\sigma_1}} \text{ при } \epsilon = \text{const.} \quad (4.21)$$

Для пересчета на малых высотах вычисляется изменение дальности обнаружения, обусловленное изменением ЭОП, км:

$$\Delta D = md, \quad (4.22)$$

где $m = -10 \log \frac{\sigma_1}{\sigma_2}$, дБ; $d = \frac{5,42}{\sqrt{f}}$, $\frac{\text{км}}{\text{дБ}}$;

f — несущая частота РЛК, МГц.

Полученное значение ΔD прибавляют или вычитают (в зависимости от знака ΔD) от D . Вновь полученные точки соединяют плавной кривой, которая является внешней границей зоны обнаружения при новом значении ЭОП.

В заключение производят сопряжение двух частей зоны обнаружения, построенных для диапазонов малых и средних высот.

Пересчет зоны обнаружения РЛК для заданного значения вероятности обнаружения цели. Дальность обнаружения цели D с заданной вероятностью P связана с известной дальностью обнаружения D_0 и соответствующей ей вероятностью P_0 так:

$$D = D_0 \sqrt[4]{-\frac{\ln P}{\ln P_0}}. \quad (4.23)$$

Обычно внешняя граница зоны обнаружения РЛК строится для значений $P_0 = 0,5$. При этом условии для пересчета зоны обнаружения можно воспользоваться формулой

$$D = 1,35 D_{0,5} \sqrt[4]{-\log P}. \quad (4.24)$$

Вероятность обнаружения цели несколькими РЛК. Результирующая вероятность $P_{\text{рез}}$ обнаружения данной цели несколькими РЛК, ведущими разведку одновременно и выдающими информацию на единый пункт сбора:

$$P_{\text{рез}} = 1 - \prod_{l=1}^n (1 - P_l), \quad (4.25)$$

где n — количество РЛК, ведущих разведку цели;
 P_i — вероятность обнаружения цели i -м РЛК в данной точке.

$$P_i = e^{-0,69 \left(\frac{D_i}{D_{0,5}}\right)^4} = 10^{-0,3 \left(\frac{D_i}{D_{0,5}}\right)^4}, \quad (4.26)$$

где D_i — дальность до цели, обнаружение которой обеспечивается с i -й вероятностью.

Помехозащищенность РЛК

Возможности РЛК РТВ по ведению разведки в пассивных помехах оцениваются величиной коэффициента подпомеховой видимости $K_{п.в}$ аппаратуры защиты. Сопоставляя его величину с реальным отношением мощности сигналов пассивных помех к мощности эхо-сигналов, которое характерно для района дислокации, делают вывод о способности РЛК вести разведку в пассивных помехах в данной помеховой обстановке.

Возможности по защите от активных шумовых помех характеризуются величиной коэффициента сжатия зоны обнаружения по нешумящим целям вне сектора эффективного подавления и размерами сектора эффективного подавления по шумящим целям (постановщикам активных шумовых помех).

Коэффициент сжатия зоны обнаружения РЛК по нешумящим целям

$$K_{сж} = \frac{D_{п}}{D_0} = \frac{1}{4 \sqrt{1 + 77 \frac{\rho G_{пр} f_6 \lambda^2}{NR_{пп}^2}}}, \quad (4.27)$$

где ρ — спектральная плотность мощности помехи, Вт/МГц;

$G_{пр}$ — коэффициент усиления приемной антенны;

f_6 — уровень боковых и задних лепестков ДН антенны РЛК;

λ — длина волны, см;

N — коэффициент шума приемного устройства;

$R_{пп}$ — расстояние от РЛК до рубежа постановки помех, км.

Для конкретного типа РЛС соотношение (4.27) можно представить в виде:

$$K_{сж} = \frac{1}{4 \sqrt{1 + A \frac{\rho}{R_{пп}^2}}}. \quad (4.28)$$

Для удобства расчета $K_{сж}$ может быть построена графическая зависимость $K_{сж} = f(R_{пп})$ при фиксированных значениях ρ .

Сектор эффективного подавления измеряется углом в азимутальной (или угломестной) плоскости, в котором ПАП обеспечивает самоприкрытие и маскировку прикрываемых целей. Ширина сектора эффективного подавления зависит от спектральной плотности мощности помех ρ , расстояния до ПАП, потенциала станции, ширины диаграммы направленности антенны РЛК и уровня боковых лепестков.

Возможности РЛК по выдаче информации и определению состава групповых целей

Потенциальные информационные возможности РЛК РТВ:

$$N_{п} = \frac{(D_{\max} - D_{\min}) \Delta\beta \Delta\epsilon}{\delta D \delta\beta \delta\epsilon}. \quad (4.29)$$

где D_{\max} , D_{\min} — пределы работы комплекса по дальности;

$\Delta\beta$, $\Delta\epsilon$ — секторы обзора РЛК по азимуту и углу места соответственно;

δD , $\delta\beta$, $\delta\epsilon$ — разрешающие способности по координатам.

Практическая реализация этих возможностей ограничивается производительностью устройств съема информации. В связи с этим информационные возможности РЛК зависят от способа съема, количества параллельных устройств съема информации, способов реализации целеуказания, а также скорости обзора пространства. В простейшем случае, при автономной работе РЛК, информационная возможность по выдаче соответствующей координаты

$$N_t = K_{п} m_t \frac{t_{\text{дискр } t}}{t_{с t}} \text{ при } t_{\text{дискр } t} \geq T_0, \quad (4.30)$$

где K_{Π} — коэффициент, учитывающий снижение информационной возможности за счет перекрытия секторов съема, перераспределения этих секторов;
 m_i — количество устройств съема i -й составляющей информации;
 $t_{\text{дискр}i}$ — дискретность съема i -й составляющей информации;
 t_{ci} — время, затрачиваемое на съем информации и реализацию целеуказания;
 T_0 — период обзора пространства.

Возможности по определению состава групповой цели, момента ее разделения характеризуются разрешающими способностями РЛК и оцениваются по формулам (3.80), (3.81), (3.82).

Возможности РЛК по решению задач обеспечения ЗРВ и ИА

Радиолокационное обеспечение боевых действий огневых комплексов ЗРВ и истребительной авиации сводится к своевременной выдаче информации, обеспечивающей беспойсковое целеуказание для СНР или вывод истребителя в точку, из которой он может обнаружить и захватить цель бортовым радиолокатором или обнаружить визуально.

Качество радиолокационного обеспечения РЛК целеуказания и наведения зависит от ошибок съема первичной информации, поступающей от РЛК.

Ошибки измерения координат целей по закономерности их возникновения делят на систематические и случайные. Случайные и систематические ошибки измерения координат цели радиолокационными комплексами по причинам их возникновения делятся на пеленгационные, инструментальные и динамические.

Пеленгационные ошибки возникают под влиянием рефракции радиоволн, отражения их от рельефа местности, искажения формы сигнала из-за дисперсионных свойств среды и изменения скорости распространения радиоволн.

Инструментальные ошибки появляются из-за неточности формирования электрического масштаба, погрешностей интерполяции положения отметки от цели относительно линии электрического масштаба, неточности совмещения маркера с отметкой, погрешностей топопривязки станции и ряда других причин.

Динамические ошибки измерения зависят от курса и скорости перемещения цели, а также от способа съема информации:

$$X_{\text{дин}} = V_x (t_1 + t_2), \quad (4.31)$$

где V_x — скорость цели в направлении измеряемой координаты;

t_1 — время формирования отметки на экране индикатора;

t_2 — время, затрачиваемое на съём информации по данной координате.

Систематические составляющие всех перечисленных групп ошибок могут быть определены, а затем учтены и скомпенсированы. Поэтому точность измерения координат целей в основном зависит от случайных ошибок, закон распределения которых принимается нормальным.

Случайные ошибки могут оцениваться величиной среднеквадратической σ , средней, максимальной ошибкой или ошибкой в 80% измерений.

Среднеквадратическая ошибка

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^2}, \quad (4.32)$$

где $x_i = a_i - X$ — случайная ошибка i -го измерения;

a_i — результат i -го измерения;

X — истинное значение измеряемой координаты;

n — число измерений.

Если известны среднеквадратические ошибки $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_n$, вызванные различными независимыми источниками, то общая среднеквадратическая ошибка

$$\sigma_{\Sigma} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \dots + \sigma_n^2}. \quad (4.33)$$

Вероятность среднеквадратической ошибки $P(\sigma) = 0,683$.

Вероятной $x_{\text{в}}$ или средней ошибкой называют такое ее значение, вероятность появления которой $P(x_{\text{в}}) = 0,5$:

$$x_{\text{в}} = \frac{2}{3} \sigma. \quad (4.34)$$

Максимальная ошибка — это наибольшая ошибка, которая возможна при определенных условиях измерения:

$$x_{\max} \approx 3\sigma. \quad (4.35)$$

Для сравнения возможностей РЛК РТВ по точностным характеристикам часто используются ошибки в 80% измерений, определяемые на испытаниях путем набора статистических данных. Перевод их в среднеквадратические производится по формуле

$$x_{0,8} = 1,3\sigma. \quad (4.36)$$

Точность измерения дальности, азимута и высоты целей

Общая среднеквадратическая ошибка измерения дальности

$$\sigma_D = \sqrt{\sigma_{D \text{ пеленга}}^2 + \sigma_{D \text{ инстр}}^2 + \sigma_{D \text{ лин}}^2}. \quad (4.37)$$

Пеленгационная ошибка $\sigma_{D \text{ пеленга}}$ обычно не превышает нескольких метров и в большинстве расчетов при визуальном съеме информации ее можно не учитывать.

Основными причинами появления инструментальных ошибок являются:

изменение времени запаздывания прохождения эхо-сигналов по трактам РЛК (РЛС), обусловленное режимом работы этих РЛК;

неточность определения положения отметки эхо-сигнала относительно линий электрического масштаба дальности (при визуальном способе съема информации) или неточность совмещения маркера с отметкой эхо-сигнала (при автоматизированном способе съема информации);

погрешность электрического масштаба дальности;

погрешность в определении положения начала отметки эхо-сигнала, обусловленная влиянием шумового фона и конечной толщиной развертки дальности.

Так как изменение времени запаздывания эхо-сигналов в трактах РЛК (РЛС) при настроенной аппаратуре обычно не превышает долей микросекунды, то ошибкой, обусловленной этой причиной, можно пренебречь.

Инструментальная ошибка складывается из ошибок интерполяции $\sigma_{D \text{ интерп}}$, неточности формирования электрического масштаба дальности $\sigma_{D \text{ машт}}$, наличия шумового фона $\sigma_{D \text{ ш}}$, конечной толщины линии развертки дальности

σ_{Dp} . Среднеквадратические значения указанных ошибок оцениваются:

$$\sigma_{D \text{ интерп}} = \frac{D_{M \text{ min}}}{30}; \quad (4.38)$$

$$\sigma_{D \text{ масштаб}} = \frac{D \Delta f}{3f_{\text{оп}}}; \quad (4.39)$$

$$\sigma_{D \text{ ш}} = \frac{ct_{\text{фр}}}{6 \left(\frac{u_c}{u_{\text{ш}}} \right)}; \quad (4.40)$$

$$\sigma_{Dp} = \frac{d_p}{6m_D}, \quad (4.41)$$

где $D_{M \text{ min}}$ — расстояние между масштабными метками минимальной градации в единицах дальности;

$\frac{\Delta f}{f_{\text{оп}}}$ — относительный уход частоты опорного генератора;

$t_{\text{фр}}$ — длительность фронтов эхо-импульса;

$\frac{u_c}{u_{\text{ш}}}$ — отношение сигнал — шум;

d_p — диаметр сфокусированного на экране трубки пятна;

m_D — масштаб развертки дальности, мм/км.

Оценив отдельные составляющие инструментальной ошибки, можно определить ее результирующее значение

$$\sigma_{D \text{ INSTR}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{D_i}^2}. \quad (4.42)$$

Динамическая ошибка при нормальном распределении курсов целей относительно РЛК

$$\sigma_{D \text{ ДИН}} = \frac{V r t_{\text{съема}}}{3}, \quad (4.43)$$

где $t_{\text{съема}}$ — время запаздывания при съеме информации

При визуальном и полуавтоматическом способах съема информации в сложной воздушной обстановке динамическая ошибка превышает инструментальную и тем более пеленгационную.

При автоматическом способе съема информации определяющей является инструментальная ошибка, а пеленгационная ошибка оказывается соизмеримой с ней.

Точность измерения азимута целей зависит от горизонтальной рефракции радиоволн, искривления траектории распространения под влиянием неровностей рельефа (пеленгационной ошибки), ошибки ориентирования, погрешностей передачи азимута антенны на индикатор, формирования масштаба азимута, совмещения маркера (инструментальной ошибки), а также перемещения цели по азимуту за время формирования и съема информации (динамической ошибки).

Определение пеленгационной, инструментальной и динамической ошибок производится по формуле, аналогичной формуле (4.42). Общая среднеквадратическая ошибка измерения азимута производится с помощью выражения, аналогичного выражению (4.32).

Причины появления ошибок измерения угла места (высоты) целей такие же, как и при измерении азимута целей, поэтому оценка их производится по аналогичной методике.

4.1.2. АВТОМАТИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Процесс обработки радиолокационной информации в целях построения оптимальных алгоритмов обработки принято делить на следующие этапы: первичная обработка информации (ПОИ); вторичная обработка информации (ВОИ); третичная обработка информации (ТОИ).

Под первичной обработкой понимается обработка радиолокационных сигналов, поступающих с выхода приемного устройства радиолокационной станции за один обзор пространства (обнаружение отраженных сигналов от целей, измерение координат целей и их кодирование).

Полученная в результате первичной обработки информация о координатах цели в закодированном виде (в виде двоичного кода) хранится в памяти машины. Несмотря на оптимальные методы обнаружения отраженных сигналов от цели, из-за различного рода помех нельзя с вероятностью, близкой к единице, утверждать, что при ПОИ обнаружены отраженные сигналы от цели, а не помеха. Возникает необходимость в последующей (вторичной) обработке информации, базирующейся на связях отметок, принадлежащих одним и тем же целям.

Вторичной обработкой принято называть обработку радиолокационной информации, поступающей от одной и той же РЛС за несколько обзоров и прошедшей первичную обработку. В процессе вторичной обработки решаются задачи обнаружения и сопровождения трасс целей. Она осуществляется по соответствующим алгоритмам вычислительными комплексами. После вторичной обработки информации о текущих координатах и параметрах движения выдается потребителям.

Одну и ту же цель могут наблюдать несколько радиолокационных станций, находящихся на различном расстоянии друг от друга. Эти РЛС работают несинхронно и выдают информацию о координатах цели относительно точки своего стояния. Все это вызывает необходимость в очередной (третичной) обработке радиолокационной информации.

Под третичной обработкой радиолокационной информации принято понимать процесс отождествления трасс целей, сопровождаемых несколькими источниками.

Рассмотренные этапы автоматизированной обработки радиолокационной информации следует различать с тактическими понятиями первичной и вторичной обработки радиолокационной информации. В тактике под первичной обработкой принято понимать обработку радиолокационной информации, которую осуществляет боевой расчет с использованием первичных индикаторов, а под вторичной обработкой — вторичных индикаторов.

Первичная обработка

Возможны автоматизированный и автоматический методы первичной обработки радиолокационной информации.

Автоматизированный метод — метод, при котором обнаружение цели оператор осуществляет визуально, а измерение координат — с помощью технических устройств съема. Кодирование координат при этом осуществляется техническими средствами без участия оператора. Автоматизированный метод предпочтителен при обнаружении целей в условиях помех. Он позволяет производить выборочный съем информации, отображаемой на экране индикатора.

Автоматический метод — метод, предусматривающий полное исключение человека из процесса решения задач обнаружения целей и измерения координат. Автоматическая первичная обработка сигналов РЛС осуществляется специализированным вычислительным устройством (спецвычисли-

тель ПОИ), имеющем в своем составе устройства обнаружения и измерения координат.

Устройство обнаружения. Оптимальным методом обнаружения полезных сигналов на фоне помех (шумов) является накопление. Поэтому в устройствах обнаружения используются аналоговые и дискретные (цифровые) накопители. Для первичной цифровой обработки необходимо преобразовать напряжение, поступающее с выхода приемного устройства РЛС, в дискретную величину, выраженную в двоичном коде. Это преобразование выполняет квантизатор. Далее устройство обнаружения осуществляет обработку квантованных сигналов одним из двух методов: квазиоптимальным или методом безвесовой обработки.

Квазиоптимальные методы обработки квантовых сигналов сложны в реализации, и на практике чаще используются упрощенные алгоритмы обнаружения целей методом безвесовой обработки.

Этот метод основан на анализе плотности единиц в пределах ширины диаграммы направленности антенны РЛС. Естественно, плотность единиц в области цели всегда больше плотности единиц в области помех. Решение об обнаружении начала эхо-пачки принимается по критерию l из m , а конца пачки — при фиксации K пропусков. Логика работы программного обнаружителя начала и конца пачки отраженных сигналов принято записывать так: « $l/m - K$ ».

Устройство измерения координат дальности $D_{ц}$, азимута $\beta_{ц}$ и угла места цели $\epsilon_{ц}$. Измерение дальности может осуществляться специальным устройством измерения дальности или спецвычислителем в процессе обнаружения цели. Измерение дальности основано на измерении интервала времени с момента посылки зондирующего импульса до момента приема отраженного сигнала приемным устройством РЛС.

При безвесовой обработке квантованных сигналов измерение азимута цели $\beta_{ц}$ сводится к расчету азимута середины пачки отраженных сигналов.

Аналогичным образом осуществляется измерение угла места цели $\epsilon_{ц}$.

Вторичная обработка

Измеренные в результате ПОИ координаты характеризуют положение цели в пространстве в момент ее локации. Определение параметров движения цели путем обработки радиолокационной информации, поступающей за несколько циклов обзора пространства, осуществляется при вторич-

ной обработке информации. Для построения оптимальных алгоритмов вторичную обработку принято делить на два последовательных этапа: обнаружение траектории цели и сопровождение траектории.

В зависимости от степени участия оператора каждый из указанных этапов может быть ручным, автоматизированным или автоматическим. Автоматическое обнаружение траектории цели называется автозахватом, а автоматическое сопровождение — автосопровождением.

Решение этих задач базируется на принципе пообзорной связи отметок цели, сущность которого состоит в том, что местоположение отметок каждой цели, полученное в очередных циклах обзора, определяется характером движения этой цели.

Движение цели характеризуется параметрами: курсом, скоростью, ускорением и т. д., которые могут быть рассчитаны по информации о координатах за предшествующие обзоры. По параметрам можно определить (построить) траекторию цели. Так, при равномерном и прямолинейном движении цели траектория цели будет прямой. Поэтому в очередном цикле обзора пространства отметка от цели появится не в произвольной точке пространства, а в некоторой области, удаленной по направлению движения цели на расстояние, определяемое периодом обзора радиолокационной станции T_0 и скоростью движения цели.

На этапах обнаружения и сопровождения траектории цели в алгоритмах вторичной обработки принято выделять следующие операции: расчет параметров движения цели (курса, скорости или составляющих вектора скорости); экстраполяция координат целей; стробирование — выделение зоны вероятного нахождения цели в следующем цикле обзора пространства; сличение — сравнение координат селективированных стробом отметок и выбор одной из них для продолжения траектории.

Расчет параметров движения цели. Параметры определяются на основании информации о координатах цели за n обзоров радиолокационной станции. Поскольку измерение координат осуществляется с ошибками, то для повышения качества информации возникает необходимость в сглаживании параметров движения, которое может осуществляться методами: наименьших квадратов, средневзвешенным, экспоненциальным.

Экстраполяция координат целей. В общем случае под экстраполяцией принято понимать распространение результатов, полученных из наблюдения над одной частью явления, на другую его часть. При экстраполяции координат

изучается закон движения цели в интервале времени за n обзоров РЛС, который распространяется за пределы интервала наблюдения, например на $n + t$ обзор. Экстраполяция координат может осуществляться по методу наименьших квадратов и по параметрам движения целей. При экстраполяции координат по параметрам движения цели принимают гипотезу о равномерном и прямолинейном движении цели.

Стробирование. Ввиду наличия ошибок измерения и экстраполяции координат, возможного маневра цели в общем случае экстраполяционные точки в очередном обзоре не совпадают с текущими отметками цели. Текущая отметка в очередном обзоре РЛС появится в окрестности экстраполяционной точки. Область вероятного появления текущей отметки в очередном обзоре принято называть стробом.

Форма строба может быть различной. При стробировании осуществляется расчет области вероятного появления цели и отбор целей, попадающих в строб. Считается, что текущая отметка принадлежит трассе обрабатываемой цели, если разность по модулю одноименных координат текущей отметки и экстраполяционной точки не превосходит допустимых значений. Оптимальной формой строба при работе в прямоугольной системе координат является эллипсоид.

Сличение. В общем случае возможно попадание в строб нескольких отметок, из которых трассе обрабатываемой цели будет принадлежать одна (остальные отметки ложные — от помех или других целей). Отметка действительной цели отличается от ложных, попавших в строб, только расстоянием от центра строба (экстраполированной точки). Как для ложной, так и для истинной отметки это расстояние является случайной величиной. Но статистические характеристики этих случайных величин различны, что и используется при селекции отметок в стробе.

Отклонение истинной отметки цели от центра строба подчинено двумерному нормальному закону распределения. Плотность вероятности появления истинной отметки увеличивается с приближением к экстраполированной точке, а распределение ложных отметок в пределах строба является равномерным.

В зависимости от значений среднеквадратических отклонений σ_x , σ_y селекция истинных отметок может осуществляться методом минимальных эллиптических отклонений, если $\sigma_x \neq \sigma_y$, или методом минимальных линейных отклонений, если $\sigma_x = \sigma_y = \sigma$.

Третичная обработка информации

На командный пункт может поступать информация об одной и той же цели от нескольких источников, причем каждый источник выдает донесения в произвольные моменты времени.

На основании донесений источников в процессе третичной обработки надо сформировать обобщенное донесение, для чего необходимо привести информацию к единому началу отсчета в пространстве и времени; отождествить донесения, принадлежащие одним и тем же целям; произвести расчет метрических координат обобщенных донесений.

Приведение информации к единому началу отсчета в пространстве осуществляется выполнением операции преобразования координат, а к единому началу отсчета во времени — выполнением операции экстраполяции координат на момент времени обработки. Решение задачи преобразования координат в алгоритмах третичной обработки зависит от системы координат, в которой осуществляется обмен информацией. Наиболее простыми являются формулы преобразования координат для прямоугольной системы.

Экстраполяция координат может осуществляться по тем же методам, что и в алгоритмах вторичной обработки.

Отождествление донесений. Задача отбора донесений, относящихся к одной цели, но поступивших от различных источников, является основной и наиболее трудоемкой в процессе третичной обработки. Процесс отбора донесений разбивают на грубое и точное отождествление.

Грубое отождествление сводится к оценке разности одноименных координат цели. Два донесения относятся к одной цели, если разность одноименных координат не превышает допустимых значений. В целях формализации этого процесса вводят признак совпадения метрических координат двух донесений.

На основании признака совпадения формируется A -группа донесений, которые в общем случае могут принадлежать различным целям.

Точное отождествление осуществляется на основании логических правил и анализа свойств метрики пространства донесений, попавших в A -группу.

Для анализа донесений в A -группе могут применяться логические правила: a , b , $в$, $г$.

Правило a . Если в A -группу вошли донесения от одного источника, то эти донесения относятся к различным целям и их отождествлять нельзя. Это правило вытекает из невозможности получения двух донесений об одной цели за один обзор пространства.

Правило б. Если в А-группу вошло по одному донесению от каждого источника, то эти донесения являются донесениями об одной цели и их можно отождествить. Это правило основывается на том, что маловероятны случаи, когда одна из двух близко идущих целей наблюдается одной РЛС, вторая — другой.

Правило в. Если в А-группе содержится одинаковое количество донесений от каждого источника информации, то общее число целей в группе определяется количеством донесений любого источника.

Правило г. Если в А-группу вошло различное количество донесений от источников, то наиболее вероятную обстановку дает источник информации, который передает сведения о большем числе донесений. Логически правила в, г намечают варианты отождествления донесений. В случаях указанных логических правил (в, г) осуществляется последующий анализ донесений на основании свойств метрики пространства донесений.

4.1.3. СИСТЕМА СЪЕМА, ПЕРЕДАЧИ И ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ

Система съема и ввода информации

При автоматизированной обработке радиолокационной информации задача обнаружения цели и измерения ее координат решается оператором с помощью устройств съема информации методом выборочного электронного визирования, в основе которого лежит принцип преобразования наблюдаемых координат отметок целей в электрический сигнал. В состав системы съема входят индикаторное устройство, датчики и вычислительное устройство.

Система передачи информации

Обмен информацией в АСУ представляет собой передачу и прием дискретных сообщений. Передача сообщений по каналам связи осуществляется специальными сигналами, которые являются носителями информации. Элементарными сигналами обычно служат одиночные импульсы постоянно-го тока.

Характеристика систем передачи информации. Качество функционирования систем передачи информации принято характеризовать следующими показателями: скоростью передачи данных, пропускной способностью, достоверностью передачи сообщений.

Скорость передачи сообщений характеризует количество информации, передаваемой в единицу времени.

Под пропускной способностью канала связи понимают то количество информации, которое может быть передано в единицу времени при требуемой степени точности передачи. Пропускная способность есть предельно возможная скорость передачи. Пропускная способность при передаче бинарных сообщений может оцениваться количеством элементарных импульсов, передаваемых в одну секунду, т. е. в бодах.

Достоверность передачи сообщений характеризует степень соответствия принимаемых сообщений передаваемым. Количественно она может быть оценена вероятностью правильного приема $P_{\text{п}}$ или вероятностью ложного $P_{\text{л}}$ приема информации. Указанные вероятности связаны соотношением $P_{\text{п}} = 1 - P_{\text{л}}$.

Для повышения достоверности приема сообщений применяются корректирующие коды, улучшающие ее за счет введения избыточности.

Система передачи информации состоит из телепередатчика, телеприемника, телекодированного канала связи.

Телепередатчик преобразует двоичный код сообщений, поступающих от аппаратуры автоматизации, в сигналы, пригодные для передачи по каналу связи. Он имеет распределительное и канальное устройства.

Распределительное устройство обеспечивает запоминание двоичного кода сообщений, а канальное устройство — преобразование кода в сигналы, например в фазомодулированные, передаваемые по каналу связи.

Телеприемник обеспечивает преобразования, обратные телепередатчику.

Система отображения информации

Система обеспечивает общение командира (лиц боевых расчетов) с вычислительными комплексами АСУ. Она позволяет создать информационную модель управляемого процесса. При этом обеспечивается:

наглядное воспроизведение информации о воздушном противнике, о боевой готовности и боевых действиях подчиненных и взаимодействующих войск, результатов машинных решений и контроль за ходом управляемого процесса; отображение карты местности и боевых порядков управляемых войск;

съем и ввод информации в вычислительные комплексы, в каналы связи и электронный (знаковый) обмен инфор-

мацией между лицами боевых расчетов как данного, так и взаимодействующего КП (ПУ).

Информация отображается в виде цифр, условных символов и знаков.

В состав системы отображения входят: вычислительные комплексы, различного рода устройства отображения и сопряжения с радиолокационными средствами и каналами связи. Вычислительные комплексы по соответствующим алгоритмам на основании информации, хранящейся в их памяти, обеспечивают формирование информационной модели.

Устройства отображения классифицируются:

По способу применения — устройства отображения индивидуального и коллективного пользования; устройства отображения индивидуального пользования предназначены для оборудования автоматизированных рабочих мест лиц боевых расчетов КП (ПУ); устройства коллективного пользования обеспечивают отображение воздушной обстановки в интересах определенной группы лиц боевого расчета КП (ПУ) и единство понимания ими воздушной обстановки.

По виду отображаемой информации — первичные и вторичные; на экранах первичных устройств обеспечивается отображение первичной и вторичной воздушной обстановки, а на экранах вторичных — вторичной; под первичной воздушной обстановкой принято понимать обстановку, поступающую от РЛС, а под вторичной — обстановку, поступающую от вычислительного комплекса и каналов связи.

По методам формирования знаков — устройства, реализующие методы: малоформатного телевизионного раstra, функциональный и матричный.

При методе малоформатного телевизионного раstra знак формируется точечным мозаичным способом, при функциональном — знак рисуется лучом на экране электронно-лучевой трубки, а при матричном — знак печатается на экране трубки. Для реализации матричного метода используются специальные знакопечатающие трубки типа харктрон.

Для воспроизведения знаков на экране могут использоваться электронные, электролюминесцентные и электрооптические элементы. Информация об обстановке может представляться на индикаторах и табло. В качестве индикаторов используются ИКО, индикаторы высоты, электронные планшеты и большие экраны.

Характеристики системы отображения информации. Качество функционирования системы отображения информации принято оценивать информационными и техническими характеристиками. К информационным характеристикам устройств отображения можно отнести информационную емкость, удельную информационную емкость, скорость и достоверность отображения информации.

Информационная емкость $H(\mathcal{E})$ (дв. единиц) характеризует максимальное количество информации, которое может быть отображено на экране устройства отображения:

$$H(\mathcal{E}) = N_{\text{зм}} \log_2 K_3, \quad (4.44)$$

где $N_{\text{зм}}$ — число знакомест на экране;

K_3 — количество знаков, генерируемых знакогенератором устройства отображения.

Удельная информационная емкость j (дв. единиц/знакоместо) характеризует количество информации, приходящееся на одно знакоместо. Она определяется:

$$j = \log_2 K_3. \quad (4.45)$$

Скорость отображения информации R_0 (дв. единиц/с) характеризует количество информации, отображаемой на экране индикатора в единицу времени:

$$R_0 = \frac{z}{T_3} \log_2 K_3, \quad (4.46)$$

где z — число одновременно заполняемых знакомест на экране устройства отображения;

T_3 — время записи одного знака.

Достоверность отображения информации характеризует степень соответствия воспринимаемых знаков знаком, подлежащим отображению. Численно оценивается вероятностью ложного $P_{\text{л}}$ или правильного $P_{\text{п}}$ считывания знака. В условиях помех удельная информационная емкость (дв. единиц/знакоместо):

$$j = \log_2 K_3 + (1 - P_{\text{л}}) \log_2 (1 - P_{\text{л}}) + P_{\text{л}} \log_2 \left(\frac{P_{\text{л}}}{K_3 - 1} \right). \quad (4.47)$$

К техническим характеристикам относятся разрешающая способность, яркость и контрастность, размер экрана, время воспроизведения, эксплуатационная надежность и др.

4.2. БОЕВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ РТВ

4.2.1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ И КОЛИЧЕСТВЕННЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ БОЕВЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ

Под боевыми возможностями (БВ) РТВ понимается их способность выполнять задачи радиолокационной разведки, радиолокационного обеспечения наведения истребителей, целеуказания ЗРВ и радиолокационного обеспечения управления.

Боевые возможности оцениваются системой показателей, которые характеризуют: размеры пространства получения (с помощью радиолокационных средств) радиолокационной информации, соответствующей по своим характеристикам требованиям выполнения задач боевого управления, а также информационную способность системы обработки и выдачи радиолокационной информации и любого из ее элементов.

БВ радиотехнического подразделения, радиолокационные средства которого развернуты на одной боевой позиции, характеризуются зоной информации этого подразделения; информационные возможности на выходе КП (канала информации) — количеством одновременно сопровождаемых целей с установленной дискретностью.

Зона информации является совокупностью зон обнаружения радиолокационных средств подразделения и представляет собой область пространства, в которой обеспечивается измерение трех координат, опознавание и определение других тактических характеристик радиолокационных целей.

БВ группы радиотехнических подразделений, радиотехнических частей характеризуются областью существования радиолокационного поля информации, которое образуется совокупностью зон информации подразделений. Для оценки БВ основной интерес представляет область существования сплошного радиолокационного поля информации, в пределах которого обеспечивается непрерывное сопровождение обнаруженных целей.

Информационные возможности командных пунктов группы радиотехнических подразделений, радиотехнических частей и КП также оцениваются количеством одновременно сопровождаемых целей при соблюдении дискретности, допустимой для успешного выполнения конкретной задачи радиолокационного обеспечения управления огневыми комплексами или войсками.

Возможности группы подразделений и частей по обнаружению ПАП оцениваются зоной и полем триангуляции.

Под зоной триангуляции подразумевается область пространства, в которой обеспечивается определение координат ПАП с заданной точностью. Совокупность зон триангуляции трех и более радиотехнических подразделений образует поле триангуляции при условии обработки пеленгов на ПАП от любого из подразделений данной группы на едином КП.

Зона обнаружения радиолокационного средства и зона информации радиотехнического подразделения ограничиваются: минимальным и максимальным углами места, максимальной дальностью и предельной высотой обнаружения. Зона пеленгации комплекса (средства) пассивной локации ограничивается минимальным и максимальным углами места получения пеленга на ПАП. Эти параметры обычно приводятся в технической документации конкретных радиолокационных средств.

Сплошное радиолокационное поле активной локации и поле триангуляции группы радиотехнических подразделений, части ограничивается: внешней границей поля на данной высоте, высотами нижней и верхней границ сплошного радиолокационного поля (поля триангуляции).

Граница сплошного радиолокационного поля (поля триангуляции) на данной высоте представляет собой замкнутую линию, полученную при пересечении поля воображаемой поверхностью, равноотстоящей всеми своими точками от поверхности земли (моря).

Высотой нижней границы сплошного радиолокационного поля (поля триангуляции) называется минимальная высота непрерывного сопровождения цели (ПАП), летящей с огибанием рельефа местности. Высотой верхней границы сплошного радиолокационного поля (поля триангуляции) называется максимальная высота непрерывного сопровождения цели (ПАП), летящей горизонтально.

4.2.2. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ БОЕВЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ

Зона информации радиотехнического подразделения строится по уточненным облетом зонам обнаружения радиолокационных средств подразделения (4.1).

Зона информации представляется семейством горизонтальных сечений на различных высотах и вертикальных сечений в секторах ожидаемого действия воздушного про-

тивника. На вертикальных сечениях указываются минимальный и максимальный углы места ε_{\min} , ε_{\max} , максимальная дальность D_{\max} и предельная высота $H_{\text{пред}}$ обнаружения.

Выбор числа сечения семейства и расчетные величины высот полета воздушного противника определяются поставленными боевыми задачами и сложностью рельефа местности.

Воздействие активных помех на зону информации подразделения учитывается через коэффициент сжатия и сектор эффективного подавления зон обнаружения радиолокационных средств этого подразделения.

Параметры сплошного радиолокационного поля информации части или группы радиотехнических подразделений находятся аналитическим и графоаналитическим методами.

Аналитический метод применяется для ориентировочного определения параметров сплошного радиолокационного поля на этапе планирования боевых действий. Применение этого метода предполагает следующие допущения:

в формировании радиолокационного поля участвуют станции маловысотные (I тип) и высотные (II тип); позиции подразделений не искажают зон обнаружения РЛС;

подразделения расположены на равных расстояниях друг от друга (по вершинам равносторонних треугольников).

Для расчета параметров радиолокационного поля информации этим методом необходимо знать площадь территории района боевых действий $S_{\text{тер}}$, число имеющихся подразделений $n_{\text{подр}}$, типовые зоны информации станций I и II типа ($H = f(D)$).

Высота нижней границы H_n определяется по зоне информации станции I типа, для чего вычисляется минимальная дальность обнаружения радиолокационных целей, при которой радиолокационное поле оказывается сплошным:

$$D_0 = \sqrt{\frac{S_{\text{тер}}}{2,6 n_{\text{подр}}}} \quad (4.48)$$

Высота полета цели, соответствующая найденной минимальной дальности обнаружения D_0 , является нижней границей H_n сплошного радиолокационного поля.

За верхнюю границу сплошного радиолокационного поля принимается предельная высота зоны информации станции II типа при условии

$$\begin{aligned} 2H_{\text{пред II}} \operatorname{ctg} \varepsilon_{\text{max II}} < K1,73D_0 \leq \\ \leq D_{\text{max II}} - H_{\text{пред II}} \operatorname{ctg} \varepsilon_{\text{max II}}, \end{aligned} \quad (4.49)$$

где $K = 1, 2, 3$ — целое число, зависящее от соотношения числа станций I и II типа в данном боевом порядке; $H_{\text{пред II}}$; $\varepsilon_{\text{max II}}$; $D_{\text{max II}}$ — параметры зоны информации станции II типа.

Графоаналитический метод является основным при расчете параметров сплошного радиолокационного поля информации. Он позволяет учесть влияние реальных позиций на зоны обнаружения радиолокационных средств и определить область обнаружения и сопровождения радиолокационных целей, летящих с огибанием рельефа местности.

Исходными данными для расчета параметров поля этим методом являются босвой порядок радиотехнической части (группы радиотехнических подразделений), нанесенный на карту масштаба 100 000 или 200 000 (в зависимости от сложности рельефа местности), семейство горизонтальных сечений зон информации подразделений на различных высотах относительно уровня моря. Использование этого метода расчета предусматривает разбивку района расположения подразделений радиотехнической части на квадраты. Для упрощения расчетов целесообразно использовать координатную сетку x, y , имеющуюся на карте.

В каждом квадрате проставляется сумма высот высшей точки рельефа над уровнем моря и выбранной высоты полета цели над рельефом местности $H_{\Sigma \text{ц}}$ в метрах. Одновременно на карте изображаются сечения зоны информации радиотехнических подразделений на различных высотах (50, 100 и т. д. в метрах), которым присваивается высота относительно уровня моря путем сложения с высотой позиции $H_{\text{обн}}$, затем выбирают квадраты, в которых выполняется условие обнаружения $H_{\Sigma \text{ц}} \geq H_{\text{обн}}$. Совокупность этих квадратов образует сечение радиолокационного поля информации на выбранной высоте полета цели. Минимальная высота сечения выбирается равной минимально возможной высоте полета воздушного противника с огибанием рельефа местности, а число сечений — в зависимо-

сти от сложности рельефа. Минимальная и максимальная высоты полета цели, при которых сечение радиолокационного поля информации оказывается сплошным, принимаются за высоту нижней и верхней границ сплошного радиолокационного поля.

Информационные возможности командных пунктов РТВ зависят от информационных возможностей входных информационных каналов этих КП и возможностей по обработке и выдаче информации самих КП (технических устройств и боевого расчета). Информационные возможности канала информации, оцениваемые количеством одновременно сопровождаемых целей при заданной дискретности, определяются информационной способностью составляющих этот канал звеньев.

5. ИСТРЕБИТЕЛЬНАЯ АВИАЦИЯ

5.1. СИСТЕМА ВООРУЖЕНИЯ ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ АВИАЦИИ ПВО

5.1.1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АВИАЦИОННОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА

Структурная схема комплекса

Авиационный ракетный комплекс (АРК) — комплекс воздушных и наземных средств, используемых для уничтожения в воздухе пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов.

В состав АРК входят: всепогодный пилотируемый истребитель, вооруженный управляемыми ракетами класса «воздух — воздух» и пушками, имеющий бортовую радиолокационную систему для поиска воздушной цели, прицеливания и управления оружием; комплекс наземных или воздушных средств управления и наведения.

Истребители применяются в Войсках ПВО для поражения воздушных целей главным образом на дальних подступах к обороняемым объектам. При этом они могут действовать одиночно и группами, при необходимости — автономно, вне связи с наземными пунктами управления, самостоятельно осуществляя поиск и уничтожение воздушных целей.

Содержание задачи перехвата

Под перехватом понимается этап полета истребителей навстречу воздушному противнику, выполняемый по командам с ПУ до момента обнаружения противника бортовыми техническими средствами или визуально.

Задача перехвата в общем случае заключается в определении законов движения истребителя, обеспечивающих его встречу с воздушной целью при экстремальном значении какой-либо характеристики его движения. В качестве такой характеристики можно принять, например, расход топлива, затрачиваемый на перехват, время перехвата, место (точка или рубеж) перехвата и др.

Наиболее важное значение имеют задачи по определению таких законов движения истребителя, при которых получаются или максимальные удаления рубежа перехвата, или минимальное время полета на перехват.

Необходимым условием выхода истребителя в точку встречи (перехвата) с воздушной целью является непрерывное или дискретное управление его полетом путем выдачи летчику соответствующих команд, вырабатываемых на основе информации о текущем положении истребителя и цели и кинематических характеристик их относительного движения.

Взаимодействие средств комплекса

Взаимодействие средств комплекса при уничтожении воздушной цели (рассматривая весь полет истребителя как

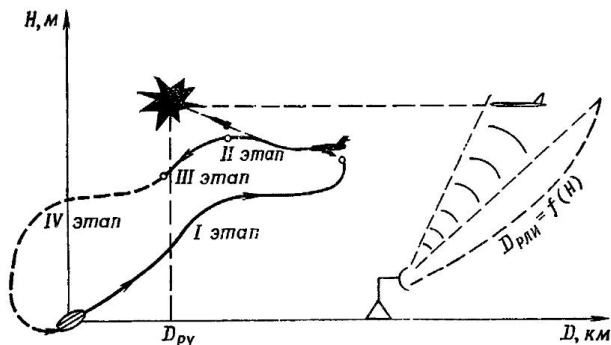


Рис. 5.1. Взаимодействие средств авиационного ракетного комплекса

сложный процесс, условно состоящий из нескольких последовательных этапов) заключается в следующем (рис. 5.1).

На первом этапе осуществляется наземное (дальнее) наведение истребителя на воздушную цель с помощью наземной (воздушной, корабельной) системы управления.

Наземное наведение обеспечивает вывод истребителя в тактически выгодное положение относительно воздушной цели на расстояние ее видимости бортовыми средствами обнаружения или визуально.

Этапу наземного наведения предшествует обнаружение воздушной цели и оповещение пунктов управления о ней, принятие решения командиром на уничтожение этой цели и доведение его до исполнителей.

Наземное наведение истребителей на воздушные цели осуществляют расчеты пунктов управления (ПУ) с помощью технических средств путем подачи команд наведения, указания летчикам режима полета и передачи информации о положении цели.

Второй этап — самонаведение (ближнее наведение), в процессе которого производится самостоятельное сближение истребителя с воздушной целью с помощью бортовых средств (или визуально) для выполнения атаки.

Практически самонаведение начинается после обнаружения цели истребителем и заканчивается применением бортового оружия. Расчет пункта управления на этапе самонаведения должен находиться в постоянной готовности оказать летчику необходимую помощь вплоть до подачи команды на выход из атаки.

Третий этап — выход из атаки — выполняется различными способами в зависимости от вида применяемого истребителем оружия. Если истребитель, например, применяет ракеты с пассивными тепловыми головками самонаведения, то выход из атаки может быть выполнен сразу после их пуска, а при применении ракет с полуактивными радиолокационными головками самонаведения для обеспечения управления полетом ракеты необходимо производить «подсвет» цели бортовой радиолокационной станцией и выход из атаки выполнять после поражения цели.

Четвертый этап — привод истребителя на аэродром посадки — осуществляется с использованием наземных и бортовых радиотехнических навигационных систем. Привод может осуществляться как на аэродром вылета истребителей, так и на любой из ранее выбранных аэродромов, расположенных в районе перехвата цели. В последнем случае обеспечивается значительное увеличение удаления рубежа перехвата по сравнению с приводом на аэродром вылета.

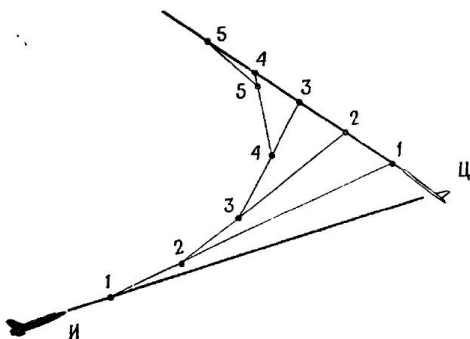
Таким образом, в выполнении и обеспечении полета перехват принимает участие значительное количество лич-

ного состава и технических средств, что требует организации четкого взаимодействия и всесторонней подготовки всех участвующих в нем и обеспечивающих его лиц.

Методы наведения истребителей

Для наведения истребителей на воздушную цель в горизонтальной плоскости могут использоваться следующие основные методы наведения: «погоня», «перехват», «маневр».

Выбор того или иного метода наведения зависит от тактической обстановки и характеристик системы вооружения, наводимого на воздушную цель истребителя.



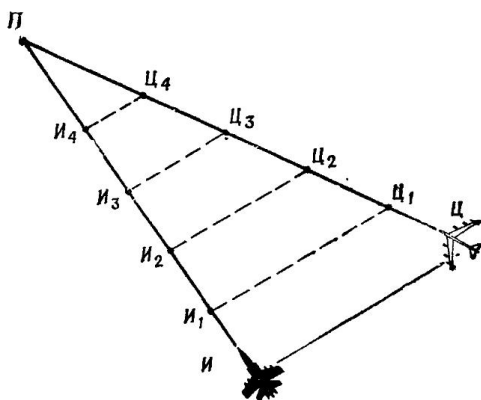
Р и с. 5.2. Метод наведения «погоня»

Метод наведения «погоня» обеспечивает преследование цели истребителем по кривой погоня, суть которого состоит в том, что вектор скорости истребителя направлен в любой момент времени на цель. Траектория полета истребителя в горизонтальной плоскости при наведении методом «погоня» приближенно может быть построена по заданным значениям скорости полета цели и истребителя, исходя из принятой дискретности разбивки оси времени (рис. 5.2).

Важным положительным свойством метода «погоня» является простота его реализации, поскольку для наведения истребителя на цель достаточно знать

только координаты текущего местоположения цели. Кроме того, данный метод мало чувствителен к маневру цели на больших дальностях и к ошибкам измерения координат цели.

Одним из недостатков метода «погоня» является то, что при наведении истребителя на цель с задней полусферы требуется достаточное превышение скорости истребителя над скоростью цели, а при наведении с передней полусферы кривизна траектории истребителя быстро увеличивается при приближении к цели, вследствие чего увеличиваются перегрузки и возможен сход истребителя с кинематической траектории наведения.



Р и с. 5.3. Метод наведения «перехват»

Тактический недостаток метода «погоня» состоит в том, что он не обеспечивает возможность перехвата цели на заданном рубеже и минимизацию времени и пути истребителя при перехвате цели.

В силу указанных положительных и отрицательных свойств данный метод может применяться на конечном этапе наведения истребителя на воздушную цель после предварительного вывода истребителя в заднюю полусферу цели.

Метод наведения «перехват» заключается в выводе истребителя в некоторую упрежденную точку на траектории

полета цели (рис. 5.3). Упрежденная точка выбирается на экстраполированной траектории цели в предположении равномерного и прямолинейного движения ее. При наведении методом «перехват» линия визирования истребитель — цель перемещается в плоскости наведения параллельно самой себе.

Преимущества данного метода состоят в возможности вывода истребителя в точку встречи с целью за минимальное время и в том, что он во многих случаях позволяет осуществить наведение на воздушные цели, скорость которых превышает скорость истребителя.

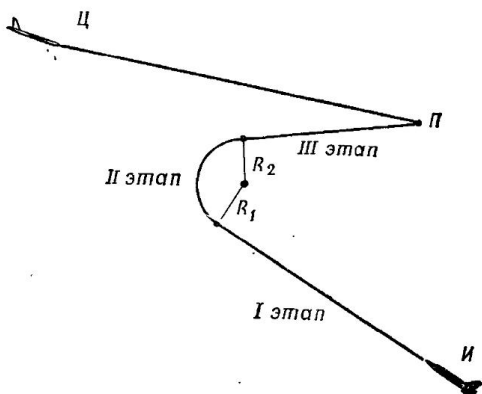


Рис 5.4. Метод наведения «маневр»

Недостатки метода «перехват» состоят в относительной сложности его реализации и необходимости измерения параметров движения цели, а также в высокой чувствительности ошибок наведения к ошибкам измерения координат и параметров движения цели. Кроме того, вывести истребитель на воздушную цель в определенное, перед заданное относительно ее положение данным методом невозможно.

Метод «перехват» может использоваться на начальном этапе наведения для быстрого сближения с целью.

Метод наведения «маневр» является комбинированным и сочетает в себе преимущества рассмотренных методов.

Для вывода истребителя в определенное относительно воздушной цели положение метод «маневр» предусматривает три этапа: сближение, разворот, выход на цель (рис. 5.4).

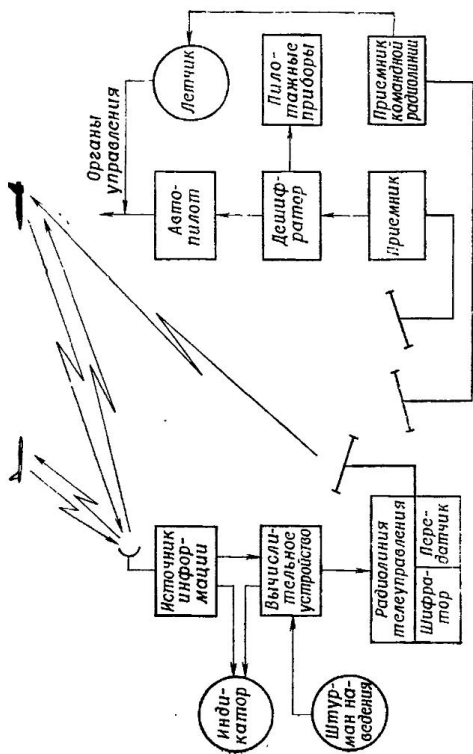
На первом этапе наведения полет истребителя осуществляется по прямолинейной траектории от исходной точки наведения или аэродрома до точки начала разворота.

На втором этапе наведения осуществляется разворот истребителя по дуге с переменным радиусом кривизны на требуемый для выхода истребителя под заданным ракурсом к цели угол.

На третьем этапе наведения полет истребителя осуществляется по прямолинейной траектории в упрежденную точку. На этом этапе обеспечивается компенсация ошибок наведения на предшествующих этапах, поиск и обнаружение цели бортовой радиолокационной станцией, подготовка к атаке. По окончании третьего этапа истребитель должен быть на заданном удалении от цели. С этого момента наведение осуществляется по методу «погоня», что обеспечивает вывод истребителя на кривую прицеливания и атаки цели.

Техническая реализация методов наведения и контур управления истребителями

Технически тот или иной метод наведения в автоматизированной системе управления может быть реализован с помощью аналоговых или дискретных вычислительных устройств, которые по соответствующим алгоритмам осуществляют расчет команд управления истребителем по курсу, высоте и скорости полета. Выработанные вычислительными устройствами команды передаются по радиолинии на борт истребителя и отображаются на пилотажно-навигационных приборах (рис. 5.5). Кроме того, наземная аппаратура наведения формирует разовые команды управления истребителем и команды целеуказания, которые обеспечивают возможность автоматического захвата цели бортовой радиолокационной станцией истребителя. Эти команды также поступают по командной радиолинии на борт истребителя, вводятся в соответствующие системы и используются летчиком для поиска, обнаружения и атаки цели.



Р и с. 6.5. Контур управления истребителями

5.1.2. ТЕХНИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ БОЕВЫХ СРЕДСТВ АВИАЦИОННОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА

Требования к самолету-истребителю и возможности их удовлетворения

Для успешного выполнения истребителем боевых задач по уничтожению воздушных целей он должен обладать рядом свойств, и к нему при проектировании и конструировании предъявляются определенные тактико-технические требования. У готового, построенного истребителя тактико-технические требования воплощены в тактико-технические характеристики.

Все тактико-технические требования к самолету-истребителю могут быть разделены на две группы:

тактические требования: боеготовность, скорость и высота полета, маневренность, дальность и продолжительность полета, взлетно-посадочные свойства, система вооружения, оборудование, автономность действий и т. п.;

технические требования: прочность, жесткость, надежность и живучесть конструкции, двигательной установки, агрегатов и оборудования, удобство в эксплуатации на земле и в воздухе, экономичность, стоимость производства и т. п.

Опыт проектирования, конструирования, эксплуатации и боевого применения истребителей показывает, что большинство предъявляемых к ним тактико-технических требований взаимосвязаны и противоречивы. Поэтому наилучшим образом можно удовлетворить только основные требования к истребителю. При этом в ряде случаев приходится идти на компромиссный вариант выбора основных требований, учитывая целевое назначение конкретного типа истребителя.

Кратко рассмотрим некоторые из указанных требований и возможности их удовлетворения. При этом требования к системе вооружения истребителя ПВО и возможности их удовлетворения будут рассмотрены отдельно.

Тактические требования. Высокая боевая готовность истребителей достигается главным образом высоким уровнем автоматизации систем и оборудования истребителя, применением специальных средств техниче-

ского обслуживания и уровнем подготовки летного состава и обслуживающего персонала.

Скорость и высота полета истребителя характеризуются диапазоном скоростей и высот установившегося горизонтального полета от их максимальных значений до минимальных.

Преимущества в максимальной скорости над самолетом противника позволяют истребителю догнать цель и навязать ей бой, а также уйти из-под атаки противника. Кроме того, большая максимальная скорость полета увеличивает полную энергию истребителя, вследствие чего расширяется область его динамических высот полета и улучшаются характеристики скороподъемности.

Однако в боевом применении истребителей большое практическое значение имеет не только максимальное значение скорости, но и весь диапазон скоростей, в котором истребитель может выполнять установившийся полет. Поэтому минимальная скорость полета истребителя должна иметь относительно небольшое значение.

Расширение диапазона скоростей обеспечивается главным образом путем уменьшения сопротивления истребителя и увеличения его тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло. Однако последнее не должно осуществляться за счет увеличения массы истребителя, так как при данной тяге двигателя это приведет к уменьшению тяговооруженности.

Возрастание высоты установившегося горизонтального полета истребителя обеспечивается путем увеличения его аэродинамического качества и тяги двигателя и уменьшения массы самолета. Минимальные высоты полета определяются условиями боевого применения истребителя и безопасностью полета.

Маневренность истребителя является одной из наиболее важных его летно-тактических характеристик. Преимущество в маневренности позволяет истребителю упредить воздушного противника в занятии тактически выгодного положения для атаки, захватить и удержать инициативу в воздушном бою и своевременно выйти из-под атаки противника.

Высокая маневренность истребителя достигается при оптимальных значениях таких параметров, как тяговооруженность, удельная нагрузка на крыло и угол стреловидности крыла, а также при применении механизации крыла, необходимой для получения требуемой маневренности на дозвуковых скоростях полета.

Дальность и продолжительность полета истребителей характеризуют глубину и время их воздействия на воздушного противника. Большие значения дальности и продолжительности полета истребителей ПВО дают им возможность уничтожать противника на дальних подступах к обороняемым объектам, выбрать оптимальный способ боевых действий в конкретных условиях боевой обстановки и обеспечивают возможность перенацеливания истребителей в ходе боевых действий.

Дальность и продолжительность полета истребителей зависят главным образом от запаса топлива, аэродинамических качеств, экономичности двигателей, скорости и высоты полета. Для большинства современных истребителей максимальные значения дальности и продолжительности полета достигаются на высотах 9000—12 000 м и дозвуковых скоростях полета.

Взлетно-посадочные свойства истребителей определяют условия их базирования и характеризуются скоростями отрыва и посадки, длинами разбега и пробега.

Основными способами улучшения взлетно-посадочных свойств истребителей является применение механизации крыла, ускорителей взлета, торможения колес, тормозных посадочных парашютов и реверсирования тяги двигателей.

Относительно большие взлетные массы истребителей приводят к необходимости их базирования главным образом на аэродромах с искусственным покрытием и со значительными размерами взлетно-посадочных полос (ВПП). Применение эффективной механизации крыла и других способов улучшения взлетно-посадочных свойств обеспечивают базирование истребителей на аэродромах с меньшей длиной ВПП и на грунтовых аэродромах.

Оборудование истребителя. Успешное выполнение истребителем ПВО боевых задач по уничтожению воздушного противника в различных условиях тактической и метеорологической обстановки, в любое время суток, во всем диапазоне высот и скоростей полета может быть обеспечено лишь благодаря применению комплекса оборудования (радиотехнического, пилотажно-навигационного, высотного и др.). Совершенное оборудование современных истребителей обеспечивает наиболее полное и эффективное использование их летно-тактических свойств при выполнении различных боевых задач, в том числе при ведении автономных или полуавтономных боевых действий. Неотъемлемой частью оборудования современных истребителей является автоматизированная система управления полетом.

Технические требования. Удовлетворение технических требований к истребителю ПВО взаимосвязано с удовлетворением тактических требований и определяется главным образом общим уровнем авиастроения и затратами на проектирование, конструирование и доводку современных самолетов. При этом существенное влияние на увеличение стоимости современного истребителя оказывает возросшая потребность в применении большого количества дорогостоящей радиоэлектронной аппаратуры и значительное увеличение объема изыскательских, научно-исследовательских и экспериментальных работ. В ряде случаев просматривается тенденция к снижению некоторых тактико-технических требований, которые, не снижая существенно боевых качеств самолета, удешевляют его создание.

Требования прочности и жесткости конструкции современных истребителей при относительно небольшой их массе удовлетворяются путем применения комбинации материалов из специальных сталей, алюминиевых и титановых сплавов и пластических масс.

Широкое использование в современном авиастроении титановых сплавов и пластических масс обусловлено главным образом тем, что они обладают сравнительно малой удельной массой и высокой механической прочностью. Так, титановые сплавы в 2—3 раза прочнее алюминиевых, в 4—5 раз прочнее магниевых сплавов и превосходят по прочности даже некоторые легированные стали.

Повышение живучести и надежности всех систем — характерная особенность нового поколения военных самолетов вообще и истребителей в частности.

Требование повышенной живучести удовлетворяется путем использования специальных материалов и приемов конструирования планера, силовой установки и систем, обеспечивающих выполнение задачи и безопасность возвращения истребителя на заданный аэродром при выходе из строя отдельных технических устройств или наличии повреждений.

Высокая надежность истребителя, проявляемая в виде безотказности работы всех его систем, определяется качеством применяемых при его изготовлении материалов, совершенством технологии изготовления технических устройств, квалификацией летного и инженерно-технического состава и совершенством технических и организационных методов эксплуатации, обслуживания и ремонта авиационной техники.

Требования к системе вооружения истребителя и возможности их удовлетворения

Под системой вооружения истребителя следует понимать его оружие (главным образом управляемые ракеты, а также пушки), предназначенное для поражения воздушной цели, и прицельную систему, обеспечивающую поиск воздушной цели, прицеливание и управление оружием.

Основными тактико-техническими требованиями, предъявляемыми к системе вооружения истребителей, являются: возможность применения оружия во всем диапазоне высот и скоростей полета истребителя и при ведении ближнего маневренного воздушного боя, всеракурсность системы вооружения, высокие огневые возможности, скрытность атаки, возможность создания противнику различных видов помех и высокая помехоустойчивость.

Всеракурсность системы вооружения предполагает возможность атаки цели с любого направления. Однако удовлетворение требования всеракурсности вызывает усложнение и увеличение массы системы вооружения, что при прочих равных условиях ведет к ухудшению летных характеристик истребителя. Поэтому всеракурсность системы вооружения как требование нельзя считать категоричным для любого типа истребителя. Так, например, военные специалисты Великобритании признают чрезвычайно сложным и нерациональным обеспечение наведения легких ракет в условиях ближнего маневренного воздушного боя при атаке на встречных и встречно-пересекающихся курсах.

Высокие огневые возможности истребителя могут быть достигнуты за счет применения возможно большего числа мощных средств поражения. Однако, учитывая отрицательное влияние внешних подвесок и массы системы вооружения на летные характеристики истребителя, приходится выбирать оптимальный вариант комплекта средств поражения, исходя из основного предназначения данного типа истребителя.

Таким вариантом, по мнению зарубежных специалистов, считается комплект средств поражения, состоящий из управляемых ракет малой и большой дальностей пуска и пушки.

Скрытность атаки является важнейшим условием, от которого зависит величина вероятности уничтожения противника.

5.1.3. БОЕВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ АВИАЦИОННОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА (АРК)

Понятие «боевые возможности АРК»

Под боевыми возможностями АРК понимается ожидаемый результат выполнения истребителем ПВО поставленной боевой задачи, который может быть достигнут в определенном пространстве за определенное время в конкретных условиях обстановки.

Основу понятия «боевые возможности АРК» составляет ожидаемый результат выполнения истребителем ПВО поставленной ему боевой задачи. Однако один ожидаемый результат не дает полного описания данного понятия, так как не отвечает на вопрос о том, в каком пространстве и в течение какого времени этот результат может быть реализован. Поэтому полное описание понятия «боевые возможности АРК» может дать только совокупность показателей, характеризующих как ожидаемый результат, так пространство и время выполнения истребителем ПВО поставленных ему боевых задач.

Классификация показателей боевых возможностей АРК

Показатели, характеризующие боевые возможности АРК, можно разделить на три группы:

вероятностные показатели, характеризующие ожидаемый результат выполнения истребителем боевой задачи;

пространственные показатели, характеризующие пространство, в пределах которого истребители способны выполнять боевые задачи;

временные показатели, характеризующие время выполнения истребителем боевой задачи.

Основным вероятностным показателем боевых возможностей одиночных истребителей ПВО исходя из их главного целевого назначения является вероятность уничтожения воздушной цели. По величине этого показателя может быть произведена оценка эффективности одиночного АРК как при действии истребителя по воздушной цели с наведением от наземных средств, так и при действии с самостоятельным поиском цели.

Основным пространственным показателем боевых возможностей истребителя ПВО является удаление рубежа уничтожения воздушной цели по запасу топлива истреби-

теля. Положение рубежа уничтожения принято определять относительно аэродрома вылета истребителей.

К числу основных временных показателей истребителя ПВО относятся время выполнения боевой задачи и время подготовки к повторному вылету.

Основы методики определения показателей боевых возможностей АРК

Вероятность уничтожения воздушной цели (рассматривая перехват как сложный процесс)

$$P_{\text{ун}} = P_{\text{нав}} P_{\text{ат}} P_{\text{пор}}, \quad (5.1)$$

где $P_{\text{нав}}$ — вероятность наведения, т. е. вероятность того, что истребитель будет выведен в определенное пространство относительно цели, откуда возможна успешная атака;

$P_{\text{ат}}$ — вероятность атаки, т. е. вероятность выхода истребителя в определенное пространство относительно цели, откуда может быть произведен прицельный пуск ракет (стрельба из пушек);

$P_{\text{пор}}$ — вероятность поражения, т. е. вероятность того, что после пуска ракет (стрельбы из пушек) обеспечивается попадание боевого заряда в область поражения цели.

Вероятность уничтожения воздушной цели истребителем ПВО при самостоятельном поиске может быть определена аналогичным образом, но вместо вероятности наведения должна учитываться вероятность обнаружения цели бортовыми средствами истребителя или визуально.

Учет влияния надежности функционирования элементов АРК и противодействия противника на эффективность действий истребителя может быть произведен путем определения указанных вероятностей с учетом этих факторов или путем дополнительного учета соответствующих вероятностей.

Расчет максимального по запасу топлива рубежа уничтожения воздушной цели производится методом инженерно-штурманского расчета (ИШР) полета истребителя.

Исходными данными для выполнения ИШР являются профиль и режим полета, условия выполнения полетного задания и расчетный запас топлива самолета.

Основным руководством при ИШР полета является инструкция по расчету дальности и продолжительности полета самолета данного типа, которая является официаль-

ным документом и содержит все необходимые материалы для выполнения ИЩР.

Расчет рубежа уничтожения по запасу топлива выполняется в такой последовательности.

1. Определяется расход топлива для заданного профиля полета:

$$G_{\text{проф}} = G_{\text{зем}} + G_{\text{наб}} + G_{\text{крс}} + G_{\text{разг}} + \\ + G_{\text{ат}} + G_{\text{возвр}} + G_{\text{пос}},$$

где $G_{\text{зем}}$ — расход топлива на земле;
 $G_{\text{наб}}$ — расход топлива на взлет и набор высоты крейсерского полета;
 $G_{\text{крс}}$ — расход топлива на участке крейсерского полета;
 $G_{\text{разг}}$ — расход топлива на разгон до определенной скорости полета;
 $G_{\text{ат}}$ — расход топлива на сближение и атаку цели;
 $G_{\text{возвр}}$ — расход топлива при возвращении на аэродром вылета;
 $G_{\text{пос}}$ — расход топлива при заходе на посадку и при посадке.

2. Определяется разность между расчетным запасом топлива на выполнение задания и количеством топлива, расходуемого при полете по заданному профилю, т. е.

$$\Delta G = G_{\text{расч}} - G_{\text{проф}}.$$

Если $\Delta G < 0$, то полетное задание при заданном профиле полета не может быть выполнено, а если $\Delta G = 0$, то задание выполнимо при заданном запасе топлива.

При $\Delta G > 0$ имеется избыток топлива, который может быть использован для увеличения участков горизонтального полета навстречу цели и при возвращении на аэродром вылета. Это равносильно увеличению так называемого балансного участка полета, который может быть определен по формуле

$$l_{\text{бал}} = \frac{\Delta G}{q_{\text{крс}_1} + q_{\text{крс}_2}}, \quad (5.2)$$

где $q_{\text{крс}_1}$, $q_{\text{крс}_2}$ — километровые расходы топлива на крейсерских участках горизонтального полета при полете навстречу цели и при возвращении на аэродром вылета соответственно.

3. Определяется максимальное по запасу топлива уда-

ление рубежа уничтожения как алгебраическая сумма проекций на земную поверхность участков полета:

$$D_{py} = l_{наб} + l_{крс_1} + l_{разг} + l_{ат}, \quad (5.3)$$

где $l_{наб}$ — путь при наборе высоты крейсерского полета;
 $l_{крс_1}$ — путь при крейсерском полете навстречу цели с учетом балансного участка полета;
 $l_{разг}$ — путь при разгоне до определенной скорости полета;
 $l_{ат}$ — путь при сближении и атаке цели с учетом пути ракеты (снарядов) до момента поражения цели.

Время выполнения боевой задачи истребителем при уничтожении воздушной цели включает в себя пассивное и полетное времена, т. е.

$$t_{б.з} = t_{пас} + t_{пол.}$$

Пассивное время при перехвате затрачивается главным образом на подготовку к вылету истребителя.

Полетное время равно сумме времен полета на всех участках принятого профиля полета до момента поражения цели и определяется, как и рубеж уничтожения цели, методом инженерно-штурманского расчета.

Время подготовки к повторному вылету одиночного истребителя равно сумме времен, затрачиваемых на выполнение инженерно-техническим составом несовместимых по времени операций (т. е. операций, которые нельзя выполнять одновременно на самолете по соображениям безопасности и др.) при подготовке истребителя к боевому заданию.

Время подготовки самолета зависит в основном от типа самолета, боевого задания, характеристик средств технического обслуживания самолетов, количества и уровня подготовки инженерно-технического состава.

5.2. ОСНОВЫ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ АВИАЦИИ ПВО

5.2.1. ОСНОВЫ ТАКТИКИ ВОЗДУШНОГО БОЯ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ ПВО

Воздушный бой — это вооруженное противоборство в воздухе одиночных самолетов или групп (подразделений, частей), сочетающих маневр и огонь для уничтожения противника или отражения его атак.

Воздушный бой является главным видом боевой деятельности истребителей ПВО. Он ведется с решительными

целями — уничтожить воздушного противника или нанести ему такое поражение, которое вынудит его отказаться от выполнения боевой задачи.

Воздушный бой начинается после обнаружения истребителем воздушной цели с помощью самолетных технических средств или визуально.

Важнейшими условиями достижения истребителями победы в воздушном бою являются: наступательный характер действий в течение всего боя; стремительность сближения и внезапность атак; искусное применение маневра в бою; умение уничтожать противника в кратчайший срок, как правило, с первой атаки; применение тактических приемов, учитывающих сильные стороны своего самолета и слабые стороны самолета противника; согласованность действий и взаимная поддержка истребителей в групповом воздушном бою.

Успех в воздушном бою достигается только наступательными действиями с захватом инициативы и удерживанием ее в течение всего боя. Решающее значение имеют высокая выучка и морально-боевые качества летного состава.

Для захвата инициативы летчик-истребитель должен в совершенстве знать тактику воздушного боя, в процессе ведения боя правильно определять возможный вид маневра противника, выполнять наиболее целесообразный маневр, осуществлять быстрое прицеливание и ведение огня с дальностей, обеспечивающих наибольшую вероятность поражения цели.

Действия летчиков в воздушном бою должны быть решительными даже при встрече с превосходящим противником. Нерешительность действий приводит к затягиванию боя и утрате инициативы.

В процессе воздушного боя истребители осуществляют боевое маневрирование и применяют тактические приемы ведения боя.

Боевым маневрированием называется перемещение истребителей (групп) в воздушном пространстве для занятия тактически выгодного положения или сохранения между истребителями (группами) взаимодействия.

Боевое маневрирование в воздушном бою может быть наступательным и оборонительным. При наступательном боевом маневрировании истребители выполняют действия, обеспечивающие успешную атаку самолетов противника, при оборонительном — действия истребителей обеспечивают выход из-под удара с последующим занятием выгодного тактического положения для продолжения боя.

Тактическим приемом называются действия экипажей (подразделений) для уничтожения воздушного противника или выхода из-под его удара путем реализации боевых возможностей своего самолета (самолетов), использования слабых сторон самолетов противника и условий обстановки.

Классификация воздушных боев. В зависимости от условий воздушные бои могут быть классифицированы по видам:

по количеству истребителей, участвующих в бою, — на одиночные и групповые воздушные бои;

по высотам — на воздушные бои на предельно малых, малых, средних, больших высотах, воздушные бои в стратосфере;

по времени суток — на воздушные бои днем и воздушные бои ночью;

по метеорологическим условиям — на воздушные бои в простых и в сложных метеорологических условиях;

по типу воздушной цели — на воздушные бои с тактическими истребителями, бомбардировщиками, разведчиками, транспортными самолетами и вертолетами;

по наличию или отсутствию визуального контакта с противником — на ближние и дальние воздушные бои.

Под групповым воздушным боем понимаются согласованные действия экипажей (подразделений) по единому замыслу для выполнения боевой задачи. Успех группового боя зависит от умения командира своевременно принять решение, отвечающее обстановке, захватить и удержать инициативу, навязать противнику свою волю и нанести по нему внезапный удар, используя его тактические ошибки.

Групповой бой ведется по заранее разработанному плану.

Дальний воздушный бой ведется при отсутствии визуального контакта с противником. В процессе дальнего воздушного боя истребители сближаются с противником, что может привести к перерастанию дальнего боя в ближний.

Ближний воздушный бой ведется, как правило, при визуальном контакте с противником. При отсутствии внезапности такой бой с тактическими истребителями приобретает резко выраженный маневренный характер.

Этапы воздушного боя

Воздушный бой включает сближение, одну или несколько атак, маневрирование между атаками и выход из боя.

Сближение — это маневр истребителя, выполняемый с момента обнаружения цели до занятия исходного положения для атаки. При сближении создаются условия для достижения внезапности атаки, непрерывного наблюдения за целью и простоты выполнения маневра для перехода в атаку.

Если истребитель в момент обнаружения противника находится относительно его в положении, из которого может немедленно начать атаку, то сближения как этапа воздушного боя не будет и бой начнется непосредственно атакой цели.

При сближении летчик-истребитель опознает воздушную цель, оценивает обстановку, принимает решение и осуществляет выход в исходное положение для атаки.

Оценка обстановки на этапе сближения включает следующие элементы: тип самолета (вертолета) противника, высоту, скорость и направление его полета, состав и боевой порядок группы, взаимное пространственное положение цели и своего истребителя, располагаемое время на воздушный бой, наличие или отсутствие противодействия противника (огневое, электронное).

Сближение может выполняться следующими способами: по кривой погони; по прямой на параллельных курсах; с углом упреждения; с углом отставания.

Выбор способа сближения существенно зависит от времени, которым располагает истребитель на этом этапе боя. Время сближения

$$t_{\text{сбл}} = \frac{D_{\text{н.сбл}} - D_{\text{н.ат}}}{V_{\text{сбл}}}, \quad (5.4)$$

где $D_{\text{н.сбл}}$ — дальность начала сближения;
 $D_{\text{н.ат}}$ — дальность начала атаки;
 $V_{\text{сбл}}$ — скорость сближения с целью.

Сближение по кривой погони осуществляется непрерывным направлением продольной оси истребителя на цель. Способ применяется при сближении с целью со стороны задней и передней полусфер. В процессе сближения по кривой погони с задней полусферы курсовой угол цели непрерывно увеличивается и истребитель выходит на дальность начала атаки под ракурсом, близким к 0/4.

В процессе сближения по кривой погони с передней полусферы увеличение курсового угла приводит к выходу истребителя на дальность начала атаки под ракурсом, значительно большим, чем в начале сближения. При достаточном времени сближения ракурс цели на дальности начала атаки может оказаться близким к 4/4.

Способ может применяться в воздушном бою с неманеврирующими и маневрирующими целями при обнаружении цели на дальности, близкой к дальности начала атаки.

Сближение по прямой на параллельных курсах осуществляется с задней полусферы путем догона цели. При этом истребитель следует относительно цели на интервале исходного положения для атаки.

В процессе сближения ракурс цели непрерывно увеличивается. Способ может применяться при обнаружении цели на больших дальностях под малыми ракурсами, если атаку необходимо выполнить под ракурсом, большим, чем при обнаружении цели.

Сближение с углом упреждения осуществляется путем полета истребителя в точку, расположенную впереди цели. Способ может применяться при осуществлении сближения как со стороны задней или передней полусферы неманеврирующей цели, так и при осуществлении сближения с маневрирующей целью.

В зависимости от величины угла упреждения ψ определяется характер сближения с целью.

При полете с углом упреждения

$$\sin \psi_1 = \frac{V_{ц}}{V_{и}} \sin q$$

(q — курсовой угол цели) истребитель будет сближаться с целью с постоянным углом упреждения и ракурсом цели по линии, соединяющей истребитель и цель. Линия визирования цели в этом случае будет перемещаться параллельно самой себе (параллельное сближение).

При начальном угле упреждения, большем, чем при параллельном сближении, т. е. при $\sin \psi_1 > \frac{V_{ц}}{V_{и}} \sin q$, истребитель будет сближаться с целью с постоянно увеличивающимся ракурсом цели.

При начальном угле упреждения, меньшем, чем при параллельном сближении, т. е. при $\sin \psi_1 < \frac{V_{ц}}{V_{и}} \sin q$, истребитель будет сближаться с постоянно уменьшающимся ракурсом цели и углом упреждения.

Сближение с углом отставания осуществляется путем полета истребителя в точку, расположенную сзади цели. Способ может применяться при сближении с задней полусферы для уменьшения ракурса к моменту

начала атаки в случае, если ракурс в момент обнаружения цели велик, т. е. не обеспечивается эффективное применение оружия. При сближении с маневрирующей целью данный способ применяется на истребителях, имеющих ограничения по максимальной перегрузке полета или пуску ракет.

Рассмотренные способы сближения истребителей с целью в зависимости от вида используемого оружия могут применяться как в дальнем, так и в ближнем воздушном бою.

В зависимости от летно-тактических данных истребителя, возможностей его системы вооружения и высоты полета цели сближение истребители могут выполнять на одной высоте с целью, с припущением или с превышением относительно цели.

Атака является решающим этапом воздушного боя, в процессе которого достигается уничтожение воздушного противника. Она складывается из маневра в сторону цели, прицеливания, пуска ракет (стрельбы из пушек) и выхода из атаки.

Маневр в сторону цели начинается с момента выхода истребителя в исходное положение для атаки и завершается выходом на кривую прицеливания.

Исходное положение для атаки, характер маневра для выхода на линию прицеливания и прицеливание определяются способом сближения перед атакой, условиями пуска ракет (ведения стрельбы) и скоростью сближения.

При сближении по кривой погони переход в атаку производится без дополнительного маневра истребителя.

При сближении на параллельных курсах исходное положение для атаки характеризуется интервалом и дистанцией между истребителем и целью.

При сближении с углом упреждения (отставания) исходное положение для атаки характеризуется углом визирования и дальностью до цели, которая должна обеспечить выполнение маневра в сторону цели для выхода на кривую прицеливания. Эта дальность зависит от скорости сближения и угла визирования на цель.

Пуск ракет (ведение стрельбы) производится под ракурсами и на дальностях, обеспечивающих эффективное поражение цели. Поражение цели возможно, если истребитель вошел в область возможных пусков или стрельбы.

Если истребитель применяет в одной атаке несколько видов оружия, то последовательность его применения определяется свойствами каждого вида оружия, а также условиями обстановки, в которой ведется воздушный бой.

Выход из атаки выполняется с таким расчетом, чтобы обеспечивалась возможность повторной атаки и безопасного выхода из боя. При этом необходимо стремиться не

попасть под оборонительный огонь противника и обеспечить безопасность от столкновения с целью.

Безопасная дальность выхода из атаки

$$D_{\text{вых}} = V_{\text{сбл}} \sqrt{\frac{2I}{g V n_y^2 - 1}} + t_{\text{зап}}, \quad (5.5)$$

где I — безопасный интервал при выходе из атаки;
 g — ускорение свободного падения;
 n_y — перегрузка истребителя на выходе из атаки;
 $t_{\text{зап}}$ — время запаздывания в действиях летчика.

Маневрирование между атаками в воздушном бою осуществляется отворотом от цели с набором высоты, снижением или на одной высоте с целью с последующим разворотом на нее.

Выход из боя осуществляется по решению командира после выполнения задачи или вследствие невозможности его продолжения. Отрыв от противника производится расхождением с ним на встречных курсах или выполнением энергичного криволинейного маневра с набором или потерей высоты.

Большое влияние на развитие боя и его результат имеет взаимное положение истребителей и самолетов противника.

Если истребители к началу воздушного боя выведены в тактически выгодное положение относительно противника, то они, как правило, первыми обнаруживают цель и удерживают тактическое превосходство над противником в течение всего боя. Одним из способов удержания тактического превосходства является внезапная атака противника.

Внезапность позволяет застигнуть противника врасплох и атаковать его или упредить в маневре и атаке, захватить инициативу в бою и создать благоприятные условия для достижения успеха даже над превосходящими силами противника. Внезапность достигается за счет обманных и стремительных действий истребителей.

При обманных действиях часть истребителей обычно привлекает на себя внимание противника, а основные силы атакуют его с другого направления. Стремительность достигается сближением и атакой на большой скорости, на встречных или встречно-пересекающихся курсах.

Если истребители оказываются в невыгодных условиях, они предпринимают оборонительный маневр в целях срыва атаки противника с последующим захватом инициативы в бою.

Поэтому независимо от того, в каком положении оказались истребители к началу боя, результат боя во многом определяется тем, кто первым обнаружил противника. Для обеспечения своевременного обнаружения противника истребители в предвидении воздушного боя постоянно ведут поиск противника.

В зависимости от высоты, на которой ведется воздушный бой, он может иметь ряд особенностей.

На малых высотах затрудняется ведение летчиком визуальной ориентировки, визуальное и приборное обнаружение воздушных целей на фоне местности; из-за близости земли ограничены маневренные возможности истребителя в горизонтальной плоскости. Постоянное наблюдение за землей и режимом полета вызывает большое напряжение летчика. Это затрудняет выполнение сближения, атаки и маневра, особенно в сложных метеорологических условиях и ночью. Атака на малой высоте может выполняться на одной высоте с целью, с небольшими углами пикирования или кабрирования.

Особую сложность представляет атака воздушных целей, летящих на предельно малых высотах. Близость земли сковывает действия летчика, ограничивает маневр в горизонтальной и вертикальной плоскостях, поэтому эволюции самолета выполняются с большими радиусами, а атаки цели — сверху с небольшими углами пикирования. Эффективность атаки цели на малых и предельно малых высотах значительно возрастает, если истребитель имеет систему вооружения, обеспечивающую выполнение атаки сверху вниз на фоне земли. Такая атака выполняется с превышением относительно цели. Величина превышения и особенности выполнения атаки определяются боевыми возможностями истребителя и условиями воздушного боя.

В стратосфере существенно изменяются условия пилотирования самолета, связанные с ухудшением летных характеристик из-за снижения давления и массовой плотности воздуха. Это проявляется в уменьшении диапазона скоростей истребителя, уменьшении максимальных перегрузок, ухудшении характеристик разгона и торможения. Поэтому в стратосфере, как правило, возможно выполнение только одной атаки. Направление атаки (в переднюю или заднюю полусферу) зависит от способа наземного наведения истребителя на цель. Атака воздушной цели в стратосфере выполняется с принижением относительно цели, величина которого зависит от летно-тактических данных истребителя и возможностей его системы вооружения. Одной из особенностей атаки в стратосфере является ее скоротечность, обусловленная большими

скоростями сближения. Эта особенность в большей степени проявляется при выполнении атаки в переднюю полусферу цели.

При уничтожении беспилотных средств воздушного нападения (крылатых ракет класса «воздух — земля», беспилотных самолетов) истребители ПВО применяют те же способы атак, что и в воздушном бою с пилотируемыми самолетами с учетом характеристик данного беспилотного средства.

Особенностями беспилотных средств как объектов действий истребителей являются малые размеры летательных аппаратов и малые эффективные отражающие поверхности, выполнение, как правило, прямолинейного полета без оборонительного маневрирования. Эти особенности определяют основные виды атак, применяемые истребителями при уничтожении беспилотных средств. К ним относятся: атаки в заднюю полусферу цели, атаки под большими ракурсами. Превышение (принижение) относительно цели при выполнении атаки выбирается в зависимости от высоты полета так же, как и в воздушном бою с пилотируемыми летательными аппаратами.

5.2.2. БОЕВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ И ЧАСТЕЙ ИА ПВО

Показатели боевых возможностей подразделений и частей ИА ПВО

Боевые возможности подразделений и частей ИА ПВО аналогично боевым возможностям АРК характеризуются вероятностными, пространственными и временными показателями. Знание показателей боевых возможностей позволяет командиру принимать обоснованное решение на боевые действия подразделений и частей ИА ПВО, ставить им реальные боевые задачи и наиболее эффективно использовать их в ходе боевых действий.

Основным вероятностным показателем боевых возможностей подразделений и частей ИА ПВО является математическое ожидание числа уничтоженных воздушных целей. Кроме того, в качестве вероятностных показателей боевых возможностей могут использоваться пропускная способность системы наведения истребителей и потребный наряд истребителей для уничтожения одиночных и групповых воздушных целей.

Основным пространственным показателем боевых возможностей подразделений и частей ИА ПВО является область боевого воздействия (ОБВ), пред-

ставляющая собой пространство, в пределах которого возможно уничтожение воздушного противника.

Размеры (границы) ОБВ определяются значениями рубежей уничтожения воздушных целей, которые могут быть заданными (потребными) и расчетными (располагаемыми).

Заданные рубежи уничтожения устанавливаются исходя из тактических соображений на обороне определенных объектов, а располагаемые — рассчитываются по располагаемой радиолокационной информации о воздушном противнике и по располагаемому запасу топлива истребителей.

Кроме того, в качестве пространственных показателей боевых возможностей могут использоваться рубежи ввода истребителей в бой и рубежи подъема истребителей.

К числу временных показателей боевых возможностей подразделений и частей ИА ПВО относятся время вылета группы истребителей, время подготовки группы истребителей к первому и повторному вылетам, боевое напряжение, а также время выполнения подразделением (частью) боевой задачи.

Методика определения показателей боевых возможностей подразделений и частей ИА ПВО

Математическое ожидание числа уничтоженных воздушных целей в общем случае:

$$M_{ц} = \sum_{l=1}^{N_{ц}} P_{унl}, \quad (5.6)$$

где $N_{ц}$ — количество целей, по которым действуют истребители;

$P_{унl}$ — вероятность уничтожения l -й цели.

В частном случае, когда вероятности уничтожения всех целей, по которым действуют истребители, одинаковы и равны $P_{ун}$, математическое ожидание числа уничтоженных целей находим с помощью формулы (5.7):

$$M_{ц} = N_{ц} P_{ун}. \quad (5.7)$$

Если истребители действуют по целям без перенацеливания, число истребителей $N_{и}$ равно или меньше общего числа целей и вероятность уничтожения каждой атакуемой цели одна и та же и равна $P_{ун}$, то $N_{ц} = N_{и}$ и математи-

ческое ожидание числа уничтоженных целей получим на основании формулы (5.7)

$$M_{ц} = N_{и} P_{ун}. \quad (5.8)$$

Формула (5.8) часто используется для приближенного определения $M_{ц}$ за один вылет группы истребителей. При этом необходимо иметь в виду, что для группы, состоящей из истребителей различных типов (с различными величинами вероятности уничтожения), $M_{ц}$ определяется отдельно по типам истребителей, а затем результаты суммируются. Кроме того, если в вылете участвуют не все самолеты части (подразделения), то это уменьшение количества истребителей учитывается коэффициентом их боевого использования и математическое ожидание числа уничтоженных целей

$$M_{ц} = K_{б.и} N_{и} P_{ун}. \quad (5.9)$$

В случае когда вероятности уничтожения всех атакуемых целей одинаковы, истребители действуют без перенацеливания, распределение истребителей по целям равномерно, но число истребителей больше общего числа целей, $M_{ц}$ может быть определено по формуле

$$M_{ц} = N_{ц} P_{ц} = N_{ц} \left[1 - (1 - P_{ун})^{\frac{N_{и}}{N_{ц}}} \right], \quad (5.10)$$

где $P_{ц}$ — вероятность уничтожения каждой цели всеми выделенными на нее истребителями, вычисленная в предположении, что вероятность уничтожения в зависимости от числа истребителей изменяется по показательному закону.

Особенностью формулы (5.10) является то, что она точна в тех случаях, когда на каждую одиночную цель приходится одно и то же целое число истребителей.

Пропускная способность системы наведения истребителей на воздушные цели характеризуется количеством наведений истребителей за определенный интервал времени работы системы наведения и приближенно

$$n_{нав} = \frac{t_{нав}}{t_{ц.н}} n_{к.н}, \quad (5.11)$$

где $t_{нав}$ — заданный интервал времени работы системы наведения;

$t_{ц.н}$ — продолжительность одного цикла наведения истребителей;

$n_{к.н}$ — число каналов наведения системы наведения.

Потребный наряд истребителей для уничтожения одиночной воздушной цели с заданной вероятностью $P_{\text{ун. зад}}$ может быть определен по формуле

$$N_{\text{и}} = \frac{\lg(1 - P_{\text{ун. зад}})}{\lg(1 - P_{\text{ун}})} \quad (5.12)$$

При практическом использовании данной формулы полученное значение $N_{\text{и}}$ округляют до ближайшего большего целого числа.

Потребный наряд истребителей для уничтожения заданной доли групповой цели, состоящей из $N_{\text{ц}}$ одиночных целей, может быть рассчитан по формуле

$$N_{\text{и}} = N_{\text{ц}} \frac{\lg(1 - \mu_{\text{зад}})}{\lg(1 - P_{\text{ун}})} \quad (5.13)$$

где $\mu_{\text{зад}}$ — заданная доля подлежащих уничтожению одиночных целей из состава групповой цели.

Формула (5.13) аналогично формуле (5.10) точна в тех случаях, когда на каждую одиночную цель из состава групповой цели назначается одно и то же целое число истребителей. Полученные по формуле (5.13) значения $N_{\text{и}}$ округляются до ближайшего большего целого числа.

Удаление рубежа уничтожения по располагаемой радиолокационной информации о воздушном противнике при полете целей в направлении на аэродром истребителей в большинстве практических используемых случаев может быть определено по следующим формулам:

$$D_{\text{р.у}} = \frac{1}{1 + n} (D_{\text{р.ли}} - V_{\text{ц}} t_{\Sigma} + n l_{\Sigma}); \quad (5.14)$$

$$D_{\text{р.у}} = D_{\text{р.ли}} - V_{\text{ц}} t_{\Sigma}. \quad (5.15)$$

где $D_{\text{р.ли}}$ — располагаемая дальность радиолокационной информации о воздушном противнике;

$V_{\text{ц}}$ — скорость полета цели;

t_{Σ} — сумма пассивного времени, времени полета истребителей на неустановившихся режимах и времени полета ракеты до момента поражения цели;

n — отношение скорости полета цели к скорости установившегося прямолинейного горизонтального полета истребителей;

l_{Σ} — алгебраическая сумма проекций участков полета истребителей на неустановившихся режимах и участка полета ракеты на направление движения цели.

Характерной особенностью величин t_{Σ} и l_{Σ} является то, что они для конкретных значений высоты и скорости полета цели, определенного типа истребителей, их исходного положения и выбранной программы полета наперехват имеют постоянные и известные значения. Определяются эти величины (как пример) так:

$$t_{\Sigma} = t_{\text{пас}} + t_{\text{наб}} + t_{\text{разг}} + t_{\text{ман}} + t_{\text{в.б}};$$

$$l_{\Sigma} = l_{\text{наб}} + l_{\text{разг}} + l_{\text{ман}} + l_{\text{в.б.}}$$

где $l_{\text{наб}}, t_{\text{наб}}$ — путь и время набора определенной высоты истребителями;

$l_{\text{разг}}, t_{\text{разг}}$ — путь и время разгона истребителей до определенной скорости;

$l_{\text{ман}}, t_{\text{ман}}$ — путь и время маневра истребителей для выхода в заданное положение относительно цели до момента ее обнаружения;

$l_{\text{в.б}}, t_{\text{в.б}}$ — глубина и продолжительность воздушного боя истребителей с учетом пути и времени полета ракет до момента поражения цели.

Величина l_{Σ} по приведенной формуле определяется тогда, когда весь полет наперехват производится навстречу или вдогон цели. Если же, например, набор высоты, горизонтальный полет и разгон производятся навстречу, а маневр и воздушный бой — вдогон цели, то

$$l_{\Sigma} = l_{\text{наб}} + l_{\text{разг}} - l_{\text{ман}} - l_{\text{в.б.}}$$

Физический смысл формул (5.14) и (5.15) заключается в следующем.

Формула (5.14) соответствует случаям, когда цель обнаруживается до аэродрома истребителей, а уничтожается до аэродрома (при $D_{p,y} > 0$) или после него (при $D_{p,y} < 0$).

При этом в программе перехвата имеется участок установившегося прямолинейного горизонтального полета, на котором движение истребителей происходит навстречу цели. При практическом использовании данной формулы необходимо иметь в виду, что она справедлива при выполнении условия $D_{p,ли} - V_{ц} t_{\Sigma} > l_{\Sigma}$ независимо от знака обеих частей данного неравенства.

Формула (5.15), как и формула (5.14), соответствует случаям, когда цель обнаруживается до аэродрома истре-

бителей, а уничтожается до аэродрома ($D_{p,y} > 0$) или после него ($D_{p,y} < 0$), но в программе перехвата нет участка установившегося прямолинейного горизонтального полета. Данная формула справедлива при выполнении условия $|D_{p,ли} - V_{ц}t_{г}| \leq l_{г}$. При этом величина $l_{г}$ может иметь только неотрицательные значения.

Методика расчета рубежей уничтожения по располагаемому запасу топлива истребителей для подразделений и частей ИА ПВО аналогична методике расчета одноименных рубежей для одиночного истребителя, рассмотренной выше.

Размеры области боевого воздействия (ОБВ), как указывалось выше, определяются значениями располагаемых (или располагаемых и заданных) рубежей уничтожения воздушных целей. При этом имелось в виду, что возможности средств наведения (их дальность действия) не накладывают ограничений на размеры границы ОБВ. Если же дальность действия средств наведения накладывает ограничения на ОБВ, то размеры последней должны определяться с учетом размеров поля наведения.

В дальнейшем по аналогии с названиями рубежей уничтожения те части пространства, где противник может быть уничтожен по располагаемому запасу топлива истребителей и располагаемой радиолокационной информации о противнике, будем для краткости называть соответственно областями боевого воздействия по запасу топлива и по информации, а ту часть пространства, где противник должен быть уничтожен в соответствии с заданными рубежами уничтожения, — заданной ОБВ.

Рассмотрим некоторые способы определения границ указанных областей боевого воздействия.

Граница заданной ОБВ известна, так как она определяется конфигурацией заданных рубежей уничтожения.

Граница ОБВ по запасу топлива определяется методом инженерно-штурманского расчета и практически для данной высоты представляет собой окружность (при посадке истребителей после выполнения задания на аэродром вылета) или эллипс (при вылете истребителей на задание с одного аэродрома и посадке на другой).

Расчет границ ОБВ по информации, когда цели следуют рассредоточенным по фронту потоком параллельно направлению на аэродром истребителей и рубеж начала выдачи информации о противнике представляет собой прямую, перпендикулярную направлению полета

целей (рис. 5.6), может быть произведен по формулам:

$$D_{p.y} = D_{p.y_0} \frac{1+n}{n + \cos \varphi}; \quad (5.16)$$

$$D_{p.y} = D_{p.y_0} \frac{1}{\cos \varphi}. \quad (5.17)$$

где $D_{p.y_0}$ — рубеж уничтожения при полете в направлении на аэродром истребителей, который для формулы (5.16) рассчитывается по формуле (5.14), а для формулы (5.17) — по формуле (5.15);

φ — угол между линией пути цели, проходящей через аэродром истребителей, и направлением полета истребителей в точку встречи с целью.

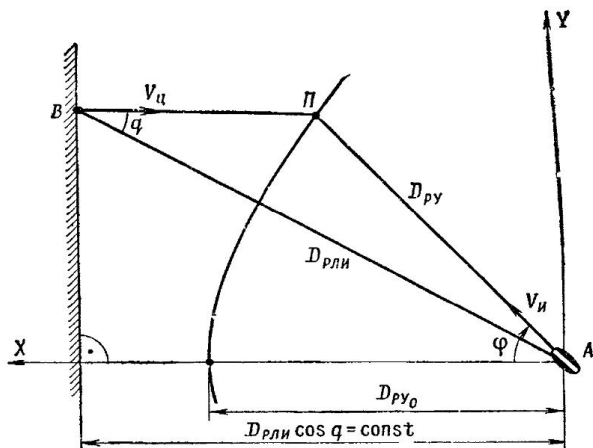


Рис. 5.6. Схема для определения границ области боевого воздействия

Для расчета текущих значений $D_{p.y}$ по этим формулам необходимо задаться рядом значений угла φ , предварительно рассчитав $D_{p.y_0}$.

Физический смысл формул (5.16) и (5.17) при $\varphi = 0$ аналогичен физическому смыслу формул (5.14) и (5.15) соответственно.

При $\varphi > 0$ формулы (5.16) и (5.17) имеют ряд ограничений по их применению, обусловленных кинематическими возможностями осуществления перехвата. Так, например, формула (5.16) не имеет решений при $n = 1$ и $\varphi = 180^\circ$, а формула (5.17) — при $\varphi = 90^\circ$.

Характерной особенностью формулы (5.16) является то, что рассчитанный по ней рубеж уничтожения в зависимости от величины отношения скоростей n представляет собой или гиперболу (при $n < 1$), или параболу (при $n = 1$), или эллипс (при $n > 1$).

Границы суммарной ОБВ определяются путем сравнения ОБВ по запасу топлива истребителей, располагаемой информации о противнике, заданной ОБВ и поля наведения для конкретных условий обстановки. На картах (планшетах) это сравнение производится путем наложения друг на друга указанных ОБВ и поля наведения. В результате такого сравнения передняя, фланговые и тыловая границы суммарной ОБВ могут иметь различный вид, определяемый конфигурацией и соотношением размеров ее составных частей.

Рубеж ввода истребителей в бой — рубеж, на котором находится воздушный противник в момент начала воздушного боя.

Удаление располагаемого рубежа ввода истребителей в бой при полете целей в направлении на аэродром истребителей и наличии в программе перехвата участка установившегося прямолинейного горизонтального полета может быть определено по формулам:

при атаке в переднюю полусферу цели

$$D_{рвб_{ппс}} = \frac{1}{1+n} [D_{рли} - V_{ц} t_{\Sigma_{ппс}} + n(l_{\Sigma_{ппс}} + d_{ппс})]; \quad (5.18)$$

при атаке в заднюю полусферу цели

$$D_{рвб_{зпс}} = \frac{1}{1+n} [D_{рли} - V_{ц} t_{\Sigma_{зпс}} + n(l_{\Sigma_{зпс}} - d_{зпс})], \quad (5.19)$$

где $d_{ппс}, d_{зпс}$ — заданные дальности вывода истребителей относительно цели при атаках в переднюю и заднюю полусферы;

$t_{\Sigma\text{ппс}}, t_{\Sigma\text{эпс}}$ — сумма пассивного времени и времени полета истребителей на неустановившихся режимах до момента выхода истребителей на заданную дальность относительно цели при атаках в переднюю и заднюю полусферы;

$l_{\Sigma\text{ппс}}, l_{\Sigma\text{эпс}}$ — алгебраическая сумма горизонтальных проекций участков полета истребителей на неустановившихся режимах при атаках в переднюю и заднюю полусферы, но без участка воздушного боя.

По тактическим соображениям заданную дальность вывода истребителей относительно цели целесообразно принимать равной дальности обнаружения цели бортовыми средствами истребителя при атаках в переднюю полусферу и средней дальности пуска ракет при атаках в заднюю полусферу в конкретных условиях.

Определение потребных рубежей ввода истребителей в бой по заданным рубежам уничтожения:

$$D_{\text{рвбппс}} = D_{\text{р.у}} + V_{\text{ц}} t_{\text{в.бппс}}; \quad (5.20)$$

$$D_{\text{рвбэпс}} = D_{\text{р.у}} + V_{\text{ц}} t_{\text{в.бэпс}}. \quad (5.21)$$

где $t_{\text{в.бппс}}, t_{\text{в.бэпс}}$ — продолжительность воздушного боя с учетом времени полета ракет до момента поражения цели при атаках в переднюю и заднюю полусферы.

Рубеж подъема истребителей — рубеж, на котором находится воздушный противник в момент подачи экипажам команды на запуск двигателей.

При заданном рубеже уничтожения, полете целей в направлении на аэродром истребителей, наличии в программе перехвата участка установившегося прямолинейного горизонтального полета и атаке в переднюю полусферу рубеж подъема истребителей определяется по формуле

$$D_{\text{рпиппс}} = D_{\text{р.у}} (1 + n) + V_{\text{ц}} t_{\Sigma\text{ппс}} - n l_{\Sigma\text{ппс}}, \quad (5.22)$$

где $t_{\Sigma\text{ппс}}$ — сумма времени полета истребителей на неустановившихся режимах, времени полета ракет до момента поражения цели при атаке в переднюю полусферу и пассивного времени без учета времени, затрачиваемого на передачу информации о противнике, оценку обстановки и принятие решения на перехват;

$l_{\Sigma \text{ппс}}$ — алгебраическая сумма горизонтальных проекций участков полета истребителей на неустановившихся режимах и участка полета ракеты до момента поражения цели при атаке в переднюю полусферу.

Формула для определения рубежа подъема истребителей при атаке в заднюю полусферу имеет такой же вид, как и формула (5.22), но другие значения величин t_{Σ} и l_{Σ} .

Формулы для определения рубежей ввода в бой и подъема истребителей при полете целей в направлении на аэродром истребителей и отсутствии в программе перехвата участка установившегося прямолинейного горизонтального полета могут быть получены из соответствующих формул для расчета указанных рубежей при наличии в программе перехвата такого участка, принимая в них $n=0$ (условно).

Характер и значение временных показателей боевых возможностей подразделений и частей ИА ПВО аналогичны пространственным показателям, однако они в большей степени характеризуют динамику боевых действий и организацию управления истребителями в бою.

Время вылета группы истребителей более пары, звена, эскадрильи, исходя из нормативных сроков вылета пары, звена и эскадрильи

$$t_{\text{выл.гр}} = t_{\text{выл.1}} + n_{\text{взл}} \Delta t_{\text{взл.}} \quad (5.23)$$

где $t_{\text{выл.1}}$ — время вылета первой пары (звена, эскадрильи);

$n_{\text{взл}} \Delta t_{\text{взл.}}$ — количество и временной интервал взлета последующих групп или одиночных самолетов.

Время подготовки группы истребителей к первому и повторному вылетам:

$$t_{\text{подг}} = \frac{N_{\text{и}}}{n_{\text{гр}}} t_{\text{оп.}} \quad (5.24)$$

где $N_{\text{и}}$ — количество подготавливаемых к первому (повторному) вылету истребителей;

$n_{\text{гр}}$ — количество групп инженерно-технического состава, выполняющих наиболее трудоемкую операцию по подготовке истребителей;

$t_{\text{оп.}}$ — потребное время выполнения наиболее трудоемкой операции на одном истребителе.

Боевое напряжение характеризуется количеством боевых вылетов на экипаж, подразделение, часть в определен-

ный период времени (день, ночь, сутки, месяц, период выполнения боевой задачи).

Боевое напряжение устанавливается старшим начальником и зависит от боевой задачи, условий ее выполнения, уровня подготовки и физических возможностей летного состава, от количества боеготовых самолетов, условий базирования и возможностей по обеспечению и подготовке авиационной техники к полетам.

Время выполнения боевой задачи подразделением и частью ИА ПВО определяется аналогично времени выполнения боевой задачи одиночными истребителями, но составные части этого времени имеют другие, соответствующие подразделениям и частям, значения.

6. ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ВОЙСКА

6.1. СИСТЕМЫ ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ

6.1.1. БОЕВЫЕ СВОЙСТВА, КЛАССИФИКАЦИЯ, СТРУКТУРА И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ (ЗРК)

Классификация и боевые свойства ЗРК

Зенитное ракетное оружие относится к ракетному оружию класса «земля — воздух» и предназначено для уничтожения средств воздушного нападения противника зенитными управляемыми ракетами. Оно представляется различными системами.

Система зенитного ракетного оружия (зенитная ракетная система) есть совокупность зенитного ракетного комплекса и средств, обеспечивающих его боевое применение.

Зенитный ракетный комплекс (ЗРК) есть совокупность зенитных управляемых ракет, систем и устройств, обеспечивающих подготовку данных для стрельбы, старт, наведение ракеты на цель и поражение цели. В соответствии с этим в состав ЗРК входят устройства обнаружения и сопровождения цели, устройства формирования и передачи команд, стартовые устройства (пусковые установки), зенитные управляемые ракеты, несущие боевой заряд к цели.

Техническую основу ЗРК составляет система управления ЗУР. В зависимости от принятой системы управления различают комплексы: телеуправления ЗУР, самонаведения ЗУР, комбинированного управления ЗУР. Каждый ЗРК обладает определенными боевыми свойствами, особенностями, совокупность которых может служить классификационными признаками, позволяющими отнести его к определенному типу.

К боевым свойствам ЗРК относятся всепогодность, помехозащищенность, мобильность, универсальность, степень

автоматизации процессов ведения боевой работы, надежность и др.

Всепогодность — способность ЗРК обеспечить уничтожение воздушных целей в любых погодных условиях. Различают ЗРК всепогодные и не всепогодные. Последние обеспечивают уничтожение целей при определенных погодных условиях и времени суток.

Помехозащищенность — свойство, обеспечивающее способность ЗРК уничтожать воздушные цели в условиях помех, создаваемых противником для подавления электронных (оптических) средств.

Мобильность — свойство, проявляющееся в транспортабельности и времени перехода из походного в боевое положение и из боевого в походное. Относительным показателем мобильности может служить суммарное время, необходимое для смены стартовой позиции в заданных условиях (определенном виде транспортировки, расстоянии, состоянии дорог и т. п.).

Составной частью мобильности является маневренность.

Наиболее мобильным считается комплекс, обладающий большей транспортабельностью и требующий меньшего времени на совершение маневра. Мобильные комплексы могут быть самоходными, возимыми, носимыми. Немобильные ЗРК называют стационарными.

Универсальность — свойство, характеризующее способность ЗРК уничтожать воздушные цели в большом диапазоне дальностей и высот.

По степени автоматизации различают зенитные ракетные комплексы автоматические, полуавтоматические и неавтоматические. В автоматических ЗРК все операции по сопровождению целей и наведению ракет выполняются автоматами без вмешательства человека. В полуавтоматических и неавтоматических ЗРК в решении ряда задач принимает участие человек.

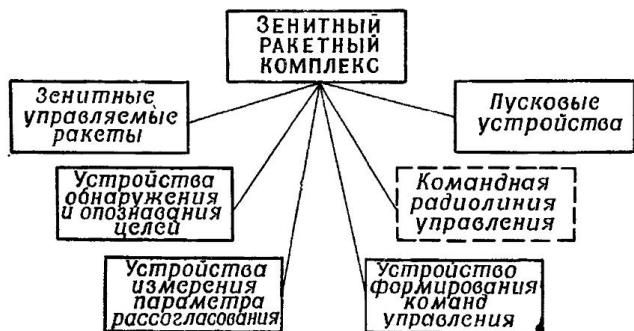
Надежность — способность нормально функционировать в заданных условиях эксплуатации.

Кроме того, ЗРК различают по числу целевых и ракетных каналов. Комплексы, обеспечивающие одновременное сопровождение и обстрел одной цели, называются одноканальными, а несколько целей — многоканальными.

По дальности стрельбы комплексы делят на ЗРК дальнего действия (ДД), средней дальности (СД), малой дальности (МД) и ближнего действия (БД).

Структура и состав ЗРК

В соответствии с решаемыми задачами функционально-необходимыми элементами ЗРК являются средства обнаружения и опознавания целей, средства сопровождения целей и ракет, устройства формирования команд управления, устройства передачи команд (командные радиолинии управления), пусковые устройства (пусковые установки), зенитные управляемые ракеты. Каждый тип ЗРК имеет свои особенности построения, что определяет состав его элементов (рис. 6.1).



Р и с. 6.1. Типовая структура ЗРК

Средства и методы обнаружения. В зенитных ракетных комплексах телеуправления ЗУР в качестве средств обнаружения целей используются радиолокационные станции и оптические устройства.

Обнаружение целей может осуществляться обзором пространства принятым методом: кругового обзора, пространственного обзора в узком секторе.

При круговом обзоре производится обзор пространства по азимуту на 360° (рис. 6.2,а). Время обзора

$$T_{\text{обз.кр}} = \frac{360^\circ}{\omega_a}, \quad (6.1)$$

где ω_a — угловая скорость вращения антенн.

Достоинство метода — возможность вести обзор пространства во всей верхней полусфере, недостаток — велико время обзора.

К методам пространственного обзора в узком секторе относят строчный метод, метод линейного пилообразного сканирования, спиральный метод.

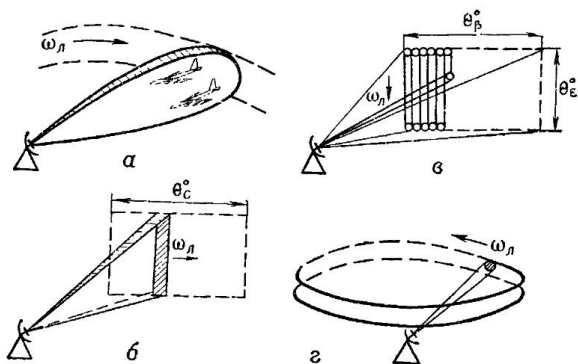


Рис. 6.2. Возможные методы обзора пространства: а — круговой; б — строчный; в — линейный пилообразный; г — спиральный (винтовой)

При строчном методе обзор пространства осуществляется узким лучом, совершающим возвратно-поступательное движение в двух взаимно перпендикулярных плоскостях в заданном секторе (рис. 6.2,б). Время обзора

$$T_{\text{стр}} = \frac{\theta_{\varepsilon}^{\circ} \theta_{\beta}^{\circ}}{\omega_{\text{л}} \theta_{\text{а}}^{\circ}}, \quad (6.2)$$

где $\theta_{\varepsilon}^{\circ}$, θ_{β}° — ширина сектора в вертикальной и горизонтальной плоскостях;

$\theta_{\text{а}}^{\circ}$ — ширина луча (ширина диаграммы направленности антенны);

$\omega_{\text{л}}$ — угловая скорость луча антенны.

Перемещение луча в пространстве может быть осуществлено механическим и электрическим способом. Достоинство метода — сравнительно малое время обзора, недостаток — сложная конструкция системы перемещения луча.

При методе линейного пилообразного сканирования обзор пространства в заданном секторе производится одним или двумя взаимно перпендикулярными лучами ножеобразной формы (рис. 6.2,в). Скорость

перемещения должна быть такой, при которой обеспечивается получение в пачке не менее заданного числа N_{\min} импульсов. Время обзора сектора

$$T_{л.п} = \frac{\theta_c^\circ N_{\min}}{\theta_a^\circ F_{п}}. \quad (6.3)$$

Данный метод позволяет определить относительные координаты всех целей, находящихся в секторе сканирования.

При спиральном методе обзора луч антенны совершает движение по спирали. Метод используется для поиска и наведения луча антенны для сопровождения цели по направлению (рис. 6.2,з).

Устройства опознавания целей позволяют определить государственную принадлежность обнаруженного летательного аппарата и отнести его к категории «свой — чужой».

Устройства опознавания могут быть совмещенными и автономными. В совмещенных устройствах сигналы запроса или сигналы ответа излучаются (принимаются) устройствами радиолокационной станции. В некоторых типах ЗРК ближнего действия (носимых ЗРК типа «Ред Ай») устройство опознавания отсутствует. Опознавание целей осуществляет оператор-стрелок по силуэту самолета.

Устройства сопровождения целей могут быть радиолокационными, оптическими, телевизионно-оптическими. Они обеспечивают ручное и автоматическое сопровождение.

Ручное сопровождение (РС), при котором сопровождение цели производит оператор путем совмещения радиолокационной отметки (изображения) цели с визирной меткой. Ручное сопровождение может быть по положению, по скорости, по положению и скорости. Ручное сопровождение по положению — перемещение визирной метки (антенн, оптической системы) пропорционально углу поворота маховичка управления меткой. Ручное сопровождение по скорости (полуавтоматическое сопровождение) — скорость перемещений визирной метки (антенны, оптической системы) пропорциональна углу поворота маховичка сопровождения. Сопровождение по положению и скорости — величина и скорость перемещения визирной метки (антенн, оптической системы) пропорциональны углу поворота маховичка сопровождения.

Автоматическое сопровождение (АС) — сопровождение цели без вмешательства оператора. Сопро-

вождение осуществляется по каждой из измеряемых координат, для чего используются соответствующие следящие системы.

Смешанное сопровождение (СС) — сопровождение цели по одним координатам автоматическое, по другим — ручное. Может применяться в случае невозможности автоматического сопровождения цели по одной или нескольким координатам.

Радиолокационные устройства сопровождения целей и ракет по направлению (угловым координатам) могут быть автономными и совмещенными (рис. 6.3).

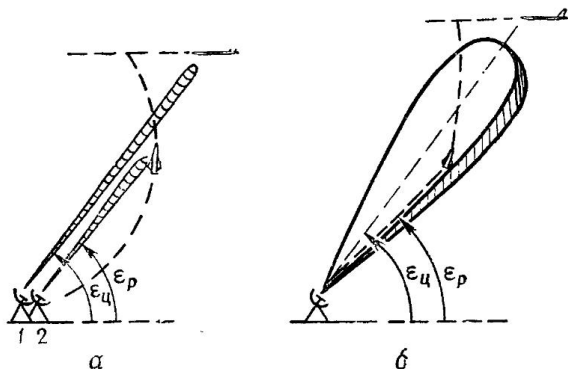


Рис. 6.3. Радиолокационные устройства целей и ракет: а — автономные (1 — РЛС сопровождения цели; 2 — РЛС сопровождения ракеты); б — совмещенные

Достоинства автономных устройств — независимость работы от взаимного положения цели и ракеты в пространстве, сравнительно большая дальность устойчивого сопровождения; недостатки — сложность реализации, большие ошибки измерения разности угловых координат цели и ракеты.

Достоинства совмещенных устройств — высокая точность измерения разности угловых координат цели и ракеты, сравнительно меньший объем аппаратуры.

Оптические устройства сопровождения применяются в ЗРК малой дальности и ближнего действия, могут выполняться в виде визирных колонок и прице-

лов. В процессе сопровождения оператор совмещает изображение цели с визирной меткой. Достоинство — высокая точность сопровождения при малых скоростях изменения угловых координат цели; недостатки — малая дальность сопровождения, невозможность измерения дальности цели, зависимость работы от погодных условий.

Телевизионно-оптические устройства сопровождения могут устанавливаться в ЗРК малой и средней дальности действия для сопровождения цели и ракет. В некоторых комплексах такие устройства являются средством комплексирования и применяются при интенсивных электронных помехах. Дальность их действия зависит от погодных условий.

Устройства формирования команд выполняются в виде аналоговых и цифровых вычислительных устройств. В их задачу входит формирование команд управления и разовых команд, подготовка данных для стрельбы, формирование сигналов управления режимами наземной и бортовой аппаратуры.

Устройства передачи команд (командные радиолинии управления) предназначены для преобразования команд управления и разовых команд в радиосигналы и передачи их на борт наводимых на цели ракет.

Пусковые устройства (пусковые установки — ПУ) обеспечивают подготовку и старт ракет. В зависимости от типа ЗРК они могут быть стационарными, полустационарными и подвижными; с вертикальным и наклонным стартом, обеспечивающими одновременный старт одной или нескольких ракет.

Стационарные ПУ выполняются в виде пусковых столов и направляющих, устанавливаемых на железобетонном основании.

Полустационарные ПУ разворачиваются на заранее подготовленных позициях. Они могут быть с вертикальным и наклонным стартом.

Подвижные ПУ применяются в мобильных ЗРК и выполняются в самоходном, возимом, носимом вариантах. Самоходные ПУ размещаются на гусеничных или колесных самоходах. Обеспечивают быстрый переход из походного положения в боевое, имеют наклонный старт с переменным углом возвышения.

Возимые ПУ устанавливаются на гусеничных или колесных несамоходных шасси, перевозятся тягачами.

Носимые пусковые устройства выполняются в виде пусковых труб, в которые устанавливается ракета перед

стартом. Пусковая труба может иметь прицельное устройство для предварительного нацеливания и пусковой механизм. Такие устройства применяются в ЗРК ближнего действия, техническую основу которых составляют системы самонаведения и телеуправления. В последнем случае пусковая труба имеет устройства сопровождения цели и ракеты.

Зенитные управляемые ракеты классифицируются по скорости полета, по количеству ступеней, по аэродинамической схеме, по способу наведения, по типу боевого заряда.

Скорости полета могут быть до- и сверхзвуковые.

Ракеты могут быть одно-, двух- и трехступенчатыми. Большинство ЗУР зарубежного производства являются одно- и двухступенчатыми.

По аэродинамической схеме различают ЗУР, выполненные по нормальной схеме, «поворотное крыло», «утка».

По способу наведения различают самонаводящиеся и телеуправляемые ЗУР. Самонаводящейся ЗУР называется ракета, на борту которой установлена аппаратура управления ее полетом. Телеуправляемыми называют ракеты, управляемые (наводимые) наземными средствами управления (наведения).

По типу боевого заряда за рубежом различают ЗУР с обычными и ядерными боевыми частями.

Принцип действия ЗРК, зоны пуска и поражения

По данным внешнего целеуказания или самостоятельно комплекс обеспечивает поиск и обнаружение воздушной цели. После опознавания цель передается на сопровождение, в результате чего определяются ее текущие координаты, направление и скорость движения, являющиеся исходными данными для определения момента пуска ракет, выбора вида огня и т. д. За время подготовки этих данных цель проходит расстояние $\Delta d = V_{ц} t_{подг}$.

При определенной дальности цели относительно точки стояния ЗРК производится пуск ракеты. При этом пуск ракеты производится на дальности цели, при которой встреча первой ракеты с целью будет в диапазоне $d_{стр\ min} \leq d_{в} \leq d_{стр\ max}$. Дальность пуска

$$D_{п} \leq \sqrt{[d_{стр\ max} + V_{ц}(t_{ст} + t_{р1})]^2 + H_{ц}^2},$$

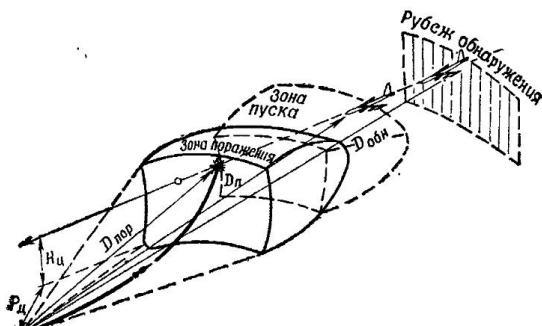
где $d_{стр\ max}$ — максимально возможная дальность стрельбы;

t_{p_1} — время полета первой ракеты на максимальную дальность стрельбы;

$t_{ст}$ — время старта ракеты.

Зона пуска — область пространства, при нахождении в которой цели производится пуск ЗУР. При этом встреча ракеты с целью произойдет в так называемой зоне поражения.

Зона поражения — область пространства, в которой вероятность поражения цели имеет значение не менее заданного.



Р и с. 6.4. Боевые зоны ЗРК

Зоны пуска и поражения ограничены максимальными и минимальными значениями дальностей и высот, которые образуют границы зон поражения и пуска. В соответствии с этим различают дальнюю и ближнюю, верхнюю и нижнюю границы этих зон.

Из рис. 6.4 видно, что зона пуска смещена относительно зоны поражения в направлении больших дальностей цели. Ее положение в пространстве зависит от положения зоны поражения и скорости цели.

Дальности до дальней и ближней границ зоны пуска:

$$\left. \begin{aligned} d_{п.д} &= d_{з.д} + V_{ц} (t_{ст} + t_{p_1}); \\ d_{п.бл} &= d_{з.бл} + V_{ц} (t_{ст} + t_{p_n}). \end{aligned} \right\} \quad (6.4)$$

где $d_{з.д}$, $d_{з.б.л}$ — горизонтальные дальности до дальней и ближней границ зоны поражения;
 $t_{ст}$ — время старта ракеты;
 $t_{р1}$, $t_{рn}$ — время полета первой ракеты до дальней границы зоны поражения и время полета последней ракеты до ближней границы зоны поражения.

Верхняя и нижняя границы зоны пуска при горизонтальном полете цели соответствуют верхней и нижней границам зоны поражения. При движении цели со снижением по высоте верхняя граница зоны пуска превышает верхнюю границу зоны поражения на величину

$$\Delta H = (t_{ст} + t_{р1}) \frac{dH_{ц}}{dt}. \quad (6.5)$$

Для зенитных ракетных комплексов, обеспечивающих стрельбу в любом направлении, зона пуска, как и зона поражения, занимает в пространстве положение, соответствующее направлению на цель.

Дальняя граница зоны поражения имеет дальность, обусловленную максимально возможной для данного ЗРК дальностью стрельбы. Иногда дальнюю границу зоны поражения представляют поверхностью, образованной геометрическим местом точек конца вектора максимальной дальности стрельбы. В некоторых случаях она представляется более сложной поверхностью.

Ближняя граница зоны поражения имеет дальность

$$D_{з.б.л} = Vt_{в}, \quad (6.6)$$

где $t_{в}$ — время вывода ракеты на кинематическую траекторию.

Форма ближней границы зависит от многих факторов, поэтому имеет сложную конфигурацию.

Верхняя граница зоны поражения имеет высоту, обусловленную досягаемостью ракет и живучестью цели, отношением располагаемых и потребных перегрузок ЗУР. С изменением высоты живучесть цели изменяется, что вызывает изменение вероятности поражения цели.

Нижняя граница зоны поражения определяется возможностью ЗРК обнаруживать и наводить ракеты на низколетящие цели.

Глубина зоны поражения

$$\Delta d_{з.п} = d_{з.д} - d_{з.бл}, \quad (6.7)$$

где $d_{з.д}$, $d_{з.бл}$ — горизонтальные дальности до дальней и ближней границ зоны поражения.

Величина $\Delta d_{з.п}$ для данного ЗРК изменяется с высотой и зависит от типа (живучести) цели. При уничтожении целей, вероятность поражения которых имеет малые значения, глубина зоны поражения уменьшается.

Потребное значение глубины зоны поражения $\Delta d_{з.п. \text{ потр}}$, при котором обеспечивается обстрел цели заданным количеством n_p ракет с темпом t_c стрельбы

$$\Delta d_{з.п. \text{ потр}} \geq V_{ц} t_c (n_p - 1). \quad (6.8)$$

В процессе наведения ракеты на цель формируются команды управления положением рулей ракеты. В результате ракета движется по траектории, близкой к расчетной.

6.1.2. БОЕВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ЗРК

Под боевыми возможностями понимается способность ЗРК обеспечить уничтожение воздушных целей в различных условиях обстановки. Они зависят от реализованных в комплексе принципов, назначения и состава аппаратуры.

К боевым возможностям относят возможности по уничтожению целей на различных дальностях, на различных высотах их полета, возможности по уничтожению целей, летящих с различными скоростями, возможности уничтожения маневрирующих целей, возможности по последовательному обстрелу целей и возможности по уничтожению целей в условиях электронного подавления.

Возможности по уничтожению целей на различных дальностях характеризуются диапазоном дальностей уничтожения целей.

Возможности по уничтожению целей на различных высотах есть способность ЗРК обеспечить уничтожение целей в определенном диапазоне высот. Эти возможности зависят от скоростей полета целей, энергетики ЗУР и других факторов.

Возможности по уничтожению целей, летящих с различными скоростями полета, определяются диапазоном скоростей уничтожаемых целей. Они обусловлены дальностями обнаружения целей и располагаемыми перегрузками ракет.

Возможности по уничтожению маневрирующих целей характеризуются способностью ЗРК уничтожать цели, совершающие маневр с некоторыми перегрузками. Основными факторами, определяющими эти возможности, являются располагаемые перегрузки и инерционность системы управления полетом ЗУР.

Возможности по последовательному обстрелу целей есть способность ЗРК уничтожать цели, последовательно входящие в зону пуска. Показателями этих возможностей служат временные интервалы между целями. Они зависят от числа целевых и ракетных каналов ЗРК и цикла стрельбы.

Возможности по уничтожению целей в условиях электронного подавления характеризуют способность комплекса обеспечить уничтожение целей при наличии помех электронным средствам. Их показателем может служить интенсивность помех, при которой вероятность уничтожения цели имеет значение не менее заданного.

Анализ боевых возможностей ЗРК по уничтожению конкретных типов целей требует знания возможностей по обнаружению, опознаванию и сопровождению целей, возможностей по наведению ЗУР и возможностей по поражению целей боевой частью ракеты.

Возможности по обнаружению и опознаванию целей

Возможности по обнаружению есть способность ЗРК обеспечить обнаружение цели в заданном объеме пространства за определенное время. Количественными показателями возможностей по обнаружению могут быть: дальность обнаружения цели $D_{обн}$, высота обнаружения $H_{обн\ max}$, $H_{обн\ min}$, время обнаружения $t_{обн}$, разрешающие способности по дальности, угловым координатам и скорости ΔD , $\Delta \beta$, $\Delta \varepsilon$, ΔV , вероятность обнаружения цели $p_{обн}$.

Потребная дальность обнаружения цели, при которой обеспечивается встреча первой ракеты с целью на дальней границе зоны поражения:

$$D_{обн. \text{ потр}} \geq \sqrt{(d_{з.л} + V_{ц} t_{\Sigma})^2 + H_{ц}^2}. \quad (6.9)$$

где $t_{\Sigma} = t_{оп} + t_{захв} + t_{подг} + t_{ст} + t_{p_1}$ ($t_{оп}$, $t_{захв}$, $t_{подг}$,

$t_{ст}$, $t_{р1}$ — время, необходимое для опознавания цели, захвата на сопровождение, подготовки данных для стрельбы, старта и наведения ракеты при нахождении точки встречи на дальней границе зоны поражения соответственно).

Возможная дальность обнаружения цели радиолокационными средствами

$$D_{обн. возм} \leq \sqrt[4]{\frac{P_n G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_{ц}}{(4\pi)^3 P_{пр \min} \gamma_p}} e^{-0,115 \gamma_n D_{ц}}, \quad (6.10)$$

где P_n , G_1 , G_2 , λ , $P_{пр \min}$ — мощность излучения, коэффициенты направленного действия передающей и приемной антенн, длина рабочей волны, чувствительность приемника радиолокационной станции;

γ_p — коэффициент различимости;

γ_n — коэффициент поглощения энергии радиоволн в атмосфере;

$\sigma_{ц}$ — эффективная отражающая площадь цели.

Дальность обнаружения целей в условиях радиоэлектронного подавления

$$D_{обн \max}^{пх} \leq \sqrt[4]{\frac{P_n G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_{ц}}{(4\pi)^3 \sqrt{P_{пр \min}^2 + P_{пх}^2}}}, \quad (6.11)$$

где $P_{пх}$ — мощность помех на входе приемника РЛС.

Максимально возможная дальность обнаружения цели (радиус открытой зоны), идущей под прикрытием шумовой активной помехи (обнаружение при условии $P_c = P_{пх}$)

$$D_{обн \max}^{пх} \leq \sqrt[4]{\frac{P_n G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_{ц}}{(4\pi)^3 1,41 P_{пр \min}}}. \quad (6.12)$$

Дальность обнаружения ограничивается дальностью прямой видимости

$$D_{\text{обн}} \leq D_{\text{п.в}} = 4,12 (\sqrt{H_a} + \sqrt{H_c}), \quad (6.13)$$

где H_a , H_c — высота антенны РЛС и высота цели, м.

Дальность обнаружения цели оптическим визиром

$$D_{\text{обн. опт}} \leq \sqrt{\frac{C_T \eta_1 \eta_2 (\epsilon_c T_c^4 S_c - \epsilon_f T_f^4 S_f)}{\pi \Phi_{\text{пор}}}}. \quad (6.14)$$

где $C_T = 5,67 \cdot 10^{-5}$ эрг·см⁻²·с⁻¹·град⁻⁴;

η_1 , η_2 — коэффициенты поглощения энергии в атмосфере и оптике;

ϵ_c , ϵ_f — коэффициенты черноты цели и фона;

T_c , T_f — температура цели и фона;

S_c , S_f — площади цели и фона;

$\Phi_{\text{пор}}$ — пороговое значение потока мощности.

Высоты обнаружения цели зависят от свойств РЛС: дальности обнаружения, максимальных и минимальных углов места луча антенны, ширины луча:

$$\left. \begin{aligned} H_{\text{обн}} &= D_{\text{обн}} \sin \epsilon_c; \\ H_{\text{обн max}} &\leq D_{\text{обн max}} \sin \epsilon_{a \text{ max}}, \end{aligned} \right\} \quad (6.15)$$

где $\epsilon_{a \text{ max}}$ — максимально возможный угол места луча антенны;

$$H_{\text{обн min}} \geq \left(\frac{D_{\text{п.в}}}{4,12} - \sqrt{H_a} \right)^2. \quad (6.16)$$

Время обнаружения цели есть время, затрачиваемое на принятие и обработку целеуказания $t_{\text{цу}}$, поиск $t_{\text{п}}$ и наблюдение $t_{\text{наб}}$ цели:

$$t_{\text{обн}} \geq t_{\text{цу}} + t_{\text{п}} + t_{\text{наб}}. \quad (6.17)$$

Время наблюдения цели — время уверенного наблюдения сигнала цели на экране индикатора. Для получения заданной вероятности правильного обнаружения цели производится наблюдение за несколько периодов обзора $t_{\text{наб}} = n_{\text{об}} t_{\text{п}}$.

Величина

$$n_{\text{об}} \geq \frac{\lg(1 - p_{\text{з. обн}})}{\lg(1 - p_{\text{1 обн}})}, \quad (6.18)$$

где $p_{з. обн}$ — заданная вероятность обнаружения цели;
 $p_{1 обн}$ — вероятность обнаружения при одном периоде обзора.

Разрешающие способности при обнаружении целей:

по дальности

$$\Delta D = \frac{c\tau_{и}}{2} + M_D d_{п}, \quad (6.19)$$

где $\tau_{и}$ — длительность импульса передатчика;
 M_D — масштаб развертки дальности индикатора;
 $d_{п}$ — диаметр электронного пятна электронно-лучевой трубки индикатора;

по азимуту (углу места)

$$\Delta\beta(\Delta\epsilon) \geq \theta_{а\beta(\epsilon)}^{\circ} + M_{\beta(\epsilon)} d_{п}, \quad (6.20)$$

где $M_{\beta(\epsilon)}$ — масштаб развертки индикатора по азимуту (углу места);

по азимуту при наблюдении целей на ИКО

$$\Delta\beta_{к} \geq \theta_{а}^{\circ} + M_D d_{п}; \quad (6.21)$$

по скорости

$$\Delta V_r \geq \frac{\Delta F_{\phi} \lambda}{2}. \quad (6.22)$$

где ΔF_{ϕ} — ширина полосы пропускания фильтра точной селекции сигналов цели по частоте Доплера (принимается, что $\Delta F_{сп.д} \leq \Delta F_{\phi}$, т. е. спектр доплеровских частот меньше или равен ширине полосы пропускания фильтра);

λ — рабочая длина волны РЛС.

Вероятность обнаружения цели есть вероятность превышения мощности сигнала на входе приемника РЛС в заданное число раз мощности шумов, при котором обнаруживается цель

$$p_{обн} = p(P_c \geq \gamma_p P_{пр min}). \quad (6.23)$$

Так как величина $P_c = f(\sigma_{ц}, D_{ц}, \dots)$, то вероятность обнаружения при всех прочих параметрах зависит от типа и дальности цели. Если вероятность обнаружения цели по одному наблюдению равна $P_{1 обн}$, то при $n_{н}$ ее значение

$$p_{обн} = 1 - (1 - p_{1 обн})^{n_{н}}. \quad (6.24)$$

Возможности по опознаванию целей характеризуют способность ЗРК по опознаванию целей в заданном объеме пространства за установленное время. В результате обнаружения летательный аппарат может быть отнесен к категории «свой — чужой».

Потребная дальность опознавания

$$D_{\text{оп. потр}} \geq D_{\text{обн max}}$$

Технически возможная дальность опознавания

$$D_{\text{оп}} \leq \sqrt{\frac{P_3 G_1 G_2 \lambda_3^2}{(4\pi)^2 P_{\text{пр. з}}}} = \sqrt{\frac{P_{\text{отв}} G_2 G_3 \lambda_{\text{отв}}^2}{(4\pi)^2 P_{\text{пр. отв}}}}, \quad (6.25)$$

где P_3 , $P_{\text{отв}}$ — мощности излучения передатчиков запроса и ответа;

G_1 , G_2 , G_3 — коэффициенты направленного действия антенн запросчика и ответчика;

λ_3 , $\lambda_{\text{отв}}$ — длины волн запросчика и ответчика;

$P_{\text{пр. з}}$, $P_{\text{пр. отв}}$ — чувствительность приемников запросчика и ответчика соответственно.

Разрешающая способность устройства опознавания есть способность разрешать опознаваемые цели по дальности и направлению.

Разрешающая способность по дальности

$$\Delta D_{\text{оп}} \geq \frac{c(\tau_{\text{и}} + \Delta t + t_{\text{код}})}{2}, \quad (6.26)$$

где $\tau_{\text{и}}$ — длительность импульса передатчика РЛС;

Δt — время задержки ответного импульса (импульс кода) относительно отметки цели на экране индикатора;

$t_{\text{код}}$ — длительность кода (ответного импульса).

Разрешающая способность по направлению (угловым координатам):

автономного устройства опознавания

$$\Delta \varepsilon_{\text{оп}} (\Delta \beta_{\text{оп}}) \geq \theta_{\text{а, оп}}^{\circ} + M_{\varepsilon (\beta)} d_{\text{п}}; \quad (6.27)$$

совмещенного устройства опознавания

$$\Delta \varepsilon_{\text{оп}} (\Delta \beta_{\text{оп}}) \geq \theta_{\text{а РЛС}}^{\circ} + M_{\varepsilon (\beta) \text{ РЛС}} d_{\text{п}}, \quad (6.28)$$

где $\theta_{a. \text{оп}}^{\circ}$, $\theta_{a. \text{РЛС}}^{\circ}$ — ширина луча (диаграммы направленности) антенны устройства опознавания и РЛС, с которой совмещено данное устройство;

$M_{\varepsilon}(\beta)$ — масштаб угловой развертки индикаторов отображения воздушной обстановки;

$d_{\text{п}}$ — диаметр пятна электронного луча ЭЛТ.

Достоверность опознавания есть вероятность того, что данная цель отнесена к соответствующей ей категории. Численное значение вероятности $p_{\text{оп}}$ зависит от выбранного кода запросных и ответных сигналов, помеховой обстановки, совершенства устройства опознавания.

Возможности по сопровождению целей

Возможности по сопровождению целей и определению их координат характеризуют способность ЗРК обеспечить автоматическое (ручное) сопровождение различного типа целей при возможных скоростях полета и измерение их координат с допустимыми ошибками.

Количественные показатели этих возможностей: максимальная дальность устойчивого автоматического (ручного) сопровождения цели, минимальная дальность сопровождения цели, граничные значения угловых координат, дальности и скорости целей и их производных, при которых сопровождение оказывается на грани устойчивости, допустимые ошибки сопровождения, вероятность устойчивого сопровождения.

Возможности сопровождения цели по дальности

Максимально возможной дальностью сопровождения называют такую, начиная с которой устройство сопровождает цель устойчиво (без срывов). Ее значение зависит от отношения $P_c/P_{\text{ш}}$, характера движения цели и свойств устройства сопровождения.

Потребная дальность устойчивого сопровождения, при которой обеспечивается реализация максимально возможной для данного ЗРК дальности стрельбы

$$D_{c, \text{потр}} \geq \sqrt{[d_{\text{ср max}} + V_{\text{ц}}(t_{\text{подг}} + t_{\text{ст}} + t_{\text{р1}})]^2 + H_{\text{ц}}^2} \quad (6.29)$$

Технически возможная дальность устойчивого сопровождения при заданном отношении P_c/P_m на входе устройства сопровождения

$$D_{c. \text{уст}} \leq \sqrt[4]{\frac{P_n G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_{ц}}{(4\pi)^3 P_{\text{пр min}} \gamma_c}}, \quad (6.30)$$

где γ_c — заданное отношение сигнал/шум.

Минимально возможная дальность сопровождения цели по дальности:

в РЛС с импульсным режимом излучения

$$D_{c \text{ min}} \geq \frac{c(\tau_n + t_B)}{2}, \quad (6.31)$$

где τ_n, t_B — длительность зондирующего импульса и время восстановления чувствительности приемного тракта соответственно;

бортовых радиолокационных следящих устройств

$$D_{c \text{ min}} \geq \frac{V_{ц} \sin q_{ц} - V \sin q_p}{\dot{\Phi}_{D \text{ доп}}}, \quad (6.32)$$

где $V_{ц}, V$ — скорости полета цели и ракеты;

$q_{ц}, q_p$ — углы между векторами скорости цели, ракеты и линией дальности ракета — цель;

$\dot{\Phi}_{D \text{ доп}}$ — предельно допустимое значение угловой скорости вращения линии дальности ракета — цель.

Возможности сопровождения цели по угловым координатам:

по углу места:

$$\left. \begin{aligned} \epsilon &\leq \epsilon_{a. \text{ доп}}; \\ \dot{\epsilon}_{ц} &\leq \dot{\epsilon}_{a. \text{ доп}} \end{aligned} \right\} \quad (6.33)$$

по азимуту:

$$\left. \begin{aligned} \beta_{ц} &\leq \beta_{a. \text{ доп}}; \\ \dot{\beta}_{ц} &\leq \dot{\beta}_{a. \text{ доп}} \end{aligned} \right\} \quad (6.34)$$

где $\epsilon_{a. \text{ доп}}, \beta_{a. \text{ доп}}, \dot{\epsilon}_{a. \text{ доп}}, \dot{\beta}_{a. \text{ доп}}$ — допустимые значения угла места, азимута антенн и скоростей их изменения.

Возможности сопровождения цели по скорости:

$$V_{rц\max} \leq \frac{F_{Д\max} \lambda}{2}, \quad (6.35)$$

где $F_{Д\max}$ — максимальное значение приборной доплеровской частоты.

Ошибки сопровождения (измерения координат) цели по причинам возникновения могут быть флуктуационными, динамическими, инструментальными; по характеру — случайными и систематическими.

Случайные ошибки чаще оцениваются среднеквадратическими значениями σ_c .

Ошибки сопровождения по дальности:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{сD} &= \sqrt{\sigma_{фл}^2 + \sigma_{ин}^2 + \sigma_{дин}^2}; \\ \delta_{сD} &= |\delta_{дин}| + |\delta_{ин}|. \end{aligned} \right\} \quad (6.36)$$

где $\sigma_{фл}$, $\sigma_{ин}$, $\sigma_{дин}$ — среднеквадратические значения случайных флуктуационных, динамических, инструментальных ошибок соответственно;

$\delta_{дин}$, $\delta_{ин}$ — систематические составляющие ошибок измерения дальности цели.

Максимальная ошибка измерения дальности цели

$$\Delta_D = |\delta_{сD}| + 3\sigma_{сD}. \quad (6.37)$$

Значения величин $\sigma_{фл}$, $\sigma_{дин}$, $\sigma_{ин}$ зависят от свойств и характера движения цели, погодных условий, качества эксплуатации и стабильности работы аппаратуры, принятого метода измерения, свойств следящей системы.

Допустимые ошибки сопровождения цели по дальности — такие ошибки, при превышении которых происходит срыв автоматического сопровождения.

Для аналоговых систем с временными дискриминаторами

$$\Delta_{D\text{ доп}} \leq \frac{c\tau_{стр}}{2},$$

где $\tau_{стр}$ — длительность строба сопровождения.

Срыв АС произойдет при (для систем астатизма 1-го порядка)

$$\dot{D}_ц \approx V_ц \gg (\Delta_{D\text{доп}} - 3\sigma_{D\text{ фл}}) K_V.$$

Ошибки сопровождения цели по угловым координатам (углу места, азимуту) зависят от принятого метода измерения, свойств системы сопровождения и цели.

Случайные ошибки измерения угловых координат обусловлены случайными изменениями формы отраженных сигналов, а также случайными отклонениями технических параметров следящих систем от номинальных значений, внешними случайными возмущениями.

Среднеквадратическое значение ошибки измерения угловой координаты

$$\sigma_{\beta(\epsilon)} = \sqrt{\sigma_{\text{фл}}^2 + \sigma_{\text{ин}}^2 + \sigma_{\text{лин}}^2} \quad (6.38)$$

где $\sigma_{\text{фл}}$ — ошибка, обусловленная наличием угловых и амплитудных шумов, отношением сигнал/шум, определяемая

$$\sigma_{\text{фл}}^2 = \sigma_{\text{у. ш}}^2 + \sigma_{\text{а. ш}}^2 + \sigma_{\text{пот}}^2 \quad (6.39)$$

Здесь

$$\sigma_{\text{у. ш}}^2 = \frac{2\delta_{\text{у. ш}}^2}{\alpha_{\text{у. ш}}} \Delta F_{\text{э}}, \quad (6.40)$$

где $\delta_{\text{у. ш}} \approx \left(0,5 \frac{L_{\text{ц}}}{D_{\text{ц}}}\right)^2$ ($L_{\text{ц}}$ — характерный линейный размер цели, $D_{\text{ц}}$ — дальность цели);

$\Delta F_{\text{э}}$ — эквивалентная полоса замкнутой системы сопровождения;

$\alpha_{\text{у. ш}}$ — величина, зависящая от типа цели.

Причиной появления углового шума (у. ш.) является перемещение эффективного центра отражения сигнала по длине цели.

Амплитудные шумы (а. ш.) обусловлены случайными изменениями интенсивности электромагнитного поля в точке приема сигналов.

Систематические ошибки

$$\delta_{\beta(\epsilon)} = |\delta_{\beta(\epsilon) \text{ ин}}| + |\delta_{\beta(\epsilon) \text{ дин}}|. \quad (6.41)$$

где $\delta_{\beta(\epsilon) \text{ ин}}$ — систематическая составляющая инструментальной ошибки;

$\delta_{\beta(\epsilon) \text{ дин}}$ — систематическая составляющая динамической ошибки.

Динамическая ошибка обусловлена свойствами системы и характером движения цели.

Для системы астатизма первого порядка

$$\delta_{\beta \text{ дин}} \approx \frac{\dot{\beta}_{ц}}{K_{\beta V}}. \quad (6.42)$$

Для системы астатизма второго порядка

$$\delta_{\beta \text{ дин}} \approx \frac{\ddot{\beta}_{ц}}{K_{\beta W}}. \quad (6.43)$$

где $\dot{\beta}_{ц}$, $\ddot{\beta}_{ц}$ — скорость и ускорение изменения угловой координаты цели;

$K_{\beta V}$, $K_{\beta W}$ — коэффициенты усиления системы сопровождения цели по угловым координатам.

Срыв АС цели произойдет (в системе астатизма первого порядка) при

$$|\delta_{\beta(\epsilon)}| + 3\sigma_{\text{фл}} \geq \delta_{\beta(\epsilon) \text{ доп}}. \quad (6.44)$$

Отсюда

$$\dot{\beta}_{ц}(\dot{\epsilon}_{ц}) \leq (|\delta_{\beta(\epsilon) \text{ доп}}| - 3\sigma_{\text{фл}}) K_{\beta V}. \quad (6.45)$$

Допустимая ошибка сопровождения цели при методе мгновенных равносигнальных зон

$$\delta_{\varphi \text{ доп}} \leq \frac{\theta_a^\circ}{4}. \quad (6.46)$$

Сопровождение цели возможно при

$$\dot{\varphi}_{ц} \leq \left(\frac{\theta_a}{4} - 3\sigma_{\text{фл}} \right) K_{\varphi V}. \quad (6.47)$$

Ошибки измерения радиальной составляющей скорости цели обусловлены внешними и

внутренними факторами. Потенциальная среднеквадратическая ошибка измерения скорости

$$\sigma_{V \text{ пот}} = \frac{\lambda}{2\pi} \frac{\sqrt{\pi}}{\sqrt{\frac{2E}{N_0} \tau_{\text{и}}}} \quad (6.48)$$

где λ — рабочая длина волны РЛС;
 $\tau_{\text{и}}$ — длительность радиолокационного импульса.

Ошибки сопровождения цели при ручном сопровождении зависят от принятого метода сопровождения и натренированности оператора.

При использовании механической шкалы среднеквадратическая ошибка отсчета

$$\sigma_{\text{ин}} \approx 0,15 \Delta L M_{\text{ш}},$$

где ΔL — расстояние между соседними делениями шкалы;
 $M_{\text{ш}}$ — масштаб шкалы по данной координате.

При использовании электронной шкалы

$$\sigma_{\text{ин}} \approx (0,05 \div 0,1) \Delta L M_{\text{ш}}. \quad (6.49)$$

При использовании электронного визира, совмещенного с меткой цели

$$\sigma_{\text{ин}} \approx \sqrt{\sigma_{\text{нст}}^2 + \sigma_{\text{совм}}^2 + \sigma_{\text{инт}}^2} \quad (6.50)$$

где $\sigma_{\text{нст}}$ — ошибка, обусловленная нестабильностью электронного визира;

$\sigma_{\text{совм}}$ — ошибка совмещения визира с отметкой цели, равная долям диаметра пятна ЭЛТ;

$\sigma_{\text{инт}}$ — ошибка интерполяции при отсчете по шкале устройства установки визира.

Вероятность устойчивого сопровождения цели есть вероятность того, что ошибка сопровождения не превысит допустимого значения

$$P_{\text{с. уст}} = P(\Delta \leq \Delta_{\text{доп}}).$$

Величина вероятности зависит от свойств цели, дальности и скорости полета, свойств данной системы сопровождения. Ее значение может быть определено для заданных условий.

Ошибки ручного сопровождения цели в телевизионно-оптических визирах

$$\Delta \varphi \approx \frac{1}{2} \frac{L_{\text{ц}}}{D_{\text{ц}}}, \quad (6.51)$$

где $L_{\text{ц}}$ — линейный размер цели в зеркальной плоскости.

Возможности по наведению ЗУР

Возможности ЗРК по наведению на цель зенитных управляемых ракет есть способность комплекса навести на цель одновременно определенное количество ракет с точностью не менее заданной при возможных дальностях стрельбы. Они зависят от числа ракетных каналов, свойств и характера движения цели, свойств системы управления. Количественные показатели этих возможностей — число ракетных каналов, ошибки наведения ракеты на цель, вероятность наведения ракеты на цель с ошибкой, не превышающей допустимую.

Число ракет, необходимое для поражения цели:

$$n_p \geq \frac{\lg(1 - P_3)}{\lg(1 - P_1)}. \quad (6.52)$$

где P_3 — заданное значение вероятности цели;

P_1 — вероятность поражения цели одной ракетой.

При наличии помех

$$n_p^{пх} \geq \frac{\lg(1 - P_3)}{\lg(1 - \xi_{пх} P_1)}. \quad (6.53)$$

где $\xi_{пх}$ — коэффициент снижения вероятности P_1 при наличии помех.

Ошибки наведения ракеты на цель характеризуют точность наведения. Они могут быть случайными и систематическими и обусловлены ошибками измерения параметра рассогласования, характером движения цели и свойствами системы управления.

Среднеквадратическое значение ошибки наведения

$$\sigma_n = \sqrt{\sigma_{фл}^2 + \sigma_{ин}^2 + \sigma_{дин}^2}. \quad (6.54)$$

Величина $\sigma_{фл}$ в основном определяется флуктуационной ошибкой параметра рассогласования

$$\sigma_{фл} = \frac{\sigma_{фл.и}}{\sqrt{K_{ф}}}. \quad (6.55)$$

где $K_{ф}$ — коэффициент фильтрации контура управления.

Динамическая составляющая ошибки зависит от характера движения цели и внешних возмущений, действующих на ракету.

Систематическая ошибка наведения

$$\Delta_H = \Delta_{\text{дин}} + \Delta_{\text{ин}} + \Delta_{\text{и}}, \quad (6.56)$$

где $\Delta_{\text{дин}}$, $\Delta_{\text{ин}}$ — систематические составляющие динамической и инструментальной ошибок наведения;

$\Delta_{\text{и}}$ — ошибка измерения параметра рассогласования.

Вероятность поражения. При наличии ошибок наведения вероятность поражения цели одной ракетой

$$P_1 = \frac{\alpha^2}{\alpha^2 + \sigma_H^2} e^{-\frac{\Delta^2}{2(\alpha^2 + \sigma_H^2)}}, \quad (6.57)$$

где $\alpha = K_{\text{ж}} \sqrt[3]{Q_{\text{б.ч}}}$ — параметр закона поражения, численно равный промаху, при котором вероятность поражения имеет заданное значение ($K_{\text{ж}}$ — коэффициент живучести цели, $Q_{\text{б.ч}}$ — масса боевой части ракеты).

Принимая во внимание, что систематические ошибки могут быть компенсированы, допустимые значения ошибок наведения для получения заданной вероятности поражения цели должны быть:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\text{н. доп}} &\leq \sqrt{\frac{P(\Delta_H)}{P_1} - 1}; \\ \Delta_{\text{н. доп}} &\leq \sqrt{0,1(\alpha^2 + \sigma_H^2)}, \end{aligned} \right\} \quad (6.58)$$

где $P(\Delta_H) = 0,95$ — составляющая вероятности поражения цели одной ракетой, обусловленная наличием систематической ошибки наведения. Максимальное значение ошибки наведения

$$\Delta_{\text{н max}} = |\Delta_{\text{и}}| + 3\sigma_{\text{н}} \approx |\Delta_{\text{и}}| + |\Delta_{\text{дин}}| + 3\sigma_{\text{н}}$$

Систематическая составляющая динамической ошибки наведения в общем виде может быть выражена как

$$\Delta_{\text{дин. о}} = C_0 x_{\text{вх}}(t) + C_1 \frac{dx_{\text{вх}}(t)}{dt} + \frac{1}{2} C_2 \frac{d^2 x_{\text{вх}}(t)}{dt^2} + \dots + C_k \frac{d^k x_{\text{вх}}(t)}{dt^k}, \quad (6.59)$$

где $C_k = \frac{d^k [L_0(P)]}{dP^k}$ — коэффициент ошибки $(k+1)$ члена, передаточная функция ошибки.

Из выражения (6.59) следует, что для определения динамической ошибки наведения необходимо найти передаточную функцию ошибки $L_0(P)$, с помощью которой задается связь текущей ошибки наведения с входными воздействиями $x_{\text{вх}}(t)$. Вид $L_0(P)$ будет зависеть не только от типа системы, но и принятого метода наведения.

Число слагаемых выражения (6.59) зависит от типа системы наведения. В системах статических динамическая ошибка равна сумме всех составляющих выражения (6.59). В системах астатических первого порядка ошибка равна сумме слагаемых без первого члена выражения (6.59), в системах астатических второго порядка — сумме без первых двух слагаемых и т. д., т. е. для астатических систем I порядка коэффициент $C_0 = 0$, для астатических систем II порядка $C_0 = C_1 = 0$ и т. д.

Текущее значение динамической ошибки в системах астатизма I и II порядка при $D_p = D_n$ будет определяться:

$$\Delta_{\text{дин}} = \frac{1}{K_0} D_n \frac{d\varepsilon_n}{dt} + \frac{1}{2K_0} a_0 D_n \frac{d^2 \varepsilon_n}{dt^2}, \quad (6.60)$$

где K_0 — коэффициент усиления контура управления;

a_0 — коэффициент, зависящий от характера движения цели и свойств системы наведения.

При движении цели с постоянной скоростью под некоторым углом θ_n к горизонтальной плоскости динамическая ошибка в системе астатизма I порядка

$$\Delta_{\text{н. дин}} = \frac{1}{K_0} D_n \dot{\varepsilon}_n, \quad (6.61)$$

где $\dot{\varepsilon}_n = V_n \sin q_n$ (q_n — курсовой угол цели).

При горизонтальном полете цели ($\theta_n = 0$) величина

$$\Delta_{\text{н. дин}} = \frac{V_n \sin \varepsilon_n}{K_0}. \quad (6.62)$$

Флуктуационные ошибки наведения в системах самонаведения незначительны, так как при малых удалениях ракеты от цели мощность отраженного (излученного) сигнала цели достаточно велика и сигнал имеет устойчивую форму.

Учитывая, что инструментальные и динамические ошибки малы и могут быть компенсированы, а флуктуационные ошибки незначительны, результирующую ошибку наведения можем принять

$$r = \frac{\dot{\varphi}_D D_{\text{мин}}^2}{V_{\text{отн}}}, \quad (6.63)$$

где $\dot{\varphi}_D$ — угловая скорость вращения линии ракета—цель, при которой произошел срыв автоматического сопровождения цели координатором;

$D_{\text{мин}}$ — минимальная дальность срыва;

$V_{\text{отн}}$ — относительная скорость сближения ракеты с целью.

Величина $\dot{\varphi}_D$ зависит от скорости и направления движения цели относительно линии ракета—цель и скорости движения ракеты. При движении ракеты в вертикальной плоскости

$$\dot{\epsilon} = \frac{V_{\text{ц}} \sin q_{\text{ц}} - V \sin q_{\text{р}}}{D}, \quad (6.64)$$

где $q_{\text{ц}}$, $q_{\text{р}}$ — курсовые углы цели и ракеты;

D — дальность ракета — цель.

Наибольшее значение $\dot{\epsilon}_{\text{ц}}$ при изменении направления движения цели будет иметь, когда $q_{\text{ц}} = 90^\circ$. Тогда

$$\dot{\epsilon} = \frac{V_{\text{ц}} - V \sin q_{\text{р}}}{D}. \quad (6.65)$$

Принимая $D = D_{\text{мин}}$, получим

$$\dot{\epsilon} = \frac{V_{\text{ц}} - V \sin q_{\text{р}}}{D_{\text{мин}}}.$$

Подставляя полученное выражение в формулу (6.63) получим

$$r = \frac{(V_{\text{ц}} - V \sin q_{\text{р}}) D_{\text{мин}}^2}{V_{\text{отн}}}. \quad (6.66)$$

6.2. ОСНОВЫ СРЕЛЬБЫ ЗЕНИТНЫМИ УПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ

6.2.1. ЗАДАЧИ И СУЩНОСТЬ СРЕЛЬБЫ ЗЕНИТНЫМИ УПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ

Процесс боевой ракеты зенитного ракетного подразделения с момента получения огневой задачи на уничтожение воздушной цели до подрыва у цели боевого снаряжения ЗУР принято называть стрельбой.

Задачей каждой отдельной взятой стрельбы является уничтожение цели. Для решения этой задачи необходимо, во-первых, осуществить сближение ракеты с целью с требуемой точностью и, во-вторых, когда это сближение произошло, подорвать боевую часть ракеты таким образом, чтобы ее поражающие элементы накрыли цель. Следовательно, стрельба ЗУР включает: непосредственную подготовку стрельбы, пуск и наведение ракет на воздушную цель.

Непосредственная подготовка стрельбы

Непосредственная подготовка стрельбы начинается с момента получения огневой задачи на уничтожение цели и заканчивается моментом готовности подразделения к пуску ЗУР.

Огневая задача включает целеуказание (указание о местоположении цели в пространстве), команду на уничтожение цели и при необходимости указание о порядке ведения по ней огня.

Основное содержание непосредственной подготовки стрельбы:

уяснение огневой задачи и оценка воздушной обстановки;

поиск цели по данным целеуказания и ее обнаружение; захват цели РЛС сопровождения (подсвета) и переход на точное сопровождение по угловым координатам, дальности, а возможно, и скорости;

решение задачи пуска ЗУР и подготовка исходных данных для стрельбы;

наведение и захват цели ГСН (если в системе самонаведения эта операция проводится до пуска при нахождении ЗУР на установке).

Одновременно с проведением этих операций осуществляется подготовка к пуску ракет и пусковых установок.

Пуск и наведение ракет на воздушную цель

При достижении целью определенной дальности относительно ЗРК проводится пуск зенитных управляемых ракет. После пуска ЗУР ее сближение с непрерывно перемещающейся в пространстве воздушной целью осуществляется системой управления, под которой понимается совокупность устройств, определяющих взаимное положение ракеты и цели и обеспечивающих выработку команд управления и наведение ракеты на цель в течение всего времени ее полета до встречи с целью.

Требуемая траектория сближения ракеты с целью задается уравнениями связи, определяющими движение ракеты в зависимости от координат и параметров движения цели. Вид уравнений связи определяет метод наведения ракеты на цель. Управление ракетой зарубежных ЗРК осуществляется лишь по направлению. Понятие о требуемой дальности до ракеты не вводится. Следовательно, для наведения ракеты достаточно задать уравнение связи по угловым координатам, например по ϵ и β .

Меру нарушения связи в каждой плоскости наведения принято называть параметром управления или сигналом рассогласования. Этот параметр пропорционален отклонению регулируемой величины от требуемого значения, т. е. является ошибкой системы управления. Система управления, изменяя направление полета ракеты, должна устранять эту ошибку и держать ее в таких пределах, при которых обеспечивается заданная точность сближения ракеты с целью.

Реальная траектория будет отличаться от требуемой. По признаку наведения она может быть разделена на три участка: начальный участок, участок вывода и участок наведения.

Начальный участок — это участок траектории неуправляемого полета ракеты после старта. Необходимость этого участка вызывается рядом обстоятельств: управление ракетой становится достаточно эффективным после достижения ею определенной скорости полета, управление целесообразно осуществлять после сброса ускорителей и т. д.

В конце неуправляемого полета положение ракеты может не соответствовать выбранному методу наведения и положению цели. Вывод ракеты на требуемую траекторию считается законченным, если ее отклонение не превосходит заданной величины, определенной эффективностью действия по цели боевого снаряжения ЗУР.

Участок вывода ракеты на требуемую траекторию — участок траектории, промежуточный между начальным и участком наведения.

При рассмотрении предельных дальностей стрельбы ЗУР под участком вывода часто понимают участок траектории от точки старта ракеты до получения допустимой ошибки в ее положении.

Участок наведения — участок траектории, на котором наведение ракеты на цель осуществляется согласно заданному методу наведения.

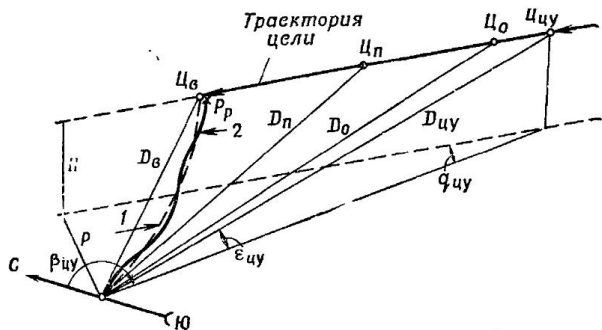


Рис. 6.5. К определению сущности стрельбы ЗУР

Подрыв боевой части ракеты в районе точки встречи может производиться двумя способами: с помощью неконтактного взрывателя и по команде с земли.

Общая схема стрельбы ЗУР показана на рис. 6.5, где точками $Ц_{цy}$, $Ц_о$, $Ц_п$, $Ц_в$ показаны положения воздушной цели соответственно в моменты получения данных ЦУ, обнаружения цели СНР, пуска ракеты и встречи ракеты с целью; 1 и 2 — требуемая и действительная траектории ЗУР; P_p — точка на траектории, в которой происходит подрыв боевой части ракеты.

За время движения цели от точки $Ц_{цy}$ до $Ц_п$ проводится непосредственная подготовка стрельбы, а от точки $Ц_п$ до $Ц_в$ — наведение ракеты.

6.2.2. ОШИБКИ НАВЕДЕНИЯ ЗУР

Точность наведения ракеты оценивается характеристиками закона ошибок наведения в картинной или какой-либо другой характерной плоскости у цели.

Картинной называется плоскость, перпендикулярная линии визирования цели (рис. 6.6,а).

При теоретическом анализе эффективности стрельбы в качестве плоскости оценки ошибок наведения ракеты принимается плоскость, перпендикулярная вектору ее относительной скорости (рис. 6.6,б).

Характер и причины возникновения ошибок наведения ЗУР

По своему характеру ошибки наведения могут быть систематическими и случайными.

Систематическими ошибками называют такие ошибки, которые при стрельбе остаются постоянными или изменяются по вполне определенному закону. Систематическая ошибка может быть выявлена и устранена путем ввода соответствующих поправок. Если величина систематической ошибки зависит от параметров движения цели, изменяющихся при стрельбе в широких пределах, то точная компенсация такой ошибки в ряде случаев затруднена.

Величина систематических ошибок y_0 и z_0 определяет положение центра рассеивания точек пересечения действительных траекторий относительно цели в картинной плоскости (рис. 6.6).

Случайными ошибками называют такие ошибки, которые при каждом пуске ракеты могут принимать различные значения величины и знака, причем неизвестно заранее какие именно. Эти ошибки вызывают случайные отклонения точек пересечения действительных траекторий с картинной плоскостью относительно центра рассеивания.

Можно считать, что случайные ошибки наведения ракеты подчиняются нормальному закону распределения, т. е. описываются плотностью вероятности вида

$$f(y, z) = \frac{1}{2\pi\sigma_y\sigma_z} e^{-\left[\frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2} + \frac{(z-z_0)^2}{2\sigma_z^2}\right]}, \quad (6.67)$$

где y, z — величина отклонений ЗУР от цели в соответствующей плоскости наведения;

σ_y, σ_z — средние квадратические ошибки отклонений.

Средняя квадратическая ошибка σ случайной величины есть характеристика рассеивания значений случайной величины относительно ее математического

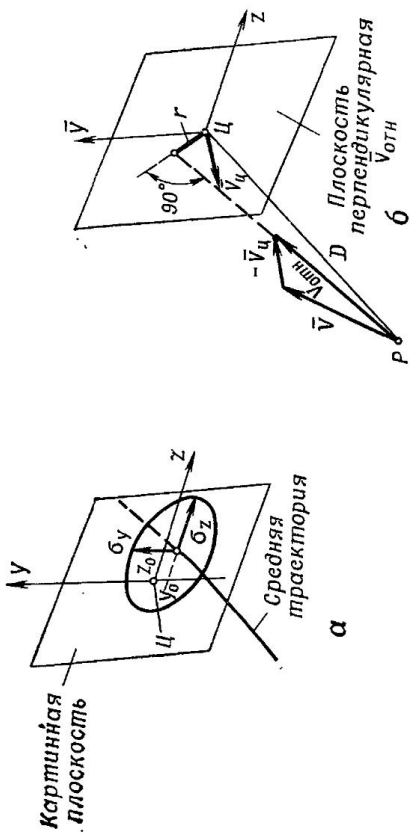


Рис. 6.6. Плоскости оценки ошибок наведения (α — картинная плоскость, β — плоскость, перпендикулярная $V_{0\text{тн}}$)

ожидания. Квадрат средней квадратической ошибки называется дисперсией

$$\sigma^2 [X] = M [(X - m_X)^2], \quad (6.68)$$

где X — случайная величина;

m_X — математическое ожидание случайной величины;

$M [(X - m_X)^2]$ — математическое ожидание отклонения случайной величины от ее математического ожидания.

Статистическая дисперсия случайной величины

$$\sigma_{\text{ст}}^2 [X] = \frac{\sum_{l=1}^n (x_l - x_{\text{ср}})^2}{n - 1}, \quad (6.69)$$

где x_l — наблюдаемые значения случайной величины;

$x_{\text{ср}}$ — статистическое среднее случайной величины.

В артиллерийской практике при оценке рассеивания случайных величин, подчиненных нормальному закону, часто вместо средней квадратической ошибки используют числовую характеристику, называемую срединной ошибкой или срединным отклонением.

Срединным отклонением называется половина длины участка, симметричного относительно центра рассеивания, вероятность попадания в который равна 0,5. Срединное отклонение E связано со средней квадратической ошибкой σ соотношением $E = 0,675 \sigma$.

Рассеивание случайной величины практически укладывается на участке $\pm 3\sigma$ или $\pm 4E$. Шкала средних квадратических и срединных ошибок нормального закона показана на рис. 6.7.

Ошибки наведения, сопровождающие стрельбу ракетами, соответственно причинам их возникновения принято делить на динамические, инструментальные и флуктуационные.

Динамической ошибкой наведения ракеты на цель принято называть отклонение ракеты от цели, возникшее в результате воздействия на систему наведения входных сигналов от движущейся цели при их отработке ракетой, а также сигналов, обусловленных продольным движением ракеты. Если цель не маневрирует, то входное воздействие изменяется медленно, контур работает без переходных про-

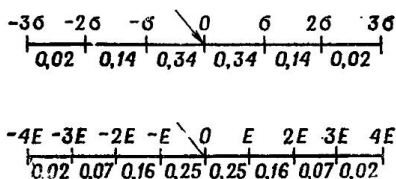
цессов. Ошибки, соответствующие такому режиму работы системы наведения, называют установившимися динамическими ошибками. При резких маневрах цели в контуре управления возникают переходные процессы, приводящие к возрастанию ошибок наведения ракеты на цель.

При обстреле неманеврирующей цели динамическая ошибка наведения

$$h_d = \frac{W_{nT}}{K_0} \quad (6.70)$$

где W_{nT} — нормальное ускорение ракеты, движущейся по требуемой траектории;

K_0 — коэффициент усиления разомкнутого контура управления.



Р и с. 6.7. Шкалы σ и E нормального за-
кона

Требуемая траектория, по которой должна двигаться ракета при ее сближении с целью, в общем случае криволинейна. Коэффициент усиления контура управления не бесконечен. Следовательно, ракета может двигаться по криволинейной траектории только при наличии в каждый момент времени ее ошибки относительно требуемого положения. Чем больше кривизна траектории при заданном коэффициенте усиления разомкнутого контура управления, тем больше должно быть значение ошибки. Ошибку, характеризующую потребную величину параметра рассогласования для реализации требуемого движения ЗУР, принято называть динамической ошибкой метода наведения (рис. 6.8).

Величина коэффициента усиления K_0 , в состав которого в качестве одного из сомножителей входит коэффициент усиления ракеты K_p , характеризующий ее маневренные

свойства, зависит от скорости и высоты полета ЗУР. Если располагаемые перегрузки ракеты станут меньше требуемых ($n_p < n_k$), то ракета сойдет с требуемой траектории и будет двигаться по дуге окружности радиуса

$$r_{\min} = \frac{V^2}{n_p g} \quad (6.71)$$

Следовательно, контур управления ракетой представляет собой систему автоматического регулирования с ограниченной мощностью из-за ограниченности располагаемых перегрузок ракеты. Ограниченная маневренность ЗУР приведет к возрастанию динамической ошибки наведения ракеты (рис. 6.9).

Маневр цели направлением или скоростью приводит к резкому изменению параметров требуемой траектории ЗУР, к возрастанию сигнала рассогласования на входе системы управления. Динамическая ошибка наведения ракеты на маневрирующую цель в районе точки встречи зависит от соотношения перегрузок, развиваемых целью и ракетой, инерционности контура управления и времени начала маневра цели относительно момента встречи. Маневр цели не приводит к резкому возрастанию ошибки наведения, если соотношение располагаемых перегрузок $n_p/n_c \geq 1,5 \div 2$. Наиболее эффективен маневр цели, который совершается за несколько секунд до встречи.

Резкое возрастание входного сигнала, вызывающее переходный процесс, может быть следствием изменения способа сопровождения цели или метода наведения в процессе полета ракеты, газодинамических возмущений контура и др.

Возможные пути уменьшения динамической ошибки наведения ракеты на цель: малая кривизна требуемой траектории ЗУР, особенно в районе точки встречи, и ее зависимость от маневра цели, высокое качество контура управле-

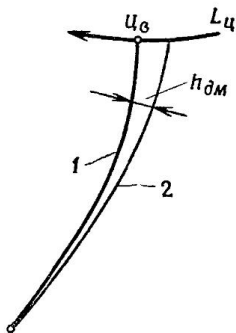
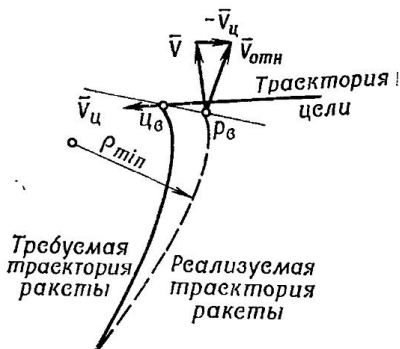


Рис. 6.8. Иллюстрация ошибки $h_{\text{дм}}$: 1 — кинематическая траектория; 2 — динамическая траектория

ния, введение в команды управления компенсационных поправок.

Флуктуационные ошибки по своему существу являются случайными и вызываются амплитудными и угловыми флуктуациями отраженного от цели сигнала, внутренними шумами аппаратуры и другими случайными возмущениями, действующими на контур управления ракетой.



Р и с. 6.9. Возникновение ошибки при $n_{раон} < n_т$

Величина флуктуационной ошибки наведения в системах телеуправления, как правило, зависит от типа и параметров движения воздушной цели, способа ее сопровождения, метода наведения, вида противодействия цели, а также метеоусловий и характера подстилающей поверхности (при обстреле низколетящих целей). С достаточной для практики точностью можно считать, что она пропорциональна флуктуационной ошибке сопровождения цели:

$$\sigma_{\phi} = K_{\phi} \sigma_{сопр. \phi} \quad (6.72)$$

Системы самонаведения, использующие пеленгационные устройства с мгновенным равносигнальным направлением, нечувствительны к амплитудным флуктуациям отраженного от цели сигнала. Угловые флуктуации этого сигнала влияют на точность определения параметров рассогласования, являясь основным источником флуктуационных ошибок.

Инструментальными ошибками принято называть ошибки, обусловленные конструктивными и производственными

погрешностями аппаратуры управления, несовершенством используемых методов измерения координат цели и ракеты, выработки параметра рассогласования и команд управления, допусками ввода компенсационных поправок и др.

Инструментальная ошибка наведения может вноситься и операторами, если они являются звеном в контуре управления ракетой или участвуют в определении координат и параметров движения цели.

Результирующая инструментальная ошибка имеет в своем составе систематическую и случайную составляющие.

Промая самонаводящейся ракеты r (рис. 6.10), обусловленный ошибкой в положении вектора скорости ракеты V относительно точки встречи в момент срыва самонаведения ЗУР:

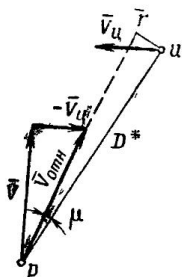


Рис. 6.10. Мгновенный промах самонаводящейся ракеты

$$r = \frac{D_{\min}^{*2} \dot{\varphi}_D}{V_{\text{отн}}} \approx - \frac{D_{\min}^{*2} \dot{\varphi}_D}{\dot{D}}, \quad (6.73)$$

где D_{\min}^* — расстояние ракета — цель в момент срыва самонаведения ракеты;

$\dot{\varphi}_D$ — угловая скорость поворота линии ракета — цель.

Вероятность попадания в круг заданного радиуса

При известном математическом ожидании y_0, z_0 и средней квадратической ошибке σ_y, σ_z рассеивания траекторий ракет у цели и нормальном законе ошибок наведения ЗУР вероятность P попадания ракеты в круг заданного радиуса R вычисляется следующим образом.

Первый случай. Систематические ошибки наведения отсутствуют ($y_0 = z_0 = 0$), ошибки наведения подчиняются круговому закону ($\sigma_y = \sigma_z = \sigma$):

$$P(r \leq R) = 1 - e^{-n}, \quad (6.74)$$

где

$$n = \frac{R^2}{2\sigma^2}.$$

Формула (6.74) позволяет решать и обратные задачи, т. е. определять среднюю квадратическую ошибку σ по заданной вероятности попадания в круг заданного радиуса.

Пример. Пусть $y_0 = z_0 = 0$, $\sigma_y = \sigma_z = 10$ м. Определить вероятность того, что при наведении ракеты на цель она отклонится от цели не более чем на 25 м.

Решение.

$$n = \frac{R^2}{2\sigma^2} = \frac{25^2}{2 \cdot 10^2} = 3,12;$$

$$P(r \leq 25) = 1 - e^{-n} = 1 - e^{-3,12} = 0,95.$$

Второй случай. Наведение ракеты на цель сопровождается систематическими ошибками ($y_0 \neq 0$ и $z_0 \neq 0$). Случайные ошибки подчиняются круговому закону ($\sigma_y = \sigma_z = \sigma$).

Решение задач, связанных с вероятностью попадания в круг заданного радиуса, производится с использованием кривых равной вероятности в координатах E/R и r_0/R , показанных на рис. 6.11.

Они позволяют:

а) По известным значениям систематической ошибки наведения на цель $r_0 = \sqrt{y_0^2 + z_0^2}$ и срединной ошибки E определить вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса R .

Для получения ответа необходимо вычислить значения E/R и r_0/R и по кривым снять значение вероятности.

б) По известным значениям систематической ошибки r_0 , срединной ошибки E и вероятности P определить величину радиуса круга, в который попадет ракета.

Для этого вычисляется отношение

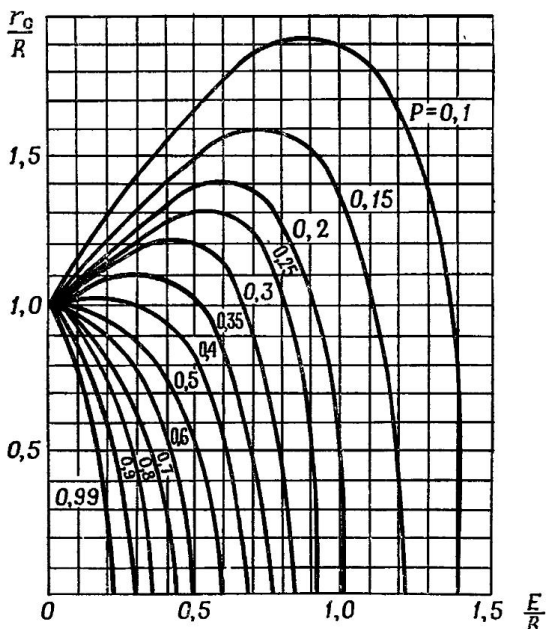
$$\frac{r_0}{E} \text{ и угол } \alpha = \operatorname{arctg} \frac{r_0}{E}.$$

Из начала координат под углом α к оси абсцисс проводится луч. Точка пересечения этого луча с кривой заданной вероятности определяет координаты $\frac{E}{R}$ и $\frac{r_0}{R}$.

По отношению $\frac{E}{R}$ или $\frac{r_0}{R}$ вычисляется радиус круга R , в который попадет ракета с заданной вероятностью.

в) По известным значениям вероятности попадания ракеты в круг радиуса R и значениям срединной ошибки E или систематической ошибки r_0 найти соответственно r_0 или E .

Третий случай. Систематические ошибки наведения отсутствуют ($y_0 = z_0 = 0$), а случайные ошибки наведения подчиняются эллиптическому закону ($\sigma_y = \sigma_z$).



Р и с. 6.11. Семейство кривых равной вероятности

Вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса определяется по табл. 6.1. Входными в таблицу являются величины a и v , вычисляемые следующим образом:

$$1) \text{ при } E_y < E_z \quad a = \frac{R}{E_z}; \quad v = \sqrt{1 - \frac{E_y^2}{E_z^2}};$$

$$2) \text{ при } E_y > E_z \quad a = \frac{R}{E_y}; \quad v = \sqrt{1 - \frac{E_z^2}{E_y^2}}.$$

Таблица 6.1

а	б										
	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,00
0,1	0,0023	0,0023	0,0023	0,0024	0,0025	0,0026	0,0029	0,0032	0,0038	0,0052	0,0538
0,2	0,0091	0,0091	0,0092	0,0095	0,0099	0,0105	0,0113	0,0127	0,0150	0,0206	0,1073
0,3	0,0203	0,0204	0,0207	0,0212	0,0221	0,0234	0,0253	0,0283	0,0334	0,0455	0,1604
0,4	0,0357	0,0359	0,0365	0,0374	0,0389	0,0412	0,0444	0,0496	0,0586	0,0790	0,2127
0,5	0,0553	0,0556	0,0564	0,0579	0,0602	0,0635	0,0686	0,0764	0,0899	0,1196	0,2641
0,6	0,0786	0,0790	0,0802	0,0823	0,0855	0,0902	0,0972	0,1080	0,1265	0,1661	0,3143
0,7	0,1055	0,1060	0,1075	0,1103	0,1144	0,1207	0,1298	0,1439	0,1676	0,2168	0,3632
0,8	0,1355	0,1361	0,1381	0,1415	0,1468	0,1546	0,1660	0,1835	0,2124	0,2701	0,4105
0,9	0,1683	0,1690	0,1714	0,1756	0,1820	0,1911	0,2052	0,2260	0,2599	0,3247	0,4562
1,0	0,2034	0,2044	0,2072	0,2121	0,2197	0,2307	0,2467	0,2707	0,3091	0,3794	0,5000
1,1	0,2406	0,2417	0,2449	0,2506	0,2593	0,2719	0,2900	0,3170	0,3593	0,4329	0,5419
1,2	0,2793	0,2805	0,2842	0,2906	0,3003	0,3145	0,3346	0,3641	0,4095	0,4946	0,5817
1,3	0,3192	0,3205	0,3245	0,3316	0,3424	0,3578	0,3798	0,4115	0,4592	0,5338	0,6194
1,4	0,3597	0,3612	0,3656	0,3733	0,3849	0,4016	0,4250	0,4585	0,5075	0,5802	0,6550
1,5	0,4006	0,4021	0,4068	0,4151	0,4276	0,4452	0,4699	0,5046	0,5541	0,6234	0,6883
1,6	0,4414	0,4430	0,4480	0,4568	0,4698	0,4883	0,5139	0,5493	0,5984	0,6634	0,7195
1,7	0,4819	0,4835	0,4888	0,4978	0,5114	0,5305	0,5566	0,5922	0,6403	0,7002	0,7485
1,8	0,5215	0,5232	0,5287	0,5380	0,5520	0,5714	0,5978	0,6331	0,6794	0,7338	0,7753
1,9	0,5601	0,5619	0,5674	0,5770	0,5912	0,6108	0,6370	0,6716	0,7156	0,7645	0,8000
2,0	0,5975	0,5993	0,6049	0,6145	0,6288	0,6483	0,6742	0,7077	0,7488	0,7923	0,8227

а	б										
	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,00
2.1	0,6333	0,6331	0,6408	0,6504	0,6645	0,6838	0,7091	0,7410	0,7792	0,8174	0,8434
2.2	0,6675	0,6693	0,6749	0,6844	0,6984	0,7172	0,7415	0,7718	0,8068	0,8400	0,8622
2.3	0,6998	0,7016	0,7071	0,7165	0,7301	0,7483	0,7716	0,7999	0,8316	0,8602	0,8792
2.4	0,7303	0,7320	0,7374	0,7465	0,7596	0,7771	0,7991	0,8254	0,8538	0,8784	0,8945
2.5	0,7587	0,7604	0,7656	0,7744	0,7880	0,8036	0,8243	0,8484	0,8736	0,8945	0,9082
2.6	0,7852	0,7868	0,7918	0,8002	0,8122	0,8279	0,8470	0,8689	0,8910	0,9088	0,9205
2.7	0,8096	0,8111	0,8159	0,8239	0,8352	0,8498	0,8675	0,8872	0,9095	0,9215	0,9314
2.8	0,8320	0,8334	0,8380	0,8455	0,8561	0,8697	0,8858	0,9034	0,9201	0,9327	0,9410
2.9	0,8524	0,8538	0,8580	0,8651	0,8750	0,8874	0,9020	0,9176	0,9320	0,9425	0,9495
3.0	0,8709	0,8722	0,8762	0,8828	0,8918	0,9032	0,9164	0,9300	0,9423	0,9510	0,9570
3.2	0,9026	0,9038	0,9072	0,9127	0,9203	0,9296	0,9399	0,9502	0,9589	0,9645	0,9691
3.4	0,9279	0,9288	0,9316	0,9362	0,9424	0,9497	0,9576	0,9652	0,9712	0,9753	0,9782
3.6	0,9476	0,9483	0,9506	0,9543	0,9591	0,9648	0,9707	0,9760	0,9801	0,9828	0,9848
3.8	0,9626	0,9632	0,9650	0,9678	0,9716	0,9758	0,9800	0,9838	0,9865	0,9883	0,9895
4.0	0,9737	0,9742	0,9756	0,9778	0,9806	0,9837	0,9867	0,9892	0,9909	0,9921	0,9930
4.2	0,9819	0,9823	0,9833	0,9850	0,9870	0,9892	0,9912	0,9929	0,9940	0,9948	0,9954
4.4	0,9878	0,9880	0,9888	0,9900	0,9914	0,9930	0,9944	0,9954	0,9961	0,9966	0,9970
4.6	0,9919	0,9921	0,9926	0,9935	0,9945	0,9955	0,9964	0,9971	0,9975	0,9978	0,9981
4.8	0,9947	0,9948	0,9952	0,9958	0,9965	0,9972	0,9978	0,9982	0,9985	0,9987	0,9988
5.0	0,9966	0,9967	0,9970	0,9974	0,9978	0,9983	0,9986	0,9989	0,9991	0,9992	0,9993

Пример. Пусть $y_0 = z_0 = 0$: $E_y = 10$ м, $E_z = 15$ м. Определить вероятность того, что промах ракеты при ее наведении на цель не будет превосходить 30 м.

Решение. Входы в таблицу

$$a = \frac{R}{E_z} = \frac{30}{15} = 2; \quad \varepsilon = \sqrt{1 - \frac{E_y^2}{E_z^2}} =$$

$$= \sqrt{1 - \frac{10^2}{15^2}} = 0,74.$$

По таблице 6.1 $P(r < 30) \approx 0,72$.

Четвертый случай. Наведение ракеты на цель сопровождается систематическими ошибками ($y_0 \neq z_0 \neq 0$), случайные ошибки подчиняются эллиптическому закону на плоскости ($\sigma_y \neq \sigma_z \neq 0$).

Вероятность попадания в круг данного радиуса ввиду сложности аналитических расчетов может быть определена графически с использованием сетки кругового рассеивания.

6.2.3. КООРДИНАТНЫЙ ЗАКОН ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ

Действие боевого снаряжения ЗУР по цели

По способу воздействия на цель боевые части ЗУР разделяют на фугасные, осколочные и кумулятивные. Наибольшее применение в иностранных ЗРК нашли осколочные боевые части направленного действия.

При подрыве ЗУР поражение цели может быть достигнуто: разрушением конструкции самолета; выводом из строя его жизненно важных отсеков; воспламенением топлива на самолете и др.

Радиус эффективного фугасного действия боевого снаряжения ЗУР зависит в первую очередь от массы взрывчатого вещества и высоты цели. По своей величине он сравнительно невелик.

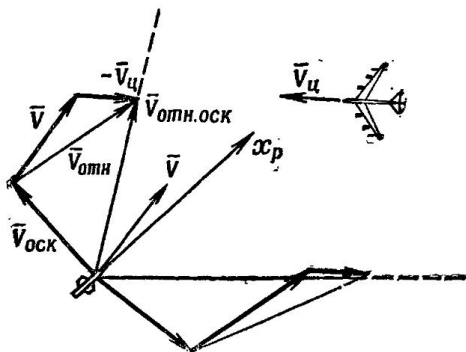
Осколочное действие боевой части может привести к механическому разрушению конструкции самолета, поражению уязвимых отсеков, воспламенению топлива, выводу из строя членов экипажа.

Необходимым условием поражения цели является раскрытие ее осколками боевой части. Это условие при заданных значениях скорости ракеты и цели, угла между ними,

угла и скорости разлета поражающих элементов определя-
ет момент подрыва боевой части ЗУР.

Поражающий элемент встречается с целью, если в мо-
мент подрыва боевой части цель находится на линии, сов-
падающей с относительной скоростью этого элемента
 $V_{\text{отн.оск}}$ (рис. 6.12).

Область пространства вокруг ракеты, при нахождении
цели в которой в момент подрыва боевой части ее уязви-
мые отсеки накрываются потоком разлетающихся осколков,
называется областью возможного поражения
цели.



Р и с. 6.12. Относительная скорость поражающего
элемента

Положение этой области при стрельбе не остается по-
стоянным. Скорость воздушных целей изменяется в широ-
ких пределах, скорость ракеты на траектории также непо-
стоянна. Угол встречи ракеты с целью (угол между направ-
лениями векторов скорости с целью и скорости ракеты) за-
висит от координат и параметров движения цели и началь-
ных условий пуска ЗУР. Следовательно, выбор момен-
та подрыва боевой части должен производиться
с учетом конкретных условий встречи ракеты с целью.

При симметричной относительно продольной оси раке-
ты статической области разлета осколков (рис. 6.13,а) об-
ласть возможного поражения цели представляет собой объ-
ем, ограниченный двумя коническими поверхностями с вер-
шиной в точке подрыва боевой части и с осями, совпадаю-
щими с вектором относительной скорости ракеты. В дан-

ном объеме распределяются относительные траектории осколков. Такая форма области возможного поражения цели позволяет не учитывать при выборе момента подрыва боевой части направление промаха ракеты.

Если статическая область разлета осколков характеризуется величиной угла разлета относительно продольной оси ракеты $\alpha_{ст}$ и углом разлета осколков в радиальной плоскости $\gamma_{ст}$ (рис. 6.13, б), то при управлении взрывом боевой части учитываются не только величина и направление вектора скорости ракеты и цели, но и направление промаха ЗУР. Перед подрывом боевого заряда ракета разворачивается относительно продольной оси соответственно направлению промаха.

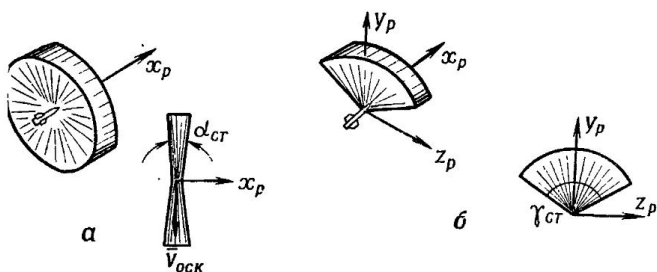


Рис. 6.13. Статическая область разлета осколков боевой части направленного действия (а — симметричная относительно продольной оси ракеты, б — направленная и в радиальной плоскости)

Подрыв боевой части ракеты в районе точки встречи может производиться двумя способами: выдачей команды на подрыв боевой части с наземного пункта управления при нахождении ракеты у цели и с помощью неконтактного взрывателя, устанавливаемого на ракете.

Первый способ при выборе момента подрыва боевой части не позволяет учесть условия встречи ракеты с целью. При использовании на ракете направленных осколочно-фугасных боевых частей он применяется при стрельбе в особых случаях.

Второй способ является основным. Из всех типов неконтактных взрывателей в ЗРК иностранных армий наибольшее распространение получили радиовзрыватели.

Под областью срабатывания радиовзрывателя понимается пространственная область около ракеты, определяемая

геометрическим местом условных центров цели в момент срабатывания радиовзрывателя, т. е. подрыва боевой части ракеты. Вероятностным описанием этой области является закон срабатывания радиовзрывателя $\omega(x, y, z)$. Он характеризует распределение координат подрыва боевой части в районе точки встречи:

$$\omega(x, y, z) = f_1\left(\frac{x}{y, z}\right) f_2(y, z), \quad (6.75)$$

где $f_1(x/y, z)$ — плотность распределения координаты x срабатывания взрывателя при заданной ошибке наведения y, z ;
 $f_2(y, z)$ — вероятность срабатывания радиовзрывателя по цели в зависимости от ошибок наведения y, z .

Область срабатывания радиовзрывателя должна совпадать с областью возможного поражения цели. Если эта область совпадает, то говорят, что радиовзрыватель согласован с боевой частью. При несовпадении этих областей наблюдается та или иная степень рассогласования радиовзрывателя с боевой частью и снижение вероятности поражения цели при заданной величине промаха.

Возможные способы согласования радиовзрывателя и боевой части ракеты:

дискретное или плавное изменение угла наклона диаграммы направленности радиовзрывателя к продольной оси ракеты в зависимости от условий встречи ракеты с целью (скорости цели, скорости ракеты, положения точки встречи и т. д.);

изменение угла наклона статической области разлета осколков к продольной оси ракеты в зависимости от скорости цели и условий стрельбы (изменение этого угла достигается выбором соответствующих точек иницирования боевого заряда);

выбор момента срабатывания радиовзрывателя с помощью доплеровских измерителей скорости.

Подрыв боевой части ракеты происходит при дальностях до цели, соответствующих величине промаха. Ограничение дальности действия неконтактного взрывателя производится для того, чтобы исключить возможность его срабатывания по необстреливаемой цели, т. е. цели, находящейся за пределами радиуса эффективного действия поражающих элементов боевой части.

Количественное представление координатного закона поражения цели

Поражение цели, а также наносимый ей ущерб при подрыве боевой части ЗУР зависит от следующей случайной совокупности факторов: значений координат точки подрыва ЗУР относительно цели, степени накрытия цели потском поражающих элементов боевой части, массы и формы поражающих элементов, скорости поражающих элементов в момент удара по цели и их плотности, эффективности фугасного действия боевого заряда, уязвимости воздушной цели, условий встречи ракеты с целью (высоты точки встречи, величины и направления вектора скорости ракеты и цели и др.).

При заданных боевом снаряжении ЗУР и характеристиках воздушной цели вероятность ее поражения в основном зависит от координат точки разрыва ракеты и условий встречи ракеты с целью.

Интегральная функция $G(x, y, z)$, определяющая величину вероятности поражения цели в зависимости от координат точки подрыва ракеты относительно цели, называется координатным законом поражения цели.

Функцию $G(y, z)$, определяющую вероятность поражения цели в зависимости от ошибок наведения ЗУР на цель, принято называть условным координатным законом поражения:

$$G(y, z) = \int_{-x_{\max}}^{+x_{\max}} G(x, y, z) f\left(\frac{x}{y, z}\right) dx. \quad (6.76)$$

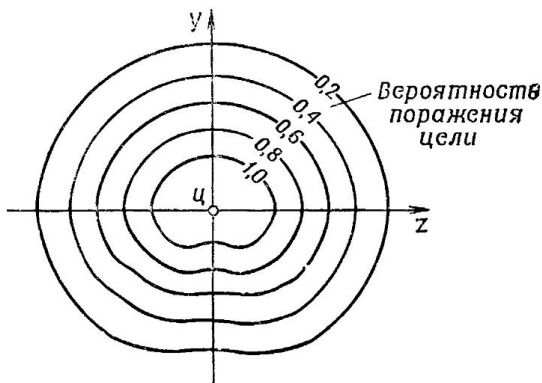
где величины $-x_{\max}$, $+x_{\max}$ определяют возможный интервал рассеивания точек подрыва боевой части ракет вдоль траектории ($|x_{\max}| = 3\sigma_x$).

Графически условный координатный закон поражения цели может быть представлен семейством замыкающихся кривых равной вероятности (рис. 6.14), которые позволяют определить вероятность поражения цели для любых заданных значений y и z . В общем случае эти замыкающиеся кривые не являются окружностями, т. е. вероятность поражения цели зависит не только от величины, но и направления промаха ракеты.

При заданных характеристиках боевого снаряжения ЗУР параметры условного координатного закона поражения зависят от уязвимости цели и условий встречи ракеты с целью.

Под уязвимостью воздушной цели понимается степень ее чувствительности к поражению при подрыве боевой части ракеты в заданных условиях встречи с целью. Оценка уязвимости вероятных целей противника производится косвенно путем общего анализа их конструкции и сравнения с уязвимостью типовых отсеков самолетов-мишеней.

Уязвимость цели зависит от условий ее встречи с ЗУР (высоты, скорости и ориентации цели относительно точки взрыва и др.).



Р и с. 6.14. Графическое изображение условного координатного закона поражения цели

Непосредственно к самолету примыкает зона безусловно го поражения цели. При подрыве ЗУР в этой зоне с практической достоверностью самолет уничтожается вследствие общих разрушений конструкции, наносимых фугасным действием боевой части в сочетании с осколочным действием плотного потока поражающих элементов.

При подрыве боевой части за пределами зоны безусловного поражения цель поражается в результате осколочного или зажигательного действия отдельных поражающих элементов по уязвимым отсекам самолета. Уязвимость цели в этом случае определяется количеством уязвимых отсеков первой и второй групп и их площадью в проекции на плоскость, перпендикулярную вектору относительной скорости осколков.

К отсекам первой группы принято относить элементы воздушной цели, вывод из строя каждого из ко-

торых влечет ее поражение (кабина летчика, двигатель одномоторного самолета, бомбовый отсек и др.), второй группы — элементы, вывод из строя определенного числа которых в некоторой совокупности (поражаемой комбинации отсеков) приводит к поражению воздушной цели.

Аналитически условный закон поражения цели может быть представлен функцией, зависящей от двух аргументов: величины промаха r и направления промаха φ . При заданных характеристиках боевого снаряжения плотность осколков λ определяется величиной промаха r , а приведенная уязвимая площадь самолета $S_{уязв}$ — направлением промаха φ и величиной промаха r :

$$G(r, \varphi) = 1 - e^{-\lambda(r) S_{уязв}(r, \varphi)}. \quad (6.77)$$

При экспериментальном определении условного закона поражения цели зависимость (6.77) представляют в виде

$$G_0(r, \varphi) = 1 - c \frac{\delta_0^2(\varphi)}{r^2}, \quad (6.78)$$

где $\delta_0(\varphi)$ — параметр условного закона поражения цели, зависящий при заданном боевом снаряжении ракеты от типа цели, условий стрельбы и направления промаха.

При приближенной оценке эффективности стрельбы зенитными управляемыми ракетами двухмерный условный закон поражения цели заменяется круговым условным законом поражения цели (рис. 6.15). Аппроксимация закона осуществляется путем усреднения параметра $\delta_0(\varphi)$:

$$\delta_0 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \delta_0(\varphi) d\varphi. \quad (6.79)$$

Тогда

$$G_0(r) = 1 - e^{-\frac{\delta_0^2}{r^2}}. \quad (6.80)$$

Параметр условного закона поражения цели δ_0 численно равен величине промаха r , при которой условная вероятность поражения цели составляет 0,632, так как

$$G_0(r = \delta_0) = 1 - e^{-1} = 0,632.$$

Возможны и другие аппроксимации условного закона поражения цели, например:

$$G_0(r) = e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}}, \quad (6.81)$$

где R_0 — параметр условного закона поражения; он численно равен величине промаха, при которой условная вероятность поражения цели составляет 0,606; $G_0(r = R_0) = e^{-0,5} = 0,606$.

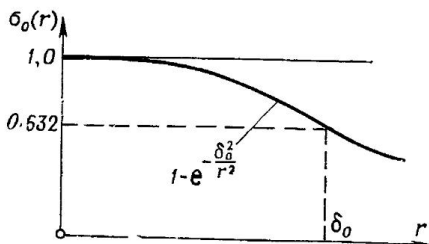


Рис. 6.15. Характер зависимости $G_0(r)$

6.2.4. КОЛИЧЕСТВЕННЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СТРЕЛЬБЫ ЗУР

Вероятность поражения одиночной цели одной ракетой

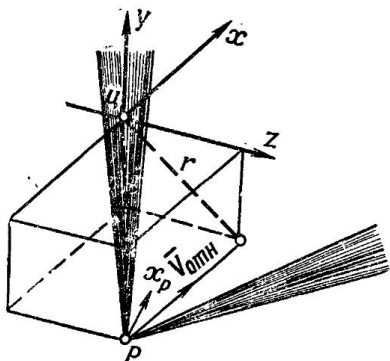
Поражение цели ЗУР можно представить в виде сложного случайного события, состоящего из двух других случайных событий, происходящих последовательно во времени (рис. 6.16).

Первое случайное событие заключается в том, что подрыв боевой части ракеты произошел именно в данной точке пространства с координатами x, y, z относительно цели. Вероятность этого события определяется законом ошибок $f(x, y, z)$, сопровождающих стрельбу.

Второе случайное событие заключается в том, что поражающие элементы боевой части ракеты, разорвавшейся именно в данной точке с координатами x, y, z , поразят цель. Вероятность этого события определяется координатным законом поражения цели $G(x, y, z)$.

Следовательно, вероятность поражения цели одной ракетой

$$P_1 = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f(x, y, z) G(x, y, z) dx dy dz. \quad (6.82)$$



Р и с. 6.16. К определению вероятности поражения цели

Функция $f(x, y, z)$ отлична от нуля лишь в некотором (небесконечном) объеме у цели. В этом объеме и производится интегрирование.

Зависимость (6.82) представляется в виде

$$P_1 = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f(y, z) f_2(y, z) G_0(y, z) dy dz, \quad (6.83)$$

где $f(y, z)$ — закон ошибок наведения ракеты на цель;
 $f_2(y, z)$ — зависимость вероятности срабатывания неконтактного взрывателя от ошибок наведения;
 $G(y, z)$ — условный координатный закон поражения цели.

Порядок вычисления интеграла (6.83) зависит от вида подынтегральных функций.

Первый случай. Ошибки наведения подчинены круговому закону ($\sigma_y = \sigma_z = \sigma$), центр рассеивания совпадает с целью, т. е. плотность вероятности распределения промахов

$$f(r) = \frac{r}{\sigma} e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}. \quad (6.84)$$

Закон поражения цели круговой вида

$$G_0(r) = 1 - e^{-\frac{\delta_0^2}{r^2}}. \quad (6.85)$$

Радиус срабатывания неконтактного взрывателя превосходит максимальное значение ошибки наведения. Тогда

$$P_1 = 1 - \frac{\sqrt{2}\delta_0}{\sigma} K_1\left(\frac{\sqrt{2}\delta_0}{\sigma}\right), \quad (6.86)$$

где K_1 — функция, значения которой приведены табл. 6.2.

Буквой χ в табл. 6.2 обозначено $\sqrt{2}\delta_0/\sigma$.

Пример. Рассчитать вероятность P_1 , если $\sigma_y = \sigma_z = 10$ м и $\delta_0 = 25$ м.

Решение: $\chi = \sqrt{2} \cdot 25/10 = 3,54$.

По таблице $K_1(3,54) = 0,021$; $P_1 = 1 - 3,54 \cdot 0,021 = 0,926$.

Второй случай. Законы ошибок наведения и срабатывания неконтактного взрывателя те же, что и в случае первом.

Закон поражения цели описывается функцией вида

$$G(r) = e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}}, \quad (6.87)$$

Тогда

$$P_1 = \frac{1}{1 + \left(\frac{\sigma}{R_0}\right)^2}. \quad (6.88)$$

Пример. Рассчитать вероятность P_1 , если $\sigma_y = \sigma_z = 10$ м, $R_0 = 30$ м.

Таблица 6.2

λ	$K_1(\lambda)$	λ	$K_2(\lambda)$	λ	$K_3(\lambda)$	λ	$K_4(\lambda)$	$K_5(\lambda)$
0,0		2,5	0,07389	5,0	0,004045	7,5	0,0002653	
0,1	9,8538	2,6	0,06528	5,1	0,003619	7,6	0,0002383	
0,2	4,7760	2,7	0,05774	5,2	0,003239	7,7	0,0002141	
0,3	3,0560	2,8	0,05111	5,3	0,002900	7,8	0,0001924	
0,4	2,1844	2,9	0,04529	5,4	0,002597	7,9	0,0001729	
0,5	1,6564	3,0	0,04016	5,5	0,002326	8,0	0,0001554	
0,6	1,3028	3,1	0,03563	5,6	0,002083	8,1	0,0001396	
0,7	1,0503	3,2	0,03164	5,7	0,001866	8,2	0,0001255	
0,8	0,8618	3,3	0,02812	5,8	0,001673	8,3	0,0001128	
0,9	0,7165	3,4	0,02500	5,9	0,001499	8,4	0,0001014	
1,0	0,6019	3,5	0,02224	6,0	0,001344	8,5	0,00009120	
1,1	0,5098	3,6	0,01979	6,1	0,001205	8,6	0,00008200	
1,2	0,4346	3,7	0,01763	6,2	0,001081	8,7	0,00007374	

Продолжение табл. 6.2

λ	$K_1(\lambda)$	λ	$K_1(\lambda)$	λ	$K_1(\lambda)$	λ	$K_1(\lambda)$
1,3	0,3725	3,8	0,01571	6,3	0,0009691	8,8	0,00006631
1,4	0,3208	3,9	0,01400	6,4	0,0008693	8,9	0,00005964
1,5	0,2774	4,0	0,01248	6,5	0,0007799	9,0	0,00005364
1,6	0,2406	4,1	0,01114	6,6	0,0006998	9,1	0,00004825
1,7	0,2094	4,2	0,009938	6,7	0,0006280	9,2	0,00004340
1,8	0,1826	4,3	0,008872	6,8	0,0005636	9,3	0,00003904
1,9	0,1597	4,4	0,007923	6,9	0,0005059	9,4	0,00003512
2,0	0,1399	4,5	0,007078	7,0	0,0004542	9,5	0,00003160
2,1	0,1227	4,6	0,006325	7,1	0,0004078	9,6	0,00002843
2,2	0,1079	4,7	0,005654	7,2	0,0003662	9,7	0,00002559
2,3	0,09498	4,8	0,005055	7,3	0,0003288	9,8	0,00002302
2,4	0,08372	4,9	0,004521	7,4	0,0002953	9,9	0,00002027
						10,0	0,00001865

Решение:

$$P_1 = \frac{1}{1 + \frac{10}{30}} = 0,9.$$

Третий случай. Ошибки наведения ракеты подчинены круговому закону ($\sigma_y = \sigma_z = \sigma$), центр рассеивания не совпадает с целью ($y_0 \neq 0$ и $z_0 \neq 0$), т. е. плотность вероятности распределения промахов

$$f(r) = \frac{r}{\sigma} e^{-\frac{r^2 + r_0^2}{2\sigma^2}} I_0\left(\frac{rr_0}{\sigma^2}\right), \quad (6.89)$$

где

$$r_0 = \sqrt{y_0^2 + z_0^2}.$$

Закон поражения цели описывается функцией

$$G(r) = e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}}.$$

Закон срабатывания неконтактного взрывателя неограничен, тогда

$$P_1 = \frac{R_0^2}{R_0^2 + \sigma^2} e^{-\frac{r_0^2}{2\sigma^2}} \left(1 - \frac{R_0^2}{R_0^2 + \sigma^2}\right). \quad (6.90)$$

Пример. Рассчитать вероятность P_1 , если $\sigma_y = \sigma_z = 10$ м, $R_0 = 30$ м, $r_0 = 15$ м.

Решение:

$$P_1 = \frac{30^2}{30^2 + 10^2} e^{-\frac{15^2}{2 \cdot 10^2}} \left(1 - \frac{30^2}{30^2 + 10^2}\right) = 0,80.$$

Четвертый случай. Законы ошибок наведения и срабатывания неконтактного взрывателя те же, что и в случае третьем.

Закон поражения цели круговой вида

$$G(r) = 1 - e^{-\frac{r_0^2}{r^2}}.$$

Тогда

$$P_1 = \int_0^{\infty} \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2 + r_0^2}{2\sigma^2}} I_0\left(\frac{r_0 r}{\sigma^2}\right) \left(1 - e^{-\frac{r_0^2}{r^2}}\right) dr. \quad (6.91)$$

Вычисление зависимости (6.91) производится методами численного интегрирования.

Пятый случай. Ошибки наведения подчинены эллиптическому закону ($\sigma_y < \sigma_z$), центр рассеивания совпадает с целью, т. е. плотность вероятности распределения промахов

$$f(r) = \frac{r}{\sigma_y \sigma_z} e^{-r^2 \frac{(\sigma_y^2 + \sigma_z^2)}{4\sigma_y^2 \sigma_z^2}} I_0\left(\frac{r^2 (\sigma_y^2 - \sigma_z^2)}{4\sigma_y^2 \sigma_z^2}\right). \quad (6.92)$$

Закон поражения цели круговой вида

$$G(r) = e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}}.$$

Радиус срабатывания неконтактного взрывателя ограничен величиной r_{\max} .

Тогда

$$P_1 = \frac{2a_1}{1 + a_1^2 + 2a_2^2} Je(K, \tau), \quad (6.93)$$

где $a_1 = \frac{\sigma_y}{\sigma}$; $a_2 = \frac{\sigma_y}{R_0}$;

$$K = \frac{1 - a_1^2}{1 + a_1^2 + 2a_2^2};$$

$$\tau = \frac{1 + a_1^2 + 2a_2^2}{4\sigma_y^2} r_{\max}^2;$$

$Je(K, \tau) = \int_0^{\tau} e^{-t} I_0(K, t) dt$ — табличная функция, при-

веденная в табл. 6.3.

Таблица 6.3

τ	Значения величины K					
	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
0,0	0	0	0	0	0	0
0,2	0,1813	0,1813	0,1814	0,1815	0,1816	0,1818
0,4	0,3297	0,3298	0,3303	0,3311	0,3322	0,3337
0,6	0,4512	0,4517	0,4530	0,4554	0,4586	0,4629
0,8	0,5507	0,5516	0,5545	0,5593	0,5661	0,5749
1,0	0,6321	0,6337	0,6386	0,6468	0,6584	0,6736
1,2	0,6988	0,7012	0,7086	0,7209	0,7386	0,7620
1,4	0,7534	0,7567	0,7669	0,7841	0,8089	0,8422
1,6	0,7981	0,8025	0,8157	0,8383	0,8712	0,9157
1,8	0,8347	0,8401	0,8566	0,8850	0,9267	0,9839
2,0	0,8647	0,8712	0,8910	0,9255	0,9766	1,0426
2,2	0,8892	0,8968	0,9201	0,9607	1,0217	1,1025
2,4	0,9093	0,9179	0,9446	0,9916	1,0627	1,1642
2,6	0,9257	0,9354	0,9655	1,0186	1,1001	1,2183
2,8	0,9392	0,9499	0,9831	1,0424	1,1345	1,2699
3,0	0,9502	0,9618	0,9982	1,0635	1,1661	1,3195
3,2	0,9592	0,9718	1,0110	1,0822	1,1953	1,3672
3,4	0,9666	0,9800	1,0220	1,0988	1,2223	1,4132
3,6	0,9727	0,9868	1,0314	1,1136	1,2475	1,4578
3,8	0,9776	0,9925	1,0394	1,1268	1,2708	1,5010
4,0	0,9817	0,9971	1,0463	1,1386	1,2926	1,5430
4,2	0,9830	1,0010	1,0522	1,1492	1,3130	1,5839
4,4	0,9877	1,0043	1,0574	1,1587	1,3320	1,6237
4,6	0,9899	1,0070	1,0619	1,1679	1,3499	1,6625
4,8	0,9918	1,0092	1,0657	1,1749	1,3666	1,7005
5,0	0,9933	1,0111	1,0690	1,1818	1,3823	1,7376
5,4	0,9955	1,0140	1,0743	1,1937	1,4110	1,8025
5,8	0,9970	1,0160	1,0783	1,2034	1,4369	1,8686
6,2	0,9980	1,0174	1,0814	1,2114	1,4590	1,9452
6,6	0,9986	1,0183	1,0837	1,2180	1,4792	2,0097
7,0	0,9991	1,0190	1,0854	1,2237	1,4972	2,0722

Пример. Рассчитать вероятность поражения цели, если $\sigma_y = 5$ м; $\sigma_z = 10$ м; $r_{\max} = 20$ м; $R_0 = 30$ м.

Решение: $a_1 = 5/10 = 0,5$; $a_1^2 = 0,25$; $a_2 = 5/30 = 0,166$; $a_2^2 = 0,027$.

$$K = \frac{1 - 0,25}{1 + 0,25 + 2 \cdot 0,027} = 0,577;$$

$$\tau = \frac{1 + 0,25 + 2 \cdot 0,027}{4 \cdot 5^2} \cdot 20^2 = 5,216.$$

По табл. 6.3 $J_e = 1,175$, тогда $P_1 = \frac{2 \cdot 0,5}{1,304} \cdot 1,175 \approx 0,90$.

Вероятность поражения цели n ракетами

При вычислении вероятности поражения цели n ракетами учитывается характер цели с точки зрения возможности накопления ущерба при ее последовательном обстреле зенитными управляемыми ракетами.

Если накопления ущерба нет и вероятности поражения цели каждой ракетой одинаковы, то вероятность поражения цели n ракетами

$$P_n = 1 - (1 - P_1)^n. \quad (6.94)$$

Величина P_n при различных значениях P_1 и n приведена в табл. 6.4.

Из таблицы видно, что, например, при $P_1 = 0,7$ пуск второй ракеты повышает вероятность поражения цели на 21%, третьей ракеты — на 6,3%, а четвертой ракеты — всего лишь на 1,9%.

Число ракет, обеспечивающее заданную вероятность поражения цели P_n , рассчитывается по формуле

$$n = \frac{\lg(1 - P_n)}{\lg(1 - P_1)}. \quad (6.95)$$

При накоплении ущерба

$$P_{1,n} > P_{1,n-1} > \dots > P_{1,2} > P_{1,1}$$

(вторая цифра у индекса P_1 означает очередность пуска ракеты). Тогда

$$P_n = 1 - (1 - P_{1,1})(1 - P_{1,2}) \dots (1 - P_{1,n}). \quad (6.96)$$

Таблица 6.4

P_1	P_n				
	$n=2$	$n=3$	$n=4$	$n=5$	$n=6$
0,10	0,19	0,27	0,35	0,41	0,47
0,15	0,28	0,39	0,48	0,56	0,62
0,20	0,36	0,49	0,59	0,67	0,74
0,25	0,44	0,58	0,68	0,76	0,82
0,30	0,51	0,66	0,76	0,83	0,88
0,35	0,58	0,72	0,82	0,88	0,92
0,40	0,64	0,78	0,87	0,92	0,95
0,45	0,70	0,83	0,91	0,95	0,97
0,50	0,75	0,87	0,94	0,97	0,98
0,55	0,80	0,91	0,96	0,98	0,99
0,60	0,84	0,94	0,97	0,99	0,995
0,65	0,877	0,967	0,985	0,995	0,998
0,70	0,910	0,973	0,992	0,998	0,999
0,75	0,937	0,984	0,996	0,999	0,9998
0,80	0,960	0,992	0,998	0,9997	
0,85	0,977	0,997	0,999		
0,90	0,990	0,999			
0,95	0,997	0,9999			

Определить с достаточной точностью значение вероятностей $P_{1,2} \dots P_{1,n}$ для заданных типа целей и условий стрельбы весьма сложно. При расчете вероятности поражения цели n ракетами, как правило, пользуются формулой (6.94), а накопление ущерба учитывают поправочными коэффициентами.

Вероятность нормального функционирования комплекса при выполнении им боевой задачи (при стрельбе) принято называть коэффициентом надежности боевой работы $K_{б.р.}$

С учетом этого коэффициента

$$P_n = K_{б.р. \text{ общ}} [1 - (1 - K_{б.р. \text{ рк}} P_1)^n], \quad (6.97)$$

где $K_{б.р. \text{ общ}}$ и $K_{б.р. \text{ рк}}$ — вероятность нормального функционирования при стрельбе общеканальных систем комплекса и элементов одного ракетного канала соответственно.

Количество ракет, определяющих заданную вероятность поражения цели:

$$n = \frac{\lg \left(1 - \frac{P_n}{K_{б. п. общ}} \right)}{\lg (1 - K_{б. п. рк} P_1)} \quad (6.98)$$

Пример. Дано: $P_1 = 0,8$; $K_{б. п. общ} = 0,98$; $K_{б. п. рк} = 0,96$. Определить количество ракет для поражения цели с вероятностью $P_n = 0,95$.

Решение:

$$n = \frac{\lg \left(1 - \frac{0,95}{0,98} \right)}{\lg (1 - 0,96 \cdot 0,8)} = 2,4 \approx 3 \text{ ракеты.}$$

Математическое ожидание числа пораженных целей

При стрельбе по группе одиночных целей математическое ожидание числа уничтоженных СВН равно сумме вероятностей поражения обстрелянных одиночных целей:

$$M_c = \sum_{i=1}^{N_{ц}} P_i \quad (6.99)$$

Если вероятности поражения P_i одинаковы, то

$$M_c = N_{ц} P_i \quad (6.100)$$

Оценка вероятности поражения не менее m или точно m из $N_{ц}$ одиночных целей сводится к вычислению.

при одинаковых вероятностях поражения целей — соответствующих членов биномиального разложения:

$$P(j = m) = C_{N_{ц}}^m P^m (1 - P)^{N_{ц} - m}; \quad (6.101)$$

$$P(j \geq m) = \sum_{j=m}^{N_{ц}} C_{N_{ц}}^m P^m (1 - P)^{N_{ц} - m} \quad (6.102)$$

или

$$P(j \geq m) = 1 - \sum_{j=0}^{m-1} C_{N_{ц}}^m P^m (1 - P)^{N_{ц} - m}; \quad (6.103)$$

при различных вероятностях поражения цели — коэффициентов производящей функции вида

$$\prod_{i=1}^{N_{ц}} [(1 - P_i) + P_i Z] = \sum_{j=0}^N P_j Z^j. \quad (6.104)$$

Пример. Количество обстрелянных целей $N_{ц} = 3$. Вероятность поражения первой цели $P_1 = 0,7$, второй цели $P_2 = 0,5$, третьей цели $P_3 = 0,9$.

Определить вероятность уничтожения ровно двух и не менее двух целей.

Решение: $[(1 - P_1) + P_1 Z] [(1 - P_2) + P_2 Z] [(1 - P_3) + P_3 Z] = (0,3 + 0,7Z) (0,5 + 0,5Z) (0,1 + 0,9Z) = 0,015 + 0,185Z + 0,485Z^2 + 0,315Z^3$; $P(j=2) = 0,485$; $P(j \geq 2) = 0,485 + 0,315 = 0,8$.

При стрельбе по групповой цели, т. е. группе самолетов, наблюдаемых на индикаторе РЛС в виде одной отметки, при условии, если захват радиолокатором сопровождения или ГСН того или иного самолета группы равновероятен и при подрыве ЗУР по данному самолету поражение других самолетов группы исключено:

$$M_c = N \left[1 - \left(1 - \frac{P_1}{N} \right)^n \right]. \quad (6.105)$$

Пример. Если $N = 3$, $n = 6$, $P_1 = 0,9$, то

$$M_c = 3 [1 - (1 - 0,9/3)^6] = 2,64.$$

Об оценке эффективности стрельбы при противодействии воздушной цели

Эффективность стрельбы при противодействии воздушной цели (электронные помехи, маневр) может снижаться вследствие:

а) возрастания ошибок наведения и снижения эффективности боевого снаряжения ЗУР:

$$P_1^* = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f^*(y, z) f_2^*(y, z) G^*(y, z) dy dz \quad (6.106)$$

(звездочкой обозначены соответствующие законы в условиях противодействия цели);

б) нарушения нормального функционирования элементов комплекса (прекращения поступления в контур наведения информации о координатах и параметрах движения цели, разрыва контура наведения ЗУР, ложного срабатывания радиозрывателя и др.); вероятность P_{ϕ} нормального функционирования системы

$$P_{\phi} = 1 - \prod_{i=1}^K (P_{\text{орг}} P_{\text{пр}} P_m)_i, \quad (6.107)$$

где K — количество каналов, подверженных действию электронных помех при наведении и подрыве ЗУР у цели;

$P_{\text{орг}}$ — вероятность того, что помеха будет организована;

$P_{\text{пр}}$ — вероятность попадания помехи в приемное устройство подавляемого канала ЗРК;

P_m — вероятность того, что мощность помехи будет достаточна для нарушения нормального функционирования контура наведения;

в) выхода цели из зоны поражения к моменту встречи с ракетой.

Оценка вероятности поражения цели n ракетами производится с учетом всех перечисленных выше факторов.

6.2.5. ЗОНЫ ПОРАЖЕНИЯ И ПУСКА, ВОЗМОЖНОСТИ ЗРК ПО ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОМУ ОБСТРЕЛУ ЦЕЛЕЙ

Зона поражения ЗРК

Зоной поражения зенитного ракетного комплекса называется область пространства, в пределах которой обеспечивается поражение воздушной цели с заданной вероятностью. С учетом эффективности стрельбы она определяет досягаемость комплекса по высоте, дальности и курсовому параметру. Зона поражения изображается в параметрической системе координат и характеризуется положением дальней, ближней, верхней и нижней границ. Типичное сечение зоны поражения вертикальной биссекторной плоскостью и горизонтальной плоскостью при стрельбе навстречу показано на рис. 6.17.

Положение границ зоны поражения определяется большим количеством факторов, связанных с техническими характеристиками отдельных элементов ЗРК и контура управления в целом; условиями стрельбы, характеристиками и параметрами движения воздушной цели. Для заданного

ЗРК размеры этой зоны зависят от скорости цели, ее эффективной отражающей поверхности, условий стрельбы (наличия электронных помех, маневра цели), а также от выбранного метода наведения, типа ЗУР и др.

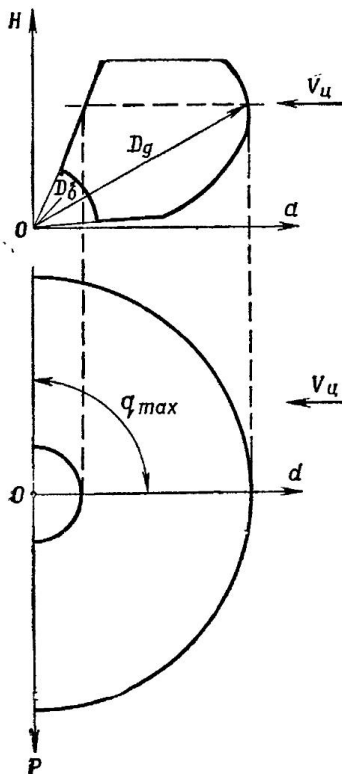


Рис. 6.17. Зона поражения

Положение дальней границы зоны поражения предопределяет требуемую дальность действия РЛС сопровождения цели

$$d_{\text{потр.д}} = d_d + V_{ц}(t_{\text{подг}} + t_d), \quad (6.108)$$

где d_d — горизонтальная дальность до дальней границы зоны поражения;

$t_{\text{подг}}$ — время подготовки стрельбы;

t_d — полетное время ЗУР до дальней границы зоны поражения.

Если при каких-либо значениях эффективной отражающей поверхности, скорости и высоты цели реализуемая дальность действия РЛС оказывается меньше потребной ($d_{\text{РЛС}} < d_{\text{потр. д}}$), то это приведет к сокращению расчетной зоны поражения зенитного ракетного комплекса, т. е. к уменьшению предельной дальности стрельбы.

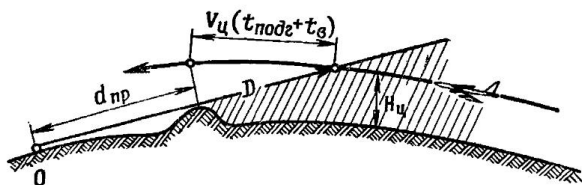


Рис. 6.18. Предельная дальность стрельбы при ограниченной дальности действия РЛС

Положение реализуемой дальней и нижней границ зоны поражения ЗРК может также зависеть и от рельефа местности. Из рис. 6.18 видно, что предельная дальность стрельбы по низколетящей цели (при условии ее ограничения значением D) является функцией высоты и скорости цели, угла закрытия позиции и времени подготовки стрельбы. Очевидно чем ниже высоты полета цели, тем на меньшей дальности она может быть обстреляна.

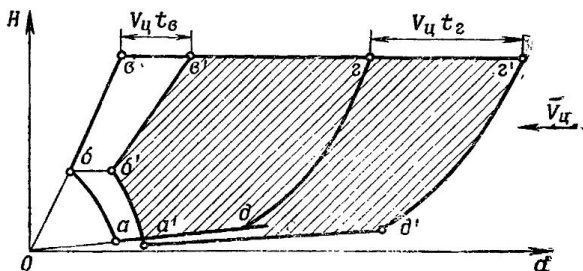
Выбор момента пуска ЗУР

Чтобы встреча ракеты с целью произошла в зоне поражения, пуск ракеты необходимо производить заблаговременно с учетом полетного времени ракеты и цели до точки встречи.

Зоной пуска называется область пространства, при нахождении цели в которой в момент пуска ЗУР встреча

ракеты с целью состоит в зоне поражения. Для определения границ зоны пуска необходимо из каждой точки зоны поражения отложить в сторону, обратную курсу цели, отрезок, равный произведению скорости цели $V_{ц}$ на полетное время ракеты до данной точки. На рис. 6.19 наиболее характерные точки зоны пуска соответственно обозначены буквами a', b', θ', z', d' .

При сопровождении цели ЗРК текущие координаты точки встречи могут вычисляться автоматически и отображаются на экранах индикаторов. Пуск ракеты производится при нахождении точки встречи в границах зоны поражения.



Р и с. 6.19. Зона пуска

Гарантированной зоной пуска принято называть область пространства, при нахождении цели в которой в момент пуска ракеты встреча ракеты с целью произойдет в зоне поражения при любом противоракетном маневре цели. Границы этой зоны определяются условием $t_{в} = t_{ц. \text{потр}}$, где $t_{в}$ — полетное время до точки встречи; $t_{ц. \text{потр}}$ — время, потребное цели для выхода путем резкого маневра за границы зоны поражения.

Для каждой точки гарантированной зоны пуска $t_{в} \leq t_{ц. \text{потр}}$.

Возможности ЗРК по последовательному обстрелу целей

Возможности ЗРК по последовательному обстрелу целей, входящих в его зону пуска, определяются продолжительностью цикла стрельбы и временем перезарядки пусковых установок и подготовки ракет к старту.

Цикл стрельбы характеризуется временем занятости целевого канала комплекса при выполнении одной стрельбы по цели назначенным количеством ракет. Время $T_{ц}$ включает время подготовки стрельбы $T_{п}$ и время, необходимое на обстрел цели $T_{о}$:

$$\left. \begin{aligned} T_{ц} &= T_{п} + T_{о}, \\ T_{о} &= t_{в} + t_{и} + t_{оц}, \end{aligned} \right\} \quad (6.109)$$

где $t_{и}$ — сумма временных интервалов между пусками ракет в очереди;

$t_{оц}$ — время оценки результатов стрельбы.

Время заряжания и подготовки ракет к старту $T_{зар}$ влияет на возможности целевого канала по последовательному обстрелу цели, если

$$T_{зар} \geq \frac{N_p}{n_p} T_{ц}, \quad (6.110)$$

где N_p — количество ракет на ПУ для данного целевого канала;

n_p — количество ракет в очереди при обстреле целей.

Возможность целевого канала ЗРК по повторному обстрелу одной и той же цели n ракетами определяется условием

$$T_{о} + t_{и} \geq T_{з. \text{пуск}}, \quad (6.111)$$

где $T_{з. \text{пуск}}$ — время пребывания цели в зоне пуска.

Время $T_{з. \text{пуск}}$ есть функция высоты полета цели $H_{ц}$, курсового параметра $P_{ц}$ и скорости ее полета $V_{ц}$. Оно превосходит время пребывания цели в зоне поражения $T_{з. пр}$ на разность полетных времен ракеты до дальней и ближней границ зоны поражения:

$$T_{з. \text{пуск}} = T_{з. пр} + (t_{д} - t_{б}). \quad (6.112)$$

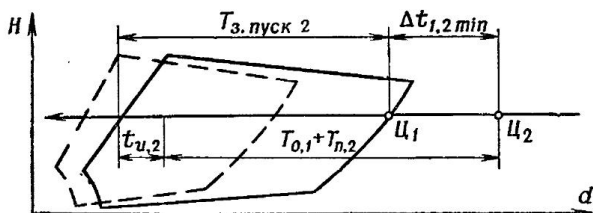
Перенос огня на вторую цель возможен, если временной интервал между обстреливаемыми целями (рис. 6.20)

$$\Delta t_{1,2} \geq \Delta t_{1,2, \text{min}} = (T_{о,1} + T_{п,2} + t_{и,2}) - T_{з. \text{пуск},2}. \quad (6.113)$$

6.2.6. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ ПРАВИЛ СТРЕЛЬБЫ

Правила стрельбы определяют порядок подготовки и ведения стрельбы по воздушным целям в различных условиях обстановки. Рекомендации правил стрельбы, как пра-

вило, включают порядок оценки воздушного противника, своих средств и выбора целей для уничтожения, выбор способа и порядок подготовки исходных данных, режимов боевой работы, методов наведения, законов компенсации ошибок, выбор вида огня, назначения расхода ракет, определение способов обстрела целей и моментов пуска ЗУР, оценку результатов стрельбы и др.



Р и с. 6.20. К определению возможности однократного переноса огня

Разработка данных рекомендаций осуществляется на основе оценки эффективности стрельбы по воздушной цели при различных вариантах боевой работы. Оптимальным вариантом считается вариант, обеспечивающий наибольшую надежность и экономичность стрельбы.

Классификация воздушных целей при стрельбе ЗУР осуществляется по ряду признаков: по типу — бомбардировщик, истребитель-бомбардировщик, ракета «воздух — земля», по высоте — низколетящие и высотные, по скорости и т. д. Воздушные цели принято также делить и по характеру их отметок, наблюдаемых на экранах индикаторов РЛС.

Радиолокационные цели подразделяются на одиночные, групповые цели и группы целей.

Одиночной целью называется самолет или другое СВН, наблюдаемое на экране индикатора в виде отдельной отметки.

Под групповой целью понимается группа самолетов (СВН), не разрешаемых радиолокационной станцией и наблюдаемых на экранах индикаторов в виде одной движущейся отметки. Умение отличать групповые цели от одиночных достигается опытом операторов и характерными признаками отметок цели. Для групповой цели характерны повышенная флуктуация и увеличенные разме-

ры отметки, своеобразный характер флуктуации отметки, увеличенная дальность обнаружения и т. д.

Группой целей принято называть несколько самолетов или других СВН, наблюдаемых на экране индикатора радиолокационной станции в виде отдельных отметок.

Основные способы противодействия стрельбе ЗУР — постановка электронных помех радиолокационным станциям, а также другим электронным средствам ЗРК и осуществление противоракетного маневра.

Противоракетный маневр цели по времени и месту выполнения принято делить на маневр против управления и маневр против стрельбы.

Маневр против управления совершается до пуска ЗУР с задачей осложнить управление огнем ЗРК, а также непосредственную подготовку стрельбы подразделений и тем самым снизить количество стрельб по воздушным целям и их эффективность. Этот вид маневра может осуществляться как одиночными целями, так и особенно группой самолетов, действие которых согласовано по времени.

Маневр против стрельбы совершается после запуска ЗУР с задачей избежать встречи с ней или снизить эффективность стрельбы.

Тип цели, ее состав, координаты и параметры движения, способы противодействия и их эффективность определяют выбор режима боевой работы ЗРК и способа сопровождения цели, метода наведения, вида огня, назначенные расхода ракет, выбор момента пуска ЗУР.

При уничтожении цели ЗУР возможны два вида огня: одиночными ракетами и очередью ракет.

Огонь одиночными ракетами — это такой вид огня, при котором пуск по цели каждой последующей ракеты производится после оценки результатов стрельбы предыдущей ракетой. Он может применяться при длительном пребывании цели в зоне пуска и отсутствии необходимости в переносе огня на другую цель.

Огонь очередью ракет — это такой вид огня, когда обстрел цели осуществляется назначенным количеством ракет с заданным темпом. Темп пуска ракет исключает возможность предварительной оценки результатов стрельбы каждой ракетой.

Время пребывания цели в зоне поражения зенитного ракетного комплекса весьма ограничено. Поэтому воздушная цель должна надежно уничтожаться первой очередью ракет.

Эффективность стрельбы существенно зависит от степени соответствия порядка ее подготовки и проведения условиям обстановки, т. е. умения применять основные рекомендации правил стрельбы при уничтожении воздушного противника.

6.3. ТАКТИКА ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ

6.3.1. ОСНОВЫ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ

Боевые задачи подразделений

Боевой задачей зенитных ракетных подразделений является уничтожение воздушного противника в целях защиты обороняемых объектов, прикрытия войск и недопущения пролета СВН через зоны огня. Свои задачи они решают ведением боя.

Бой — это организованное отражение удара воздушного противника, основным содержанием которого является ведение огня на уничтожение СВН в целях выполнения боевой задачи. Бой ведется с широким применением маневра огнем, силами и средствами. Бой исключительно скоротечен, динамичен и решителен. Он начинается с момента открытия огня по воздушному противнику и заканчивается его уничтожением или прекращением огня.

Решение задачи — не допустить удара противника по обороняемому объекту — достигается уничтожением воздушных целей на подступах к объекту до рубежа выполнения задачи.

Под рубежом выполнения задачи (РВЗ) понимается рубеж, достигнув которого воздушный противник может нанести поражение объекту средствами, не уничтожаемыми зенитными ракетными подразделениями. Удаление РВЗ от границ объекта (рис. 6.21)

$$L_{РВЗ} = R_{пор} + A, \quad (6.114)$$

где $R_{пор}$ — радиус эффективного действия по объекту применяемого противником средства поражения;

A — относ. бомбы (дальность пуска снаряда, не уничтожаемого ЗУР, требуемая дальность уничтожения крылатой ракеты).

Величина отбоя бомбы зависит от высоты и скорости полета самолета, а также баллистических свойств самой бомбы. В диапазоне возможных высот полета современных самолетов величина отбоя бомбы изменяется в широких пределах. Отбоя бомбы для некоторого характеристического времени (времени падения бомбы с определенной высоты при определенной скорости) показан в табл. 6.5.

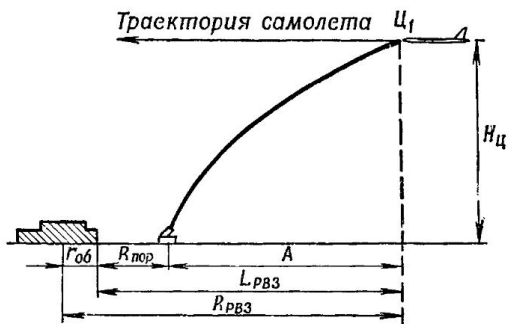


Рис. 6.21. К определению рубежа выполнения задачи

Система зенитного ракетного огня

Сила обороны определяется прежде всего искусно организованной системой огня.

Под системой зенитного ракетного огня понимается спланированное и организованное для выполнения боевой задачи в различных условиях обстановки сочетание огня зенитных ракетных подразделений. Система огня должна учитывать возможные варианты действий воздушного противника, особенности обороняемого объекта, района боевых действий и рельефа местности, задачи и возможности взаимодействующих сил и средств.

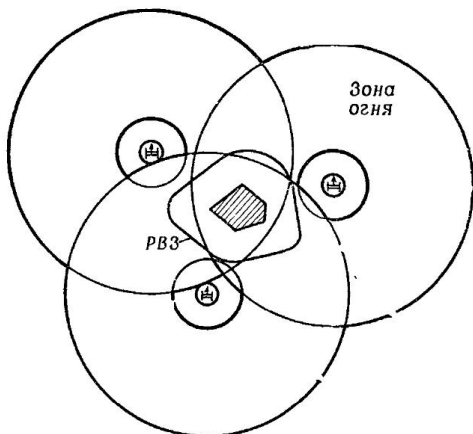
Создание системы огня достигается размещением подразделений на местности, проведением комплекса работ по обеспечению эффективной стрельбы каждого из них, организацией управления огнем подразделений.

Основные характеристики системы огня — размеры зоны зенитного ракетного огня, кратность перекрытия реализуемых зон поражения μ , плотность огня $P_{ог}$, количество стрельб до заданных рубежей $N_{стр}$, эффективность стрельб P_n .

Таблица 6.5

H, м	V, м/с											
	280	350	420	490	555	625	695	765	835	905	975	
1 000	3,45	4,05	4,35	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2 000	4,70	5,35	5,70	6,20	—	—	—	—	—	—	—	—
3 000	5,56	6,35	6,85	7,35	7,60	—	—	—	—	—	—	—
4 000	6,35	7,15	7,75	8,35	8,65	—	—	—	—	—	—	—
5 000	7,00	7,95	8,60	9,15	9,60	—	—	—	—	—	—	—
6 000	7,65	8,55	9,35	9,70	10,35	—	—	—	—	—	—	—
7 000	8,30	9,20	10,00	10,70	11,20	—	—	—	—	—	—	—
8 000	8,80	9,80	10,65	11,50	11,90	—	—	—	—	—	—	—
9 000	9,25	10,35	11,25	12,10	12,70	13,30	—	—	—	—	—	—
10 000	10,10	10,90	11,90	12,90	13,45	14,00	14,70	—	—	—	—	—
15 000	11,90	14,85	15,65	17,15	18,45	19,10	20,80	21,60	—	—	—	—
20 000	14,30	17,00	19,90	22,10	24,20	26,20	27,90	29,90	31,80	—	—	—
22 000	15,70	18,75	22,00	25,00	27,20	29,60	31,80	34,10	36,50	38,9	—	—
25 000	—	—	—	—	—	—	—	—	41,60	44,2	46,7	—
30 000	—	—	—	—	—	—	—	—	—	54,7	57,9	—

Зона огня называется область пространства, в пределах которой подразделения, развернутые в боевой порядок, могут уничтожать воздушные цели. Размеры зоны огня предопределяются размерами зон поражения ЗРК и их взаимным расположением. Для графического определения размеров зоны зенитного ракетного огня необходимо для заданной высоты нанести реализуемые зоны поражения каждого ЗРК и выделить их в общий внешний и внутренний контуры (рис. 6.22).



Р и с 6.22. Зона зенитного ракетного огня

Кратность перекрытия реализуемых зон поражения характеризует возможности по сосредоточению зенитного ракетного огня для уничтожения воздушных целей в той или иной точке зоны огня.

Плотность зенитного ракетного огня — это количество стрельб в минуту, которое могут провести подразделения при отражении удара воздушного противника. Она рассчитывается по направлениям и высотам:

$$P_{ог} = \sum_{i=1}^{K_{yч}} P_{огi}. \quad (6.115)$$

где $P_{ог}$ — плотность огня, создаваемая ЗРК;

$P_{ог i}$ — плотность огня i -го ЗРК;

$K_{уч}$ — количество ЗРК, участвующих в отражении удара воздушного противника с данного направления в данном диапазоне высот.

Количество стрельб до заданных рубежей оценивается по направлениям и высотам:

$$N_{стр} = \sum_{i=1}^{K_{уч}} N_{стр i}, \quad (6.116)$$

где $N_{стр i}$ — количество стрельб, проводимое до заданного рубежа i -м подразделением.

При входе целей в зону огня одновременно количество стрельб является функцией глубины выноса зоны поражения ЗРК за данный рубеж h_i , цикла стрельбы $T_{ц, i}$ и скорости цели.

Полетное время ракеты, а следовательно, и время цикла стрельбы зависят от положения точки встречи ЗУР с целью в зоне поражения. Вторая стрельба i -м подразделением по цели возможна (рис. 6.23), если время полета

цели в зоне поражения до данного рубежа $\frac{h_i}{V_{ц}} \geq T_{ц i, 2}$,

а третья — если $\frac{h_i}{V_{ц}} \geq T_{ц i, 2} + T_{ц i, 3}$.

где $T_{ц i, 2} = t_{подг i} + t_{i, 2}$;

$T_{ц i, 3} = t_{подг i} + t_{i, 3}$;

$t_{подг}$ — время подготовки стрельбы (рабочее время i -го подразделения);

$t_{i, 2}$, $t_{i, 3}$ — полетное время ракеты до точки встречи при проведении второй и третьей стрельб соответственно.

При продолжительности налета $t_n > 0$ количество стрельб

$$N_{стр i} = \left(1 + \frac{t_n + T_{пр i}}{T_{ц i}} \right) \leq \frac{Q_i}{n_p}, \quad (6.117)$$

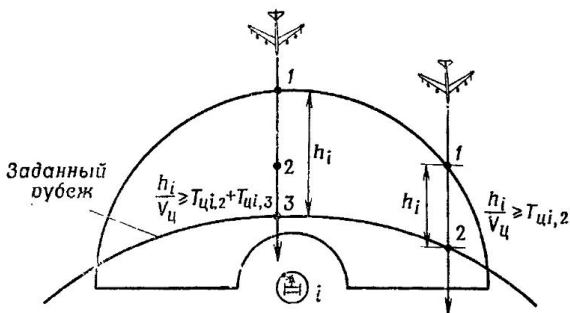
где $T_{пр i}$ — время пребывания целей в зоне пуска ЗРК;

Q_i — количество ракет, которое может быть израсходовано подразделением при отражении удара;

n_p — расход ракет за одну стрельбу;

$T_{ци}$ — среднее значение цикла стрельбы.

Эффективность стрельбы характеризует надежность уничтожения воздушной цели и определяется вероятностью поражения цели за стрельбу в различных условиях обстановки. Ее значение есть функция вероятности поражения цели одной ракетой и расхода ракет за стрельбу.



Р и с. 6.23. К определению количества стрельб $N_{стрf}$

При графическом представлении системы зенитного ракетного огня на карту (схему) наносятся ожидаемые маршруты полета воздушного противника, местоположение подразделений и их реализуемые зоны поражения; применительно к каждому маршруту определяются и наглядно отображаются подразделения, которые могут принять участие в отражении удара, их суммарные плотности огня и количество стрельб. На карту (схему) наносятся и другие данные, характеризующие систему огня.

Показатели боевых возможностей подразделений

Под боевыми возможностями подразделения (части) понимается способность подразделения (части) выполнять боевые задачи в различных условиях обстановки.

Боевые возможности определяются составом и укомплектованностью подразделения (части), тактико-техническими характеристиками и боевыми свойствами вооружения, уровнем политической, боевой и морально-психологической под-

готовки личного состава, качеством мероприятий по обеспечению боевых действий.

Боевые возможности определяются совокупностью показателей: огневыми возможностями, возможностями по прикрытию, временными возможностями по переходу в готовность к бою, маневренными возможностями и др.

Огневые возможности — это способность развернутого в боевой порядок и изготовленного к бою подразделения уничтожать воздушного противника в различных условиях обстановки. Обобщенным показателем огневых возможностей является математическое ожидание числа уничтоженных СВН за налет заданной продолжительности $M_{о.в.}$, частными показателями — количество стрельб и их эффективность:

$$M_{о.в.} = \sum_{j=1}^{N_{стр.ц}} P_{nj}, \quad (6.118)$$

где $N_{стр.ц}$ — число СВН, которое может быть обстреляно подразделением (частью);

P_{nj} — вероятность поражения СВН за стрельбу.

Величина $M_{о.в.}$ подсчитывается по направлениям и высотам и зависит от числа ЗРК, участвующих в отражении удара, и их огневой производительности.

При заданном варианте удара воздушного противника количество стрельб $N_{стр.ц}$ и математическое ожидание числа уничтоженных СВН $M_{о.в.}$ определяются «протяжкой» трасс целей через зону зенитного ракетного огня с оценкой возможности их обстрела подразделением последовательно во времени.

Огневые возможности характеризуют потенциальные возможности подразделения (части) по уничтожению воздушных целей. Степень реализации этих возможностей зависит от качества целенаправленной деятельности командира и штаба при организации и ведении боевых действий.

Таким образом, оценка огневых возможностей подразделений (частей) включает определение их потенциальных значений и степени возможной реализации в различных условиях обстановки.

Величина наносимых воздушному противнику потерь

$$M_{ц} = K_p M_{о.в.} \quad (6.119)$$

Возможностями по прикрытию принято называть способность подразделения создать при развертывании в боевой порядок сплошную зону зенитного ракетного огня с той или иной кратностью перекрытия зон поражения.

В качестве показателя возможностей по прикрытию принимается максимальное значение сектора прикрытия объекта до заданного рубежа ψ или протяженность рубежа сплошного прикрытия $L_{пр}$.

Максимальное значение сектора прикрытия

$$\psi = \frac{K'_п 2\varphi_{\max}}{\mu} \quad (6.120)$$

где $K'_п$ — количество ЗРК в составе подразделения (ЗРК условно приняты одноканальными по цели);

μ — кратность перекрытия зон поражения;

$2\varphi_{\max}$ — максимальный сектор прикрытия объекта одним ЗРК.

Величина угла $2\varphi_{\max}$ есть функция пространственных размеров зоны поражения ЗРК, удаления заданного рубежа от объекта (радиуса $R_{РВЗ}$ и глубины выноса зоны поражения за этот рубеж h).

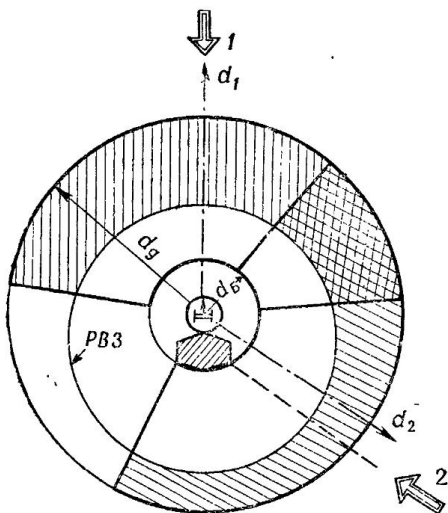
Значению угла $2\varphi_{\max}$ соответствует вполне определенное удаление позиции ЗРК от центра объекта $R_{СП}^*$. Расчет угла $2\varphi_{\max}$ можно произвести по следующим зависимостям.

Первый случай. Горизонтальная дальность до дальней границы зоны поражения больше радиуса рубежа выполнения задачи: $d_d \geq R_{РВЗ} + r_{об}$, где $r_{об}$ — радиус объекта. Тогда ЗРК, расположенный у границ объекта, способен уничтожать воздушные цели до заданного рубежа при ударах противника по объекту с любого направления, т. е. $2\varphi_{\max} = 360^\circ$. Указанное иллюстрируется рис. 6.24, на котором для направлений налета 1 и 2 показаны зоны поражения комплекса и их вынос за РВЗ.

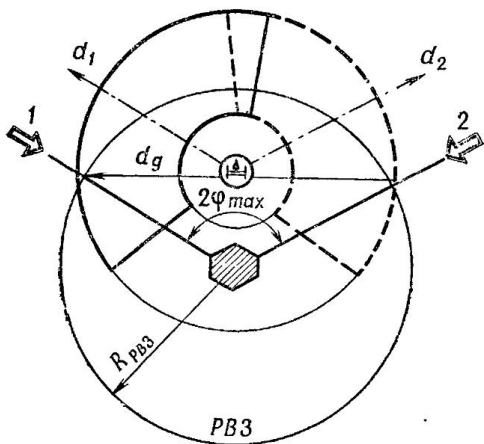
Второй случай. Горизонтальная дальность d_d меньше радиуса $R_{РВЗ}$, но больше некоторого значения, равного $R_{РВЗ} \cos q_{\max}$, т. е. $R_{РВЗ} \cos q_{\max} \leq d_d < R_{РВЗ}$.

Тогда максимальная величина сектора прикрытия достигается при расположении ЗРК на середине хорды длиной $2d_d$ окружности радиуса $R_{РВЗ}$ (рис. 6.25). Следовательно,

$$2\varphi_{\max} = 2 \arcsin \frac{d_d}{R_{РВЗ}} \quad (6.121)$$



Р и с. 6.24. $2\varphi_{\max} \approx 360^\circ$ при $d_d \geq R_{PB3} + r_{об}$



Р и с. 6.25. Значение угла $2\varphi_{\max}$ при $R_{PB3} \cos \varphi_{\max} \leq d_d < R_{PB3}$

При этом

$$R_{СП}^* = \sqrt{R_{РВЗ}^2 - d_d^2} \quad (6.122)$$

Третий случай. Горизонтальная дальность $d_d \leq R_{РВЗ} \cos q_{\max}$. Тогда для направления налета 1 (рис. 6.26) в точке a (пересечение курса цели с РВЗ) необходимо отложить угол q_{\max} и на этой прямой отрезок ao , равный d_d . Точка o определяет положение ЗРК, а отрезок ob — предельный параметр зоны поражения.

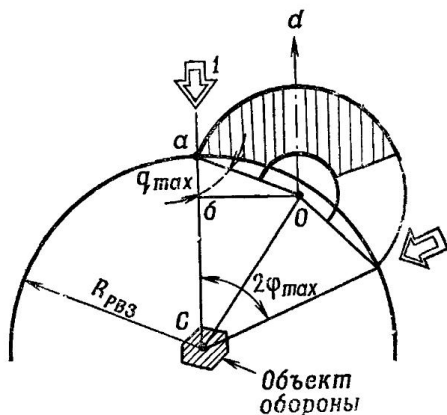


Рис. 6.26. К определению $2\varphi_{\max}$ при $d_d < R_{РВЗ} \cos q_{\max}$

Из геометрических соотношений

$$\varphi_{\max} = \operatorname{arccctg} \left(\frac{R_{РВЗ}}{d_d \sin q_{\max}} - \operatorname{ctg} q_{\max} \right); \quad (6.123)$$

$$R_{СП}^* = \frac{d_d \sin q_{\max}}{\sin \varphi_{\max}}. \quad (6.124)$$

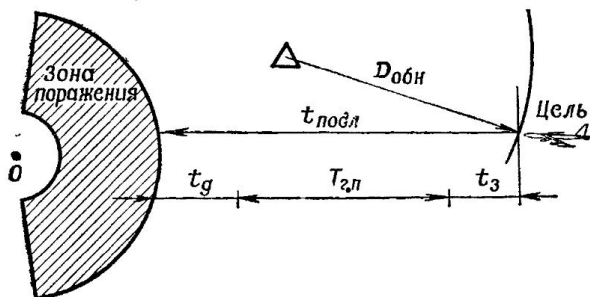
Порядок оценки максимального угла прикрытия не изменится, если наложить определенное условие на минимальную величину выноса зоны поражения за рубеж вы-

полнения задачи. В этом случае в расчетных формулах величину радиуса $R_{РВЗ}$ необходимо увеличить на соответствующую величину.

При другом построении боевого порядка протяженность рубежа сплошного прикрытия

$$L_{пр} = \sum_{i=1}^{K_{п}} 2P_{пред.} \quad (6.125)$$

С увеличением кратности перекрытия зон поражения (при $\mu > 1$) протяженность этого рубежа $L_{пр}$ соответственно уменьшится.



Р и с. 6.27. Условия обстрела цели по балансу времени

Огневые возможности и возможности по прикрытию подразделения (части) в совокупности определяют возможности по созданию системы зенитного ракетного огня.

Временные возможности по переходу в готовность к бою характеризуются временем перехода подразделения из данного состояния боевой готовности в готовность к пуску ракет $T_{г. п.}$

Условие, необходимое для обстрела цели на дальней границе зоны поражения (рис. 6.27):

$$T_{г. п.} + t_{д} \leq t_{подл} - t_{зп.} \quad (6.126)$$

где $t_{\text{полл}}$ — подлетное время воздушного противника (время полета воздушной цели до дальней границы зоны поражения ЗРК с момента ее обнаружения передовыми радиолокационными станциями);
 $t_{\text{зап}}$ — время запаздывания передачи в подразделение данных об обнаружении воздушной цели.

Маневренные возможности подразделения характеризуются временем приведения в походное положение, совершения марша, приведения в боевое положение на новой позиции и подготовки стрельбы. Они предопределяются техническими характеристиками зенитного ракетного комплекса и транспортных средств, а также подготовкой боевых расчетов, позиции и условиями марша.

Боевые порядки подразделений

Для выполнения боевых задач зенитные ракетные подразделения развертываются в боевой порядок.

Боевой порядок — это построение подразделения на местности для ведения боя.

Боевой порядок зенитного ракетного подразделения должен обеспечивать:

полное использование технических возможностей и боевых свойств вооружения при отражении ударов воздушного противника с любого направления;

наилучшее использование местности, скрытность расположения, инженерное оборудование и маскировку позиции в целях сохранения способности подразделения и личного состава, вооружения и техники;

возможность маневра.

Позицию зенитного ракетного подразделения принято называть стартовой позицией (СП).

Боевые порядки зенитных ракетных подразделений составляют основу боевого порядка части, основными параметрами которого являются удаление стартовых позиций от обороняемого объекта и интервалы между ними.

Уничтожение противника на подступах к объекту до рубежа выполнения задачи достигается таким размещением зенитного ракетного подразделения относительно границ объекта, при котором обеспечивается его уничтожение до заданных рубежей.

Интервалы между стартовыми позициями l выбираются с учетом создания заданной плотности огня и других требований к боевому порядку.

Расчетные формулы значений I :
по условию создания требуемой плотности огня $P_{ог. тр}$

$$I = 2P_{\text{прел}} \frac{P_{ог1}}{P_{ог. тр}}, \quad (6.127)$$

где $P_{ог1}$ — средняя плотность огня до РВЗ одного зенитного ракетного подразделения;

по условию взаимного огневого прикрытия подразделения

$$I = d_{\kappa} - (R'_{РВЗ} + V_{\kappa} \tau), \quad (6.128)$$

где $R'_{РВЗ}$ — удаление рубежа выполнения задачи при ударах противника по СП;

τ — время, необходимое для пуска по цели назначенного количества ракет.

6.3.2. ВЫРАБОТКА И ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЯ КОМАНДИРОМ НА БОЕВЫЕ ДЕЙСТВИЯ

Подготовка боевых действий включает: выработку и принятие командиром решения на боевые действия; планирование; постановку боевых задач подразделениям; создание системы огня, организацию разведки и управления; организацию взаимодействия; организацию обеспечения боевых действий; осуществление контроля и оказание помощи подразделениям в подготовке к боевым действиям.

Процесс выработки решения строится в такой последовательности: уяснение поставленной задачи; расчет времени и отдача предварительных распоряжений; оценка обстановки; выработка замысла решения на боевые действия; проведение тактических расчетов и анализ возможных вариантов системы зенитного ракетного огня; принятие предварительного решения по карте; рекогносцировка местности; принятие решения.

Под уяснением поставленной задачи понимается уяснение замысла решения старшего командира и своей задачи, определение роли и места своего подразделения в боевых действиях, организуемых старшим командиром. В результате уяснения задачи устанавливается: что к какому сроку должно быть сделано, каких результатов следует достигнуть своим подразделением.

Оценка обстановки включает оценку воздушного и наземного противника, объекта обороны, местности и района

боевых действий, состояния и возможностей своих подразделений, взаимодействующих сил и средств, а также других элементов, которые могут влиять на выполнение боевой задачи.

Оценка воздушного противника производится путем анализа данных, полученных из вышестоящего штаба; изучения состава, базирования и боевых возможностей противостоящего противника; анализа его тактики действий.

В результате оценки воздушного противника и других элементов боевой обстановки определяются: возможный состав сил и средств, который может быть привлечен противником для нанесения удара по обороняемому объекту, а также боевому порядку; основные направления и возможное построение ударов; скорости и высоты полета СВН; наиболее вероятные маршруты налетов на малых и предельно малых высотах; ожидаемые плотности; подлетное время; возможные способы противодействия и их эффективность.

Выводы из оценки обстановки могут содержать и прогноз наиболее вероятных вариантов удара воздушного противника по обороняемому объекту.

Оценка наземного (морского) противника производится в предвидении возможности непосредственного соприкосновения с ним, огневого воздействия по боевым порядкам, а также высадки воздушных (морских) десантов или диверсионных групп.

В результате оценки наземного (морского) противника намечаются мероприятия по предупреждению внезапного нападения, отражению его ударов, повышению живучести подразделений, охране и обороне позиций и КИ.

Оценка объекта обороны включает определение характера и размеров объекта, его уязвимости от ударов различными средствами поражения, относительную важность различных элементов объекта, расположение обороняемого объекта относительно других объектов и др.

В результате оценки объекта определяются наиболее вероятные способы действий противника, где возможно сосредоточение его усилий, какие средства поражения могут быть применены по объекту.

При оценке местности и района боевых действий командир изучает наличие и состояние дорог, условия развертывания подразделения в боевой порядок, инженерного оборудования и маскировки, влияние рельефа местности на создание системы огня, организацию разведки, а также наземной обороны, возможные действия воз-

душного противника на малых и предельно малых высотах и др.

В результате оценки данного элемента обстановки определяется, в какой мере особенности рельефа местности и района боевых действий влияют на выполнение боевой задачи и какие необходимо провести мероприятия для полного использования боевых возможностей подразделений.

Оценка состояния и возможностей своих подразделений заключается в уточнении состава, укомплектованности и обученности боевых расчетов, в определении возможностей по созданию системы огня, организации разведки и управления, обеспеченности живучести боевых порядков, маневра силами и средствами.

В результате оценки своих подразделений командир определяет мероприятия, которые необходимо провести в целях наиболее эффективного выполнения поставленной боевой задачи.

При оценке взаимодействующих сил и средств определяется, в какой мере соседние подразделения и части будут способствовать выполнению поставленной боевой задачи и какие необходимо провести мероприятия по организации взаимодействия с ними.

Уяснив поставленную боевую задачу и оценив обстановку, командир определяет возможный характер действий воздушного противника, замысел на боевые действия, возможные варианты построения системы огня, мероприятия по обеспечению боевых действий.

Замысел — это главная часть решения, в которой определяется цель боевых действий и основная идея ее осуществления; это решение, выраженное в наиболее общих чертах.

Замыслом определяются объекты и направления, на обороне которых сосредоточиваются основные усилия, общий характер системы огня, а следовательно, и боевого порядка подразделения; наиболее характерные варианты ведения боя, мероприятия по обеспечению боевых действий.

Проведение тактических расчетов проводится в целях определения реальности и уточнения замысла и выбора наиболее рационального варианта системы зенитного ракетного огня, организации разведки и управления.

Решение командира на боевые действия включает замысел на боевые действия; боевой порядок, боевые задачи подразделениям и сроки их готовности; организацию разведки и управления; мероприятия по восстановлению системы огня и управления и др.

Предварительное решение, определяющее боевой порядок подразделения, уточняется в процессе рекогносцировки местности и элементов боевого порядка.

Рекогносцировка проводится рекогносцировочной группой (группами), состав и задачи которой определяются в зависимости от целей рекогносцировки и наличия времени.

Уточнив решение на организацию и ведение боевых действий на местности, командир докладывает ее старшему командиру для утверждения, после чего дает указания начальнику штаба на разработку боевых документов.

6.3.3. ОБЕСПЕЧЕНИЕ БОЕВЫХ ДЕЙСТВИЙ

Обеспечение боевых действий — это комплекс мероприятий, проводимых командирами и штабами с целью не допустить внезапного нападения противника, дать возможность подразделениям своевременно и организованно вступить в бой и выполнить задачу в любых условиях обстановки.

Основными видами обеспечения боевых действий являются: боевое, специальное, техническое, тыловое.

Боевое обеспечение

Боевое обеспечение включает: разведку и оповещение, маскировку, защиту от оружия массового поражения, радиоэлектронную защиту, инженерное обеспечение, самооборону и охранение и др.

Для зенитных ракетных подразделений важнейшей составной частью разведки является разведка воздушного противника.

Разведка воздушного противника обеспечивает управление подразделениями и ведение огня при уничтожении воздушного противника.

Основные требования к разведке воздушного противника:

1. Обнаружение воздушных целей на удалениях, обеспечивающих их обстрел зенитным ракетным подразделением на дальней границе зоны поражения:

$$d_{\text{потр}} = d_{\text{л}} + V_{\text{ц}}(T_{\text{ц max}} + t_{\text{КП}}), \quad (6.129)$$

где $T_{\text{ц max}}$ — максимальный цикл стрельбы ЗРК;
 $t_{\text{КП}}$ — работное время КП, осуществляющего управление огнем подразделений.

2. Определение координат и параметров движения воздушных целей с точностью, обеспечивающей эффективное решение задач управления огнем подразделений и ведения огня по воздушному противнику.

3. Наличие в составе информации данных об общей воздушной обстановке в районе боевых действий подразделений, позволяющих определить количество и тип целей, их состав, интервалы и дистанции между ними, боевой порядок, способы противодействия и вскрыть замысел действий воздушного противника.

4. Достоверность данных разведки, в том числе и в определении государственной принадлежности самолетов.

Опознавание самолетов — важнейшая задача средств разведки, от своевременности и достоверности решения которой зависит безопасность полетов своих самолетов и возможность осуществления взаимодействия с истребителями.

Организация разведки воздушного противника включает: выбор и подготовку позиций средств разведки, организацию получения данных о воздушном противнике, организацию управления силами и средствами разведки.

Позиции станций разведки и целсуказания выбираются на основе тщательного анализа зон видимости по карте и непосредственно на местности при проведении рекогносцировки и запытия позиций. Для уточнения зон видимости производится облет радиолокационных станций своими самолетами.

Данные радиолокационной разведки дополняются другими видами разведки.

Организация управления силами и средствами разведки заключается в определении порядка ведения разведки и передачи данных на КП о воздушном противнике в различных условиях обстановки, а также в организации связи управления и взаимодействия.

Маскировка является одним из важнейших мероприятий по боевому обеспечению подразделений. Она проводится с целью скрыть от противника истинное расположение и действия подразделений, ввести его в заблуждение относительно их боевого порядка, состояния и решаемых задач.

Маскировка должна обеспечить внезапность зенитного ракетного огня и затруднить противнику организацию и осуществление противодействия управлению огнем и стрельбе ЗУР.

Защита от оружия массового поражения организуется для того, чтобы исключить или максимально уменьшить по-

ражение подразделений ядерным, химическим и биологическим оружием, сохранить их готовность к выполнению боевой задачи.

Радиоэлектронная защита — комплекс мероприятий, проводимых при подготовке и ведении боя для обеспечения помехоустойчивости системы огня и управления при радиоэлектронном противодействии противника. Важнейшими среди этих мероприятий являются: правильный выбор элементов боевого порядка и расположения своих средств на местности, соблюдение требований радиоэлектронной маскировки, повышение выучки боевых расчетов работе в условиях помех, а также уничтожение радиоэлектронных средств противника.

Инженерное обеспечение боевых действий зенитных ракетных подразделений включает инженерное оборудование боевого порядка с укрытиями для личного состава, материальной части, маскировочные работы по укрытию боевых порядков с помощью подручных и табельных средств маскировки, простейшие работы по ремонту дорог и усилению мостов с помощью подручных средств в районе, оборудование элементов наземной обороны и непосредственного прикрытия, проведение противопожарных мероприятий, ликвидация последствий нападения противника и др.

Объем этих мероприятий предопределяется задачами, решаемыми подразделениями, и условиями обстановки.

Самооборона и охранение организуются в любой обстановке (при расположении подразделения на позиции, на марше, на отдыхе) и имеют целью исключить внезапное нападение противника, проникновение его разведки и диверсионных групп в расположение подразделения, обеспечить своевременное вступление подразделений в бой и отражение противника.

Основу наземной обороны позиции составляют заблаговременно созданная система огня из стрелкового оружия и различного рода заграждения. Система огня строится таким образом, чтобы на подступах к позиции не было непросматриваемых и непростреливаемых участков местности. При необходимости осуществляется выдвижение огневых средств и наблюдателей за пределы позиционной территории. В наиболее опасных секторах предусматривается огонь пулеметов; на остальных направлениях — огонь из автоматов и карабинов. Зенитные пулеметы заранее подготавливаются для стрельбы как по воздушным, так и наземным целям.

Для каждого огневого средства оборудуются окопы, а для личного состава — укрытия.

Специальное и техническое обеспечение

Важнейшими видами специального и технического обеспечения зенитных ракетных подразделений являются топографическое и инженерно-ракетное.

Топографическое обеспечение — система мероприятий по обеспечению боевых действий подразделений необходимыми данными для управления огнем и ведения стрельбы по воздушным целям, а также для изучения, оценки и использования местности в интересах выполнения боевой задачи.

Инженерно-ракетное обеспечение — система мероприятий по поддержанию вооружения в постоянной готовности к боевому применению и обеспечению полного использования его боевых возможностей в ходе боя.

Потребность и обеспеченность подразделения в ракетах исчисляется в боекомплектах.

Боекомплект — количество ракет, установленное на единицу оружия (зенитный ракетный комплекс).

6.3.4. ОСНОВЫ УПРАВЛЕНИЯ ОГНЕМ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ ПРИ ВЕДЕНИИ БОЯ

Сущность управления

Управление огнем зенитных ракетных подразделений является важнейшей составной частью управления их боевыми действиями. Управление огнем включает: уяснение поставленной задачи на уничтожение воздушных целей, оценку обстановки, принятие решения на уничтожение воздушного противника, постановку подразделениям огневых задач, контроль за выполнением поставленных огневых задач и оценку результатов боя.

Зенитный ракетный бой исключительно скоротечен и динамичен. Поэтому управление огнем осуществляется в условиях чрезвычайно ограниченного времени и может строиться на сочетании централизации и самостоятельного ведения огня подразделениями.

Под уяснением поставленной задачи понимается уяснение замысла решения старшего командира на отражение удара воздушного противника, своих огневых задач и роли в боевых действиях.

В результате уяснения задачи устанавливается, какие воздушные цели необходимо уничтожать самостоятельно и во взаимодействии с другими силами и средствами ПВО.

Оценка обстановки при управлении огнем включает оценку воздушной обстановки (воздушного противника и действий своих самолетов), состояния и возможностей своих подразделений, взаимодействующих сил и средств, условий ведения огня.

Оценка воздушного противника включает, во-первых, определение его общего характера и замысла налета, возможной продолжительности, состава сил и средств, основных направлений удара, решаемых задач и, во-вторых, оценку каждого средства воздушного нападения как цели для зенитных ракетных подразделений: состава цели, ее важности, скорости и высоты полета, курсового параметра относительно СП, подлетного времени, способов противодействия управлению и стрельбе.

Оценка состояния и возможностей своих подразделений производится путем анализа непрерывно поступающей от них информации (докладов и донесений) о состоянии и боевой деятельности на основе глубокого знания командиром боевых свойств и характеристик вооружения в различных условиях обстановки и уровня подготовки боевых расчетов.

Оценка взаимодействующих сил и средств производится путем анализа информации, поступающей с вышестоящего КП, от соседних подразделений, своих средств разведки.

Условия ведения огня (время года и суток, метеорологические условия, наличие естественных и искусственных помех и др.) оцениваются с точки зрения их влияния на эффективность стрельбы, положение реализуемых границ зон поражения, возможную плотность огня подразделений, способы обстрела воздушных целей.

Решение на уничтожение воздушного противника принимается командиром на основе уяснения поставленной задачи и оценки обстановки. Принять решение — это значит определить важность воздушных целей и замысел ведения боя, решить задачу распределения огня по целям, уточнить способы взаимодействия с другими силами и средствами ПВО, и особенно с истребителями, наметить меры по обеспечению боевых действий подразделения.

Основу решения при управлении огнем составляет выбор варианта распределения огня подразделений по воздушным целям.

Постановкой огневых задач решение командира доводится до подразделений. Огневая задача может включать целеуказание (определение местоположения цели в пространстве), команду на уничтожение цели и указание о порядке ведения огня. Предельное сокращение времени передачи подразделениям решений командира может достигаться применением для постановки огневых задач сигналов, коротких распоряжений и максимальным использованием средств автоматизации.

При контроле за выполнением поставленных огневых задач необходимо убедиться в правильности захвата ЗРК, назначенных для уничтожения целей. Это может достигаться сравнением на КП координат целеуказания и координат обнаруженной и сопровождаемой комплексом цели.

Оценка обстановки, принятие решения и постановка огневых задач подразделениям при отражении удара воздушного противника, как правило, осуществляются непрерывно и одновременно применительно к разным воздушным целям и особенностям ведения зенитного ракетного боя в тот или иной момент времени.

Требования, предъявляемые к управлению огнем

Эффективность — основное требование к управлению огнем подразделений. Управление должно обеспечить выполнение боевой задачи путем нанесения воздушному противнику максимальных потерь с учетом важности целей.

Обобщенным показателем эффективности управления огнем принято считать отношение числа уничтоженных СВН $N_{\text{уничт}}$ при отражении удара воздушного противника к числу СВН $N_{\text{мах}}$, которое могло бы быть уничтожено при максимальном использовании огневых возможностей подразделений с учетом важности целей:

$$K_y = \frac{N_{\text{уничт}}}{N_{\text{мах}}} \quad (6.130)$$

Важность целей учитывается весовыми коэффициентами.

Эффективность централизованного управления огнем предопределяется: оптимальностью принятого к реализации варианта распределения огня по воздушным целям, точностью выдачи целеуказания, своевременностью постановки огневых задач подразделениям (оперативностью управления).

Оптимальным вариантом распределения огня является такой вариант, который обеспечивает наибольшую эффективность выполнения боевой задачи.

Оптимальность распределения огня характеризуется коэффициентом $K_{цр}$, представляющим собой отношение числа правильно распределенных СВН $N_{цр}$ к числу правильно распределенных СВН $N_{опт}$, которое могло бы быть при полном использовании огневых возможностей подразделений:

$$K_{цр} = \frac{N_{цр}}{N_{опт}} \quad (6.131)$$

Цель считается распределенной правильно, если она обстреливается ЗРК в зоне поражения, учитывается ее важность, возможности назначенного для уничтожения цели подразделения в наибольшей степени соответствуют ее характеристикам и параметрам движения.

Формула (6.131) может быть представлена и в следующем виде:

$$K_{цр} = \frac{N_{опт} - n_1 - \alpha n_2}{N_{опт}}, \quad (6.132)$$

где n_1 — количество СВН, не обстрелянных подразделениями из-за неоптимальности распределения огня с КП;

n_2 — количество СВН, обстрелянных подразделениями с неполным использованием своих огневых возможностей по тем же причинам;

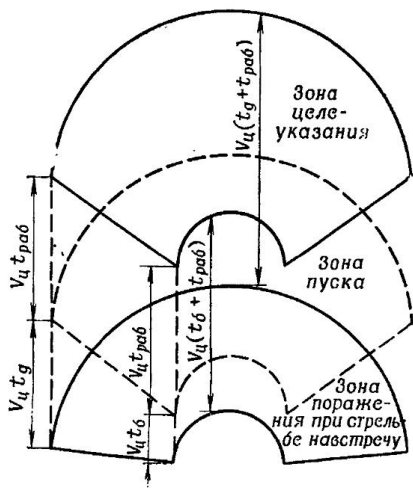
α — всосовой коэффициент.

Точность выдачи целеуказания предопределяет вероятность беспойскового обнаружения цели, назначенной для уничтожения данным ЗРК. Если значение этой вероятности близко к единице, то по данным целеуказания цель обнаруживается без поиска и рабочее время подразделения определяется временем, потребным для подготовки стрельбы. При этом также исключается возможность перепутывания целей подразделениями.

При необходимости поиска цели время, затрачиваемое на ее обнаружение, зависит от поисковых возможностей радиолокатора сопровождения цели.

Оперативность управления огнем характеризует своевременность принятия решения и постановки огневых задач подразделениям, т. е. возможность выполнения задач по наличию времени.

Требование оперативности управления огнем определяет положение конечных рубежей постановки огневых задач подразделениям (рубежей целеуказания). Удаление этого рубежа от позиции подразделения равно (рис. 6.28):



Р и с. 6.28. Зона целеуказания

для обстрела цели на дальней границе зоны поражения

$$d_{ц.д} = d_{д} + V_{ц} (t_{раб} + t_{д}); \quad (6.133)$$

для обстрела цели на ближней границе зоны поражения

$$d_{ц.б} = d_{б} + V_{ц} (t_{раб} + t_{б}), \quad (6.134)$$

где $d_{д}$ ($d_{б}$) — дальность до дальней (ближней) границы зоны поражения;

$t_{раб}$ — работное время подразделения;

$t_{д}$ ($t_{б}$) — полетное время до дальней (ближней) границы зоны поражения.

Оперативность управления огнем достигается созданием потребной глубины радиолокационной разведки; правильной организацией, слаженной и четкой работой боевого расчета КП, при которой на цикл управления расходу-

ется минимум времени; сокращением рабочего времени ЗРК за счет повышения точности целеуказания с КП и выучки личного состава.

Потребная дальность радиолокационной разведки целей

$$d_{\text{потр}} = d_{\text{ц}} + V_{\text{ц}}(t_{\text{зап}} + t_{\text{КП}}), \quad (6.135)$$

где $t_{\text{КП}}$ — рабочее время КП, осуществляющего управление огнем подразделений;

$t_{\text{зап}}$ — время запаздывания информации о целях (время с момента обнаружения целей станцией разведки и целеуказания разведки до момента отображения информации на КП).

Требование оперативности управления не означает целесообразности преждевременной постановки огневых задач подразделениям. Заблаговременная постановка огневых задач подразделениям повышает возможность противодействия воздушных целей управлению и стрельбе (маневра, электронных помех и т. д.).

Решение задачи распределения огня по воздушным целям

Распределение огня по воздушному противнику составляет основу решения командира на его уничтожение. Оно должно соответствовать степени важности воздушных целей.

При распределении огня используются расчетные способы оценки обстановки и решения задачи целераспределения, заранее выработанные принципы и частные правила управления огнем, логическое мышление, опыт и интуиция командира. Значительный эффект в решении задачи распределения огня дает использование ЭВМ для выработки рекомендаций командиру.

Алгоритм целераспределения во всех случаях включает оценку:

1. Возможности вхождения каждой цели в зону поражения каждого ЗРК, т. е. определение подразделений, которые могут вести эффективную стрельбу по той или иной воздушной цели.

Обстрел i -й цели j -м ЗРК возможен, если

$$P_{\text{ц}i} \leq P_{\text{пред}j} \text{ и } H_{\text{min}j} \leq H_{\text{ц}i} \leq H_{\text{max}j}. \quad (6.136)$$

Выполнение условия (6.136) определяется сравнением высоты и курсового параметра движения цели с предельными значениями зон поражения зенитных ракетных комплексов или просмотром того, плоские зоны каких ЗРК на данной высоте пересекает упрежденная трасса цели.

2. Возможности обстрела цели с учетом ее скоростных характеристик. Эффективный обстрел цели данным ЗРК возможен, если

$$V_{цi} \leq V_{\max j},$$

где $V_{\max j}$ — предельные возможности ЗРК по скорости полета целей.

3. Возможности обстрела цели данным подразделением по наличию времени. Обстрел возможен, если

$$T_{\text{полл } ij} \geq t_{цy ij} + t_{\text{раб } j} + t_{б j}, \quad (6.137)$$

где $T_{\text{полл } ij}$ — подлетное время i -й цели до ближней границы зоны поражения j -го ЗРК;

$t_{цy ij}$ — время на постановку огневой задачи по i -й цели j -му ЗРК.

4. Боеготовности подразделения, назначаемого для обстрела цели, и незанятости выполненнем боевой задачи по другой цели.

Если предполагается i -е подразделение привлечь к уничтожению j -й цели с переносом огня, то возможность такой боевой работы проверяется по балансу времени.

Имея информацию о том, в зоны поражения каких подразделений может войти каждая из целей и в какой последовательности, необходимо найти оптимальный вариант распределения огня по воздушным целям.

При принятии решения учитывается состояние подразделений, наличие ракет, подготовленность боевых расчетов.

Постановка огневых задач подразделениям

Огневая задача включает целеуказание, приказ уничтожить цель и при необходимости указание о порядке ведения огня.

Возможные способы целеуказания (ЦУ).

Автоматическое наведение луча (биссектрисы сектора обзора) станции наведения ракет в цель, назначенную для уничтожения.

Способ обеспечивает выдачу целеуказания без потерь времени и с высокой точностью. Точность выдачи ЦУ определяется ошибками измерения координат цели РЛС, ошибками их съема и ввода в систему управления.

По квадратам сетки. Целеуказание осуществляется путем передачи номера квадрата, в котором находится проекция цели в данный момент. Сетка наносится на планшеты и индикаторы дающего и принимающего целеуказание. Квадраты сетки определенным образом нумеруются. Точность выдачи ЦУ по индикаторам ограничивается ценой малого квадрата, а по планшетам зависит и от времени запаздывания, а также точности отображения на них данных воздушной обстановки.

Передачей азимута, дальности и высоты цели. Трансформация данных целеуказания, как правило, осуществляется принимающим ЦУ.

Привязкой к отметке воздушной цели на индикаторах передающего и принимающего целеуказания единого номера или выдачей на индикатор принимающего ЦУ условного знака.

Способ применяется при наличии соответствующих технических средств отображения и передачи данных.

По взаимному положению целей. Способ сводится к указанию положения отметки данной цели относительно отметок других целей, наблюдаемых на экранах индикаторов. Перепутывание целей достоверно исключается лишь при относительно малом удалении передающего и принимающего ЦУ или учете этого удаления при отображении воздушной обстановки.

6.4. ЗЕНИТНАЯ АРТИЛЛЕРИЯ

6.4.1. СУЩНОСТЬ СТРЕЛЬБЫ ПО ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ И ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЗЕНИТНЫХ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ КОМПЛЕКСОВ (УСТАНОВОК)

Основные понятия стрельбы ЗА

Сущность стрельбы ЗА по воздушным целям сводится к решению задачи встречи снаряда и быстро движущейся цели в определенной точке пространства и в определенный момент времени и заключается в производстве выстрелов (залпов), каждый на новых исходных установках по новому упрежденному положению цели в расчете на попадание и поражение цели.

Орудие наводится не в точку A_n (рис. 6.29), где находится цель в момент производства выстрела, а в упрежденную точку A_y , в которой по расчетам снаряд должен встретиться с целью. Треугольник OA_yA_y называется упреди-

тельным треугольником, в котором путь цели $A_B A_y$ равен скорости цели на полетное время снаряда (упреждительное время), $S = V_{цt}$, D_B и D_y — наклонные дальности до точки выстрела (точки, в которой находится цель в момент производства выстрела) и до упрежденной точки соответственно.

В современных зенитных артиллерийских комплексах (установках) задача встречи (определение установок для стрельбы) решается непрерывно и практически мгновенно с помощью счетно-решающих устройств или механизмов прицела.

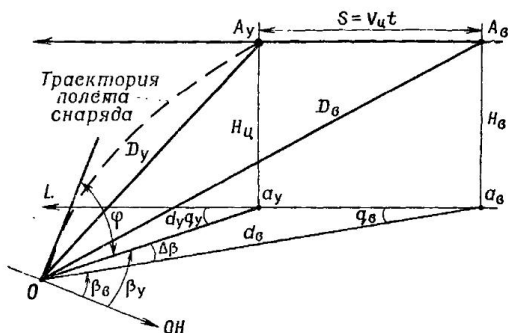


Рис. 6.29. Схема решения задачи встречи снаряда с целью

Для решения задачи встречи должны быть заданы: геометрические координаты точки выстрела; параметры движения цели; гипотеза о движении цели; система орудия, снаряд и взрыватель.

Подготовка выстрелов включает:

1. Определение координат текущего положения цели и ее параметров.
2. Определение положения цели в момент выстрела.
3. Решение задачи встречи, заключающееся в определении координат упрежденной точки и установок орудия и взрывателя, в передаче и принятии установок (наводка орудия), заряджании и производстве выстрела.

Текущие координаты обнаруженной и назначенной для уничтожения цели определяются в результате слежения за ней станцией орудийной наводки (СОН) или оптических приборов. Определение величины и направления вектора

скорости цели, решение задачи встречи и определение установок орудия и взрывателя производятся непрерывно приборами управления артиллерийским зенитным огнем (ПУАЗО). Полученные установки — упрежденный азимут, угол возвышения и число делений взрывателя (для ЗА среднего и крупного калибров) передаются непрерывно синхронной передачей на орудия, которые таким образом всегда направлены в упрежденную точку. Орудия заряжаются, и производятся выстрелы.

При стрельбе батарей среднего и крупного калибров поражение цели достигается попаданием осколков снаряда, разрывающегося в момент действия взрывателя, установка которого отвечает координатам упрежденной точки на курсе цели. Поражение может достигаться целым снарядом (ударное действие) или его фугасным действием, но вероятность прямого попадания в цель или разрыва снаряда в непосредственной близости от самолета невелика.

При стрельбе батареями малого калибра поражение цели, как правило, достигается в результате прямого попадания снаряда в цель (ударное действие).

Гипотезы о движении воздушной цели после выстрела.

Общая гипотеза — за упредительное время цель перемещается так же, как она перемещалась до момента выстрела.

Частные гипотезы: 1) за упредительное время цель движется прямолинейно, равномерно и горизонтально; 2) за упредительное время цель движется прямолинейно, равномерно в любой плоскости; 3) за упредительное время цель движется прямолинейно в наклонной плоскости с постоянным ускорением; 4) за упредительное время цель движется с постоянной скоростью по дуге окружности горизонтально.

Выбор гипотезы предопределяется техническими характеристиками ПУАЗО и действиями воздушной цели. Возможны и другие частные гипотезы.

Каждая гипотеза сопровождается ошибками, так как действительное движение цели может не совпадать с предполагаемым, гипотетическим. Ошибки будут тем больше, чем больше упредительное время.

Решение задачи встречи сводится к нахождению геометрических координат упрежденной точки и заключается в согласовании по времени t пути движения цели и снаряда при различных их скоростях.

Нахождение геометрических координат упрежденной точки осуществляется путем совместного решения ряда зави-

симостей между элементами упредительного треугольника в наклонной или горизонтальной плоскости.

Из $\Delta oa_y a_y$ (рис. 6.29) видно, что горизонтальная упрежденная дальность

$$d_y = \sqrt{d_B^2 + (V_{цt})^2 - 2d_B V_{цt} \cos q_B}; \quad (6.138)$$

упреждение в азимут

$$\sin \Delta\beta = \frac{V_{цt} \sin q_B}{d_y}; \quad (6.139)$$

упрежденный азимут

$$\beta_y = \beta_B \pm \Delta\beta. \quad (6.140)$$

Время полета снаряда t является функцией упрежденной дальности и высоты, т. е.

$$t = f(d_y, H_y). \quad (6.141)$$

Зависимости (6.138) и (6.141) совместно не решаются обычными приемами, так как d_y и t не могут быть выражены одно относительно другого. Поэтому решение задачи встречи в ПУАЗО и автоматических прицелах осуществляется методом последовательных приближений.

В ряде случаев (подготовка заградительного огня, теоретические исследования и др.) может решаться и обратная задача, т. е. по заданным координатам упрежденной точки и параметрам движения цели определяться точка выстрела. В этом случае по координатам упрежденной точки представляется возможным сразу найти время полета t и упреждение $A_B A_y$.

Наводкой орудия называется придание стволу требуемого для стрельбы положения. Выполнение горизонтальной и вертикальной наводки производится раздельно и независимо друг от друга, хотя и одновременно.

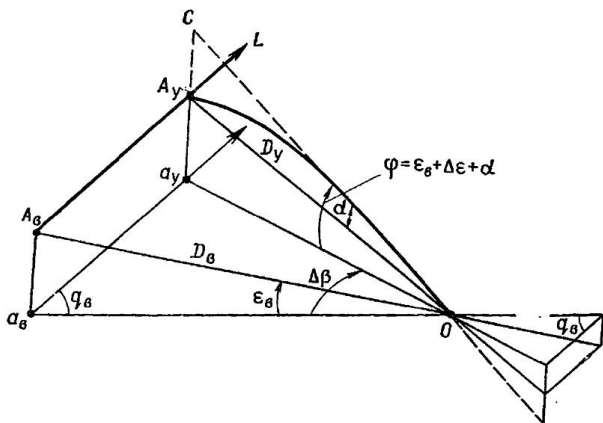
В зенитной артиллерии применяется непрямая и прямая наводка орудий.

Непрямая наводка заключается в том, что орудью придается необходимос направление по азимуту и углу возвышения на основании данных, определенных в ПУАЗО или расчетным путем. Величина упрежденного азимута β_y отсчитывается относительно ориентированной неподвижной части орудия, а угол возвышения φ — относительно неподвижной горизонтированной части орудия.

Прямой наводкой называется такая наводка, при которой орудие наводится с помощью прицельных приспособлений непосредственным визированием на цель.

При прямой наводке точкой наводки служит сама цель, а придание стволу определенного положения относительно линии цели (учет вертикального прицельного угла σ и бокового упреждения $\Delta\beta$) производится путем установки на прицеле наклонной дальности до цели и параметров ее движения.

При наводке перекрестий коллиматоров в цель и вводе в прицел входных данных для стрельбы в пространстве строится два треугольника (рис. 6.30): упредительный тре-



Р и с. 6.30. Решение задачи встречи прицелом

угольник OA_vA_y и баллистический треугольник OCA_y . Ось канала ствола направляется по линии OC . При этом учитывается не только положение упрежденной точки относительно точки выстрела, но и понижение снаряда в полете под действием силы тяжести:

$$\varphi = \epsilon_v + \Delta\epsilon + \alpha = \epsilon_v + \sigma.$$

Артиллерийские системы (установки) имеют различные прицельные приспособления и стрельба прямой наводкой требует учета особенностей их устройства.

Вооружение зенитной артиллерии

На вооружении многих армий состоят зенитные артиллерийские комплексы и многоствольные скорострельные зе-

нитные установки преимущественно на самоходных шасси (ЗСУ), а также зенитные пушечные установки (ЗПУ).

Зенитный артиллерийский комплекс включает зенитные пушки, станцию орудийной наводки (СОН), прибор управления артиллерийским зенитным огнем (ПУАЗО), агрегаты питания.

Зенитная пушка предназначена для поражения снарядами воздушных целей в заданных пределах по высоте и дальности, а также наземных и надводных целей. Стрельба по воздушным целям зенитными пушками крупного и среднего калибров ведется дистанционной гранатой малого калибра, как правило, снарядами с взрывателем ударного действия. В состав комплекса входит несколько пушек одного калибра (от 4 до 8).

Станция орудийной наводки предназначена для обнаружения воздушных целей, определения текущих координат выбранной для обстрела цели и передачи их в ПУАЗО.

Прибор управления артиллерийским зенитным огнем по данным, поступающим с СОН, решает задачу встречи снаряда с целью. Решение задачи встречи производится применительно к выбранной гипотезе о движении воздушной цели после выстрела. С выхода ПУАЗО упрежденные координаты поступают на пушки и автоматически наводят их в упрежденную точку.

СОН и ПУАЗО в совокупности принято называть радиолокационным приборным комплексом (РПК).

В 1945—1954 гг. разработаны и приняты на вооружение 100-, 57- и 130-мм зенитные артиллерийские комплексы.

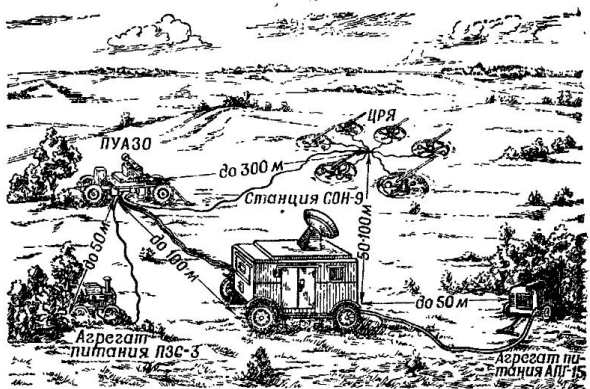
Состав и размещение на позиции 57-мм зенитного артиллерийского комплекса показаны на рис. 6.31.

Зенитные установки имеют в своем составе автоматизированные малокалиберные зенитные пушки и автономные радиолокационные и счетно-решающие приборы. Они обеспечивают ведение эффективного огня с места и в движении при любых погодных условиях.

Основные характеристики некоторых образцов таких установок приведены в табл. 6.6.

6.4.2. СРЕЛЬБА ПО ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ

Задачами стрельбы зенитной артиллерии являются:
уничтожение самолетов, крылатых ракет, вертолетов и целей, сбрасываемых на парашютах;
уничтожение танков, бронемашин, самоходных артиллерийских установок, пехоты и других наземных целей;



Р и с. 6.31. Состав зенитного артиллерийского комплекса (применительно к 57-мм батарее)

уничтожение в прибрежных районах живой силы десантов, катеров, понтонов, барж и других надводных целей.

По наземным и надводным целям зенитная артиллерия ведет стрельбу, как правило, на самооборону.

Зоны зенитных орудий

Для орудия при любом угле места существует предельная дальность стрельбы. Каждое орудие не может стрелять точно в зенит, имеет максимальный угол возвышения, вследствие чего образуется необстреливаемая внутренняя зона, называемая мертвой воронкой.

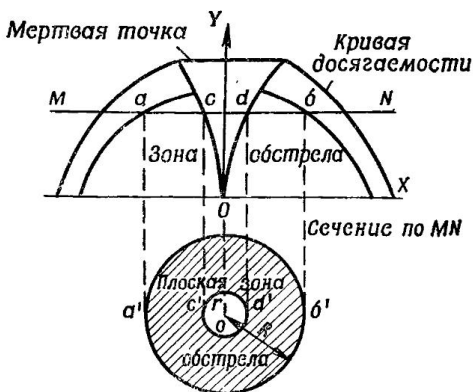
Зона досягаемости орудия — пространство, в пределы которого данное орудие может забросить снаряд. Она ограничена кривой досягаемости, мертвой воронкой и горизонтом орудия. Кривая досягаемости — это геометрическое место точек, отвечающих максимальным наклонным дальностям при различных углах места.

Зоной обстрела называется часть зоны досягаемости, в пределах которой можно получить дистанционный разрыв или прямое попадание (при стрельбе ЗА малого калибра, взрыватели ударного действия которой для обеспечения безопасности своих войск и наземных объектов снабжены самоликвидаторами).

Таблица 6.6

Государство	Образец	Масса снаряда, кг	Начальная скорость, м/с	Максимальная досягаемость, км		Скорострельность, выстр./мин
				по высоте	по дальности	
США	20-мм 6-ствольная АЗП "Вулкан"	0,12	1050	2,0	5,4	3000
	40-мм спаренная самоходная АЗП М42	0,96	875	4,8	9,9	240
Англия	20-мм АЗП Mk20	0,12	1100	2,0	7,0	2000
	40-мм АЗП М39/53	0,9	825	3,2	10,0	120
Франция	30-мм спаренная самоходная АЗП АМХ-51	0,39	1080	3,0	10,2	1300
	35-мм спаренная самоходная АЗП "Гелард"	0,55	1175	5,5	11,0	1100

Плоская зона обстрела — это кольцевая зона, получаемая в результате сечения зоны обстрела горизонтальной плоскостью на заданной высоте (рис. 6.32). Размеры плоской зоны обстрела характеризуются радиусом R , который с увеличением высоты уменьшается, и радиусом мертвой воронки r , который с увеличением высоты увеличивается.



Р и с. 6.32. Зоны зенитных орудий

Размеры плоских зон обстрела 57-мм зенитной пушки приведены в табл. 6.7.

Для открытия огня на дальней границе зоны обстрела потребная дальность обнаружения цели СОН

$$d_{\text{потр}} \geq R + V_{\text{ц}}(t_{\text{СОН}} + t_{\text{бат}} + t_{\text{д}}), \quad (6.142)$$

где $t_{\text{СОН}}$ — время на обнаружение, опознавание и взятие цели на сопровождение СОН;

$t_{\text{бат}}$ — время на подготовку батарей к открытию огня после взятия цели на сопровождение СОН;

$t_{\text{д}}$ — время полета снаряда до дальней границы зоны обстрела.

Подготовка стрельбы

Подготовка стрельбы разделяется на предварительную и непосредственную.

Таблица 6.7

Высота, м	r , м	R , м
500	25	6500
1000	50	6500
1500	75	6400
2000	100	6200
2500	125	6000
3000	150	5800
3500	175	5500
4000	200	5200
4500	230	4700
5000	260	4200
5500	300	3600
6000	340	2600

Предварительная подготовка стрельбы с ПУАЗО проводится до получения целеуказания или до обнаружения цели на батарее и включает определение отклонений условий стрельбы от табличных, расчет суммарных поправок и учет на ПУАЗО тех поправок (отклонений), ввод которых не зависит от условий полета цели.

Непосредственная подготовка проводится после получения целеуказания или после обнаружения цели на батарее и включает:

поиск, обнаружение и опознавание цели;

выбор способа определения данных для стрельбы с ПУАЗО (например, по данным СОН, данным дальномера, СОН и дальномера);

установку на ПУАЗО данных для учета базы в зависимости от выбранного способа определения данных для стрельбы;

определение и назначение высоты цели;

установку на ПУАЗО данных для учета баллистических и метеорологических условий (после определения высоты цели);

установку на ПУАЗО наблюдательного времени, т. е. времени оценки параметров движения цели для определения экстраполированной ее траектории в соответствии с принятой гипотезой о движении воздушной цели после выстрела;

назначение вида огня.

Способы стрельбы, виды и режимы огня

В зависимости от обстановки, особенностей цели, условий ее наблюдения и возможностей зенитных артиллерийских комплексов (установок) применяются следующие способы стрельбы: с ПУАЗО (РПК), с прицелом (оптической трубой прицела), по трассам, заградительным огнем.

Стрельба с ПУАЗО (РПК) является основным способом стрельбы, обеспечивает наибольшую ее действительность и применяется как по видимым, так и по невидимым воздушным целям.

В зависимости от способа стрельбы, особенностей выбранной для обстрела цели, дальности стрельбы, возможностей и состояния материальной части орудий (пулеметов) и наличия боеприпасов применяются следующие виды огня: одиночные выстрелы, залповый огонь, беглый огонь, короткие очереди, длинные очереди, непрерывный огонь.

6.4.3. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ЗЕНИТНОЙ АРТИЛЛЕРИИ

Оперативно-тактические принципы боевого применения ЗА в Великой Отечественной войне

Боевые задачи, выполнявшиеся зенитной артиллерией ПВО, можно свести в следующие основные группы:

зенитная артиллерийская оборона крупных административно-экономических центров;

зенитная артиллерийская оборона важных промышленных центров, городов и объектов (крупных электростанций и др.);

оборона путей сообщения и, прежде всего, железнодорожных станций, мостов, портов, пристаней, переправ;

оборона других важных объектов: воинских складов и баз, аэродромов дальней авиации, узлов связи, гидротехнических сооружений, отдельных городков и населенных пунктов, временно приобретших важное военное значение.

Группировка ЗА при обороне крупного объекта страны строилась по принципу кругового прикрытия с усилением направлений наиболее вероятных налетов противника. Группировка также должна была удовлетворять требованию нанесения противнику, прорвавшемуся на ближние подступы к объекту, решительного поражения до подхода его к вероятному рубежу бомбардирования (ВРБ), т. е. до выполнения им боевой задачи. Поэтому основная часть зенитных артиллерийских батарей

среднего, а в послевоенный период и крупного калибра располагалась в кольце впереди ВРБ, на так называемом огневом рубеже. Для борьбы с авиацией противника, прорвавшейся через основной рубеж огня, создавались внутренние огневые рубежи.

В ходе всей войны принцип круговой и эшелонированной по глубине обороны оставался неизменным. По мере количественного роста зенитной артиллерии увеличивалась лишь плотность зенитного огня за счет сокращения интервалов и дистанций между батареями. Качественное развитие авиации выдвинуло на первый план вопрос совместного использования батарей различного калибра.

Для зенитной обороны путей сообщения в разные периоды войны использовалось от 13 до 32,4% СЗА, от 24,4 до 54,3% МЗА и 27,6—60,6% зенитных пулеметов. Прикрывались наиболее важные железнодорожные узлы и мосты, а в прифронтовой полосе на основных магистралях — все без исключения станции.

Для сопровождения эшелонов в пути использовались подвижные зенитные группы (МЗА и пулеметы) на железнодорожных платформах, а также бронепоезда. Военские эшелоны бронепоезда сопровождали в полном составе или отдельными бронеплощадками. При этом взводы ЗА располагались в голове и хвосте эшелона, а пулеметный взвод — в середине эшелона.

Боевое применение современной ЗА

Малокалиберная зенитная артиллерия с ее мобильностью, простотой обслуживания и надежностью в бою остается на вооружении как средство поражения воздушных целей на малых высотах. Такие подразделения могут вести огонь по воздушному противнику с ходу и с коротких остановок и выполнять боевые задачи по противовоздушной обороне войск на марше, в наступлении, в обороне, находясь в их боевых порядках.

Кроме прикрытия войск эти подразделения используют для зенитной обороны от ударов воздушного противника на малых высотах аэродромов базирования своей авиации, складов боеприпасов и горючего, мостов через реки, железнодорожных станций, пунктов управления и других объектов.

Командир зенитного подразделения, получив задачу на противовоздушную оборону объекта, производит рекогнос-

цировку местности и выбор огневой позиции. По прибытии в район обороняемого объекта уточняет задачи, расположение, степень его уязвимости, изучает местность, определяет возможные и наиболее вероятные пути скрытного подхода авиации для нанесения удара по объекту и после этого намечает боевой порядок своего подразделения.

Выбор запасных позиций производится таким образом, чтобы переход подразделений на эти позиции не снижал их огневых возможностей на наиболее вероятных направлениях действий авиации по объекту.

7. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

7.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМ И ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ

7.1.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ, СТРУКТУРА И КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Определение системы

Для решения поставленных боевых задач частями, подразделениями родов войск ПВО на соответствующих уровнях управления создаются и организуются системы управления. В общем случае военные системы управления отражают организационно-штатную структуру войск.

Система управления в широком смысле есть упорядоченная совокупность взаимосвязанных и взаимодействующих подсистем (элементов), закономерно образующих единое целое с задачей достижения в процессе функционирования заданного результата.

Любая система управления состоит из подсистем, являясь в свою очередь подсистемой, охватывающей ее системы более высокого уровня.

Подсистема — это выделенная по определенным признакам (свойствам, функциям) часть системы управления и выполняющая одну или несколько функций, присущих данной системе.

Так, например, в системе управления, создаваемой в части ЗРВ, может быть выделено несколько подсистем, выполняющих различные функции: подсистема разведки, подсистема связи, подсистема обеспечения ракетами и др. При рассмотрении на другом, более низком уровне

управления подсистема может рассматриваться как самостоятельная система, решающая строго определенную задачу.

Элемент системы может и не обладать относительной самостоятельностью (как, например, подсистема), но он выполняет одну из функций системы самостоятельно или в совокупности с другими неоднородными ему элементами данной системы управления.

Система управления с точки зрения ее функционирования состоит из управляющей подсистемы (управляющего органа) и управляемой подсистемы (управляемого объекта или объектов). Управляющий орган в системе должен быть один, а управляемых объектов может быть, как правило, несколько.

Общая схема системы управления показана на рис. 7.1.

Управляющий орган — это та часть системы управления, где осуществляется сбор, переработка, обобщение информации о внутреннем состоянии системы в целом и о состоянии внешней среды и на этой основе выработка управляющих воздействий (команд, распоряжений), передаваемых в управляемую подсистему.

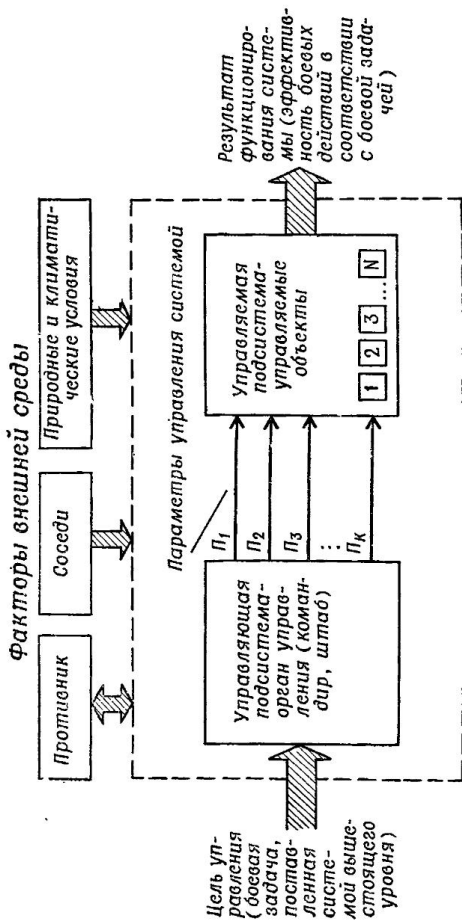
Управляемая подсистема — это та часть системы управления, где практически реализуются управляющие воздействия для достижения основной цели, поставленной перед системой в целом.

Применительно к частям родов войск ПВО (ЗРВ, ИА, РТВ) управляющим органом является управление (заместители, штаб, службы) части во главе с командиром, а управляемыми объектами — подчиненные штатные и приданные подразделения во главе со своими командирами.

Для размещения управляющих органов организуются и оборудуются командные пункты, откуда командиры частей родов войск ПВО осуществляют управление боевой деятельностью войск.

Общие признаки систем управления. Системам управления присущ ряд признаков, которые являются общими для всех разновидностей и уровней систем любой природы и сложности.

Таковыми, наиболее существенными признаками являются: целевая установка, т. е. предназначение системы для решения одной задачи или комплекса определенных задач; организованность системы, т. е. наличие определенной структуры; сложность; наличие акта управления (процесса управления); динамичность; наличие управляющих параметров, присущих данной системе; наличие усилительных свойств системы.



Р и с. 7.1. Общая схема системы управления

Отличия систем управления войск ПВО. Системы управления, применяемые в войсках ПВО, в сравнении с другими системами военного назначения имеют ряд характерных особенностей:

большое количество многофункциональных управляемых объектов (или совокупности управляемых подсистем) различной природы и сложности и широкого предназначения, что порождает в свою очередь интенсивные потоки информации, разнообразной и неоднородной по составу и способам кодирования;

высокое быстродействие таких систем, что вытекает из требования поддержания систем в постоянной боевой готовности к отражению массированных, внезапных и кратковременных ударов воздушного противника;

широкий диапазон изменения состояний системы при сохранении данной структуры и высокая динамичность изменения этих состояний;

функционирование систем осуществляется в реальном масштабе времени и в больших пространственных масштабах;

системы управления ПВО относятся к категории систем с переменной структурой;

в системах управления ПВО, как правило, реализуется одновременное решение комплекса боевых задач в определенном пространственном объеме (наведение истребителей-перехватчиков, стрельба ЗРК, стрельба ЗА и т. д.) с использованием средств автоматизации этих систем.

Виды связей в системе управления. В каждой нормально функционирующей системе управления между ее управляющим органом и управляемыми объектами происходит вещественный, энергетический и информационный обмен. В соответствии с этим в системе реально существуют следующие виды связей: вещественные (обмен веществом); энергетические (обмен энергией); информационные (обмен информацией).

В системах управления войск ПВО широко применяются все виды связей, как правило, в их совокупности, но значительно больший объем занимают информационные связи. Приоритет того или иного вида связей в системе определяется ее предназначением и масштабом решаемых ею задач, т. е. уровнем системы.

Структура системы

Структура системы есть устойчивый порядок внутренних связей между ее подсистемами (элементами), определяющий функциональное ее назначение и взаимодействие с

внешней средой. Структура — это материальный остов системы, ее основа, в рамках которой протекают процессы управления.

Внутренней основой, на которой строится функционирование системы, является ее структура, отражающая ее организационную форму.

В сущности система управления является организационной формой, которая объединяет принципы, технические средства, приемы и способы управления и людей, принимающих решения в масштабе данной системы и в соответствии с общей целью, стоящей перед системой.

Структура систем управления войск ПВО определяется их предназначением, характером и масштабом решаемых задач, факторами внешней среды и т. п.

Структура систем управления войсками (СУВ) отражает организационно-штатную структуру войск (частей и подразделений родов войск), а структура систем управления боевыми средствами (СУБС) — структуру и особенности построения систем вооружения.

Характерными особенностями, влияющими на структуру систем управления, являются: общее количество однотипных или разнотипных подсистем (элементов); качественные характеристики каждой подсистемы с точки зрения выполняемых функций; взаимодействие между элементами (подсистемами) в процессе функционирования; обособленность отдельных подсистем или групп элементов и их влияние на общую эффективность системы; пространственное взаимное расположение подсистем (элементов) данной системы управления с учетом их внутренних и внешних связей.

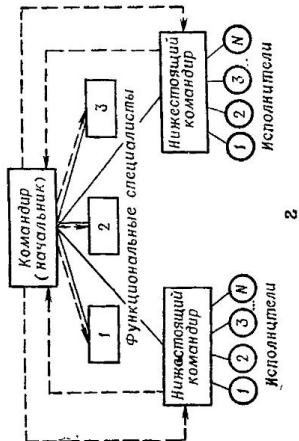
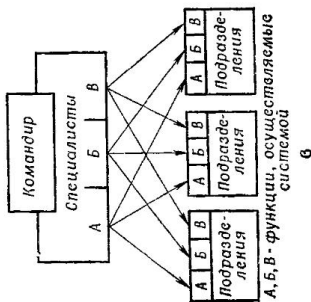
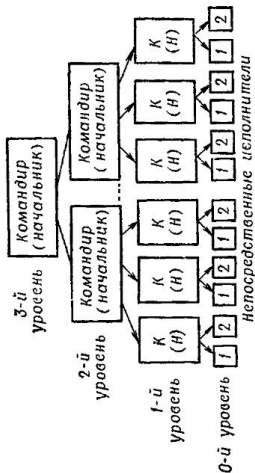
К типовым структурам управляющих органов систем управления относятся: патриархальная; линейная; функциональная; линейно-штабная (линейно-функциональная), комитетская.

Структура управляющих органов систем управления показана на рис. 7.2.

В системах управления войск ПВО, как и в большинстве систем управления военного назначения, важное место занимает линейно-штабная структура управляющих органов. Она представляет собой сочетание элементов линейной и функциональной структур, при котором все управление осуществляется параллельно линейным (командир, начальник) и штабным аппаратом (штаб, функциональные службы).

При данной структуре обеспечивается: претворение в жизнь принципа единоначалия; управление сложными сис-

Р и с. 7.2. Типовые структуры управляющего органа системы: а — патриархальная; б — линейная; в — функциональная; г — линейно-штабная с централизованным руководством



темами (элементами) различной природы (неоднородных по своим функциям) с большим количеством задач при использовании специалистов (групп специалистов) штабного аппарата; достаточно высокая эффективность управления на любом уровне командной инстанции.

Существует две разновидности линейно-штабной структуры:

линейно-штабная с централизованным руководством, при которой отдача всех команд и распоряжений по любым каналам связи управляемым объектам производится только через линейных руководителей, а функциональные специалисты управляющего органа являются только помощниками (экспертами) линейного руководителя по соответствующей функции управления;

линейно-штабная структура с ограниченным функционализмом, при которой отдельным функциональным специалистам (группам) предоставлено право отдавать распоряжения управляемым объектам по некоторым функциям управления, минуя линейное руководство.

Последняя разновидность при правильном и рациональном построении управляющего органа системы обеспечивает более высокую эффективность управления в сложных многоуровневых иерархических системах, особенно при требовании высокого быстродействия системы.

Принципы. Принципы создания и функционирования систем управления относятся к категории специфических принципов и не противоречат основным принципам военного искусства.

К таким специфическим принципам управления можно отнести следующие принципы: целевой (принцип цели системы); централизации управления; обратной связи; комплексного решения задач в системе (принцип взаимодействия); адаптации (сочетание централизованного управления с предоставлением права самостоятельности управляемым объектам); вариантности (способность системы изменять или перестраивать свою структуру в процессе функционирования); единого информационного поля (базы); этапности; новых задач (принцип перспективности); необходимого разнообразия как управляющего органа, так и управляемых объектов системы при решении задач управления; функционального сопряжения данной системы управления с другими системами одного или различных уровней; эффективности.

Классификация систем управления

Системы управления, в том числе и применяемые в войсках ПВО, можно классифицировать по различным, наиболее характерным признакам, которые в большей степени влияют на реализацию боевых возможностей войск с использованием данной системы. Естественно, что любая классификация в некотором смысле носит условный характер.

Системы управления подразделяются:

по характеру объекта управления — на системы управления боевыми средствами (СУБС) и на системы управления войсками (СУВ);

по взаимодействию с внешней средой — на открытые и закрытые системы управления;

по масштабам и характеру выполняемых задач — на одноцелевые и многоцелевые системы управления;

по особенностям протекания процессов управления в системах — на вероятностные и детерминированные;

по степени автоматизации процесса управления — на неавтоматизированные, автоматизированные и автоматические системы управления;

по характеру переработки и использования информации на выходе системы — на информационные, информационно-управляющие и комбинированные;

по мобильности — на стационарные и подвижные системы управления.

Система управления боевыми средствами — это такая система, в которой совокупность подсистем (элементов) обеспечивает непосредственное управление средствами поражения при воздействии их по объектам противника с задачей вывода из строя или полного уничтожения этих объектов.

СУБС характерны для таких тактико-огневых подразделений, как дивизион ЗУР, батарея ЗУР зенитных ракетных войск ПВО. Классическим примером СУБС является создаваемая система управления в зенитной ракетной батарее, на вооружении которой находится зенитный ракетный комплекс или зенитный комплекс ствольной артиллерии. Аналогичные СУБС создаются и для наведения истребителей-перехватчиков (И-П) на воздушные цели. СУБС органически входят в системы управления войсками и являются их подсистемами или элементами. При рассмотрении по уровню иерархии СУБС занимают самое нижнее звено управления.

Система управления войсками — это такая система, в которой все входящие в нее подсистемы и элементы, объ-

единенные единым замыслом, выполняют боевые задачи при координации действий из единого центра (управляющего органа) в интересах общей боевой задачи с максимальной эффективностью применения войск и оружия.

В зависимости от масштабов решаемых боевых задач, организационно-штатной структуры войск ПВО и уровня командной инстанции СУВ имеют определенную иерархическую структуру. Самым низшим звеном в этой структуре СУВ является система, создаваемая в масштабе части рода войск ПВО для управления в бою подчиненными подразделениями.

СУВ и СУБС относятся к открытым, вероятностным, одноцелевым и комплексным. Они также могут быть подвижными и стационарными. СУБС могут быть автоматическими или автоматизированными, а СУВ, как правило, автоматизированными.

7.1.2. ПРОЦЕСС УПРАВЛЕНИЯ И ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКА

Наличие процесса управления в системе является ее главным свойством и основным условием ее существования. Процесс управления — это непрерывный организационно-технический процесс, осуществляемый с помощью различных методов и технических средств для достижения определенных результатов в ходе функционирования системы при данном внутреннем ее состоянии и условиях внешней среды.

Процесс управления в системе представляет собой закономерную, последовательную и непрерывную смену состояний системы по времени, т. е. переход ее из одного состояния в другое в соответствии с целью и программой системы.

Всякое управление в любой динамической системе представляет собой процесс переработки информации о состоянии и условиях функционирования объектов в сигналы (команды), обеспечивающие либо сохранение состояния объектов, либо приведение их в состояние в соответствии с заданной целью и программой системы.

В системах управления, применяемых в войсках ПВО, наряду с вещественным и энергетическим обменом преобладает информационный обмен на всех уровнях управления, что определяется спецификой подготовки и ведения боевых действий подразделениями, частями родов войск ПВО. Поэтому в таких системах процесс управления мо-

жет быть охарактеризован как информационный процесс, в котором сбор, обработка, хранение и передача информации занимают исключительно важное место.

Управление в созданной системе управления может состоять: в изменении структуры системы; в изменении режима работы элементов, подсистем и системы в целом; в перераспределении функций между элементами, подсистемами внутри самой системы; в использовании резервных возможностей системы.

Сущность управления в рамках СУВ заключается в непрерывном сборе, переработке и анализе информации об обстановке в управляющем органе системы (внутреннее состояние всей системы и факторы внешней среды) и в выработке управляющих воздействий (сигналов, команд, распоряжений) для управляемой подсистемы с целью достижения максимальной эффективности боевых действий войск при данных условиях обстановки в соответствии с полученной боевой задачей от вышестоящей командной инстанции.

В СУВ процесс управления может быть разделен на несколько фаз (этапов), на каждой из которых решается определенная частная задача управления:

сбор, обработка и обобщение информации о внутреннем состоянии системы управления и факторах внешней среды (воздушный, наземный и морской противник; природные, климатические и метеорологические условия и др.);

получение и уяснение боевой задачи от управляющего органа вышестоящей командной инстанции;

оценка обстановки, т. е. анализ и синтез обобщенной информации и подготовка данных для принятия решения в управляющем органе системы управления;

принятие решения на применение оружия и боевые действия войск в соответствии с общим замыслом на боевые действия вышестоящего командира (определение и формулирование конкретных боевых задач каждому управляемому объекту и подсистемам данной системы управления);

постановка боевых задач всем элементам и подсистемам в соответствии с принятым решением;

осуществление контроля за выполнением поставленных задач и при необходимости корректировка и уточнение ранее принятого решения;

доклад в управляющий орган вышестоящей системы управления о результатах боевых действий.

Типовая схема процесса управления в СУВ показана на рис. 7.3.

Порядок и последовательность решения этих задач характерны для любой системы управления войсками, в том числе и для СУВ войск ПВО.

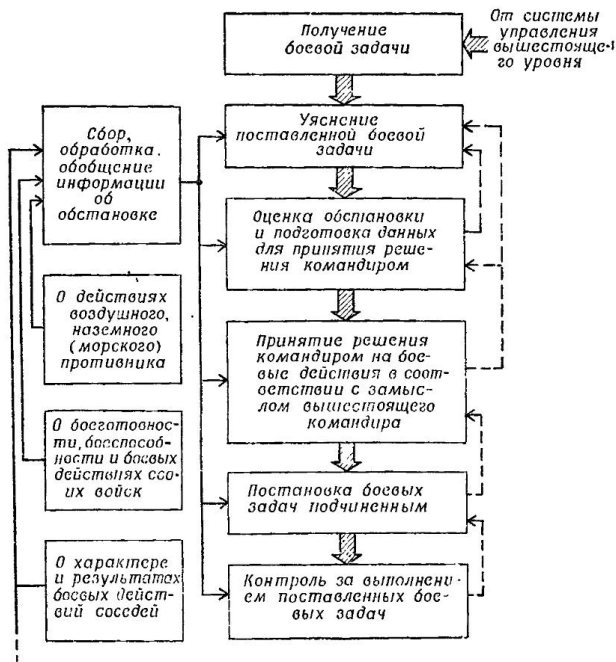


Рис. 7.3. Типовая схема процесса управления, осуществляемого в системах управления войсками

Цикл управления. Процесс управления в системах управления с замкнутым технологическим циклом всегда носит циклический характер, а потому весь ход процесса во временном масштабе может быть охарактеризован циклом управления.

Цикл управления — это промежуток времени, в течение которого осуществляется последовательное выполнение задач управления от момента получения боевой за-

дачи в управляющем органе до полного ее выполнения в рамках данной системы управления.

В общем случае он состоит из следующих составляющих:

$$T_{\text{ц}} = t_{\text{уясн. зад}} + t_{\text{обр}} + t_{\text{оц. обст}} + t_{\text{пр. реш}} + T_{\text{ц.БС}} + t_{\text{оц}}, \quad (7.1)$$

где $T_{\text{ц}}$ — продолжительность цикла управления;

$t_{\text{уясн. зад}}$ — время, в течение которого осуществляется получение боевой задачи от вышестоящего командира и ее уяснение в управляющем органе системы;

$t_{\text{обр}}$ — время, в течение которого производится сбор, обработка и обобщение информации об обстановке от различных источников, необходимой для выполнения данной боевой задачи;

$t_{\text{оц. обст}}$ — время, необходимое командиру (боевому расчету, штабу) для оценки обстановки и подготовки данных для принятия решения;

$t_{\text{пр. реш}}$ — время, затрачиваемое командиром на принятие решения (плана действий) с формулировкой конкретных боевых задач войскам (частям, подразделениям), входящим в данную систему управления;

$T_{\text{ц.БС}}$ — продолжительность цикла воздействия боевых средств определенного типа при выполнении ими боевых задач;

$t_{\text{оц}}$ — время, в течение которого командир (боевой расчет) осуществляет оценку результатов воздействия боевых средств по противнику при выполнении ими полученной боевой задачи.

Обычно совокупность составляющих цикла управления без времени цикла воздействия боевых средств $T_{\text{ц.БС}}$ называют работным временем управляющего органа системы.

Информация, используемая в системах управления любого предназначения, должна обладать двумя основными свойствами: она должна быть предназначена для решения определенного круга задач, характерных для системы управления данного типа; она должна иметь определенные источники и соответствующие потребители с единой системой кодирования.

Под информацией следует понимать совокупность сведений (данных), необходимых для формирования цели и программы системы, для характеристики состояний управляемых объектов и внешней среды.

Информация является фактическим посетителем всех преобразований, осуществляемых в системе, и без нее процесс управления невозможен.

Классификация информации, используемой в СУВ и СУБС войск ПВО, может быть произведена по совокупности различных признаков в зависимости от особенностей получения, обработки и назначения информации.

Наиболее существенными признаками, по которым можно классифицировать информацию, являются следующие (рис. 7.4): характер изменения; источники получения; назначение и порядок использования; представление (отображение) информации; состав; качество; ценность; состояние управляемых объектов системы; степень срочности; характер использования информации и другие.

Информационное обеспечение СУВ и СУБС — это совокупность мероприятий, направленных на добывание и обобщение информации об обстановке от разнообразных источников ее получения данной системы и других систем и доведение ее до потребителей.

Источниками информации в системе управления могут быть: радиолокационные средства всех видов и предназначения, данные визуального наблюдения, размещаемые на всех элементах системы, данные воздушной разведки других систем и т. д. Основными источниками информации об обстановке являются радиолокационные средства разведки, которые обладают высокими информационными возможностями по просмотру воздушного пространства в минимально короткие сроки и выдаче информации в систему. Поэтому получение информации от радиолокационных средств разведки всех типов называется радиолокационным обеспечением системы управления.

Основные требования, предъявляемые к информации, циркулирующей в системах управления ПВО: своевременность и непрерывность поступления, обновление с установленной дискретностью, обеспечение высокой точности съема и передачи информации, полнота данных по составу, простота кодирования, возможность обработки различными способами и средствами данной системы и других систем, небольшое время запаздывания и другие.

Степень удовлетворения информации указанным требованиям определяет ее качество в целом и оказывает решающее влияние на эффективность управления войсками (боевыми средствами) в данной системе.

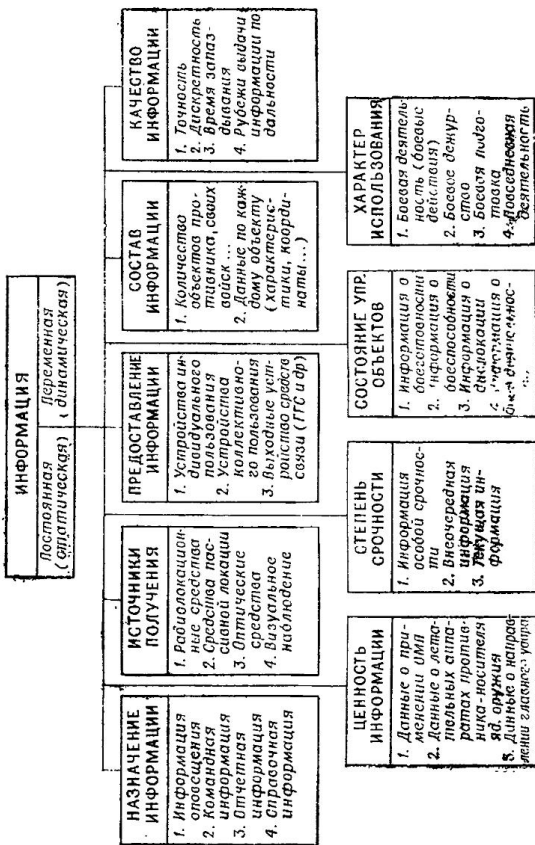


Рис. 7.4. Классификация информации, используемой в системах управления войск ПВО

7.2. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

7.2.1. ЭЛЕМЕНТЫ АСУ

Автоматизированная система управления войсками (или боевыми средствами) — это человеко-машинная система, обеспечивающая автоматизированный сбор, обработку и отображение информации, необходимой для оптимизации управления войсками (боевыми средствами) в целях наиболее эффективного их применения.

В состав АСУ могут входить следующие ее элементы:

источники информации (радиолокационные средства разведки; аппаратура сопряжения с ними; аппаратура сопряжения с другими АСУ для обмена информацией и др.);

комплекс средств автоматизации (КСА) системы, размещенный на позиции командного пункта (управляющего органа);

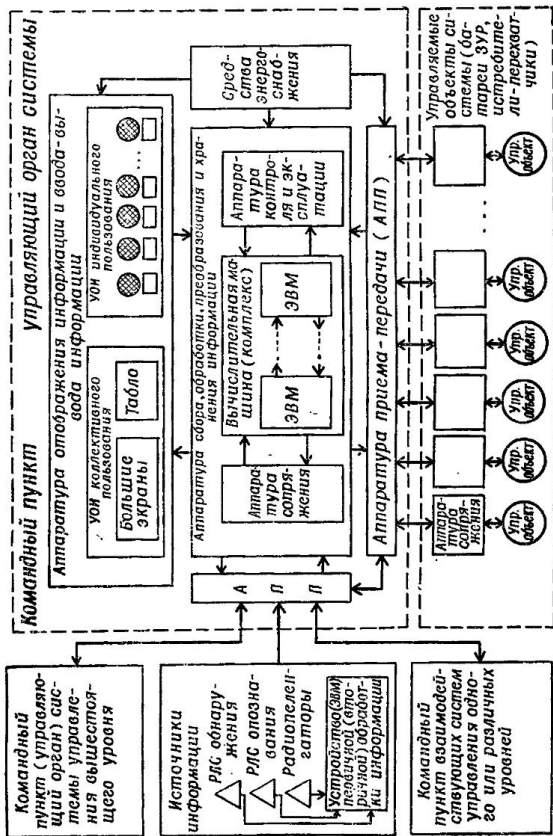
аппаратура сопряжения с управляемыми объектами.

Структурная схема АСУ показана на рис. 7.5.

К источникам информации в АСУ относятся разнообразные средства, но основную роль играют радиолокационные станции (РЛС) различного назначения, размещаемые на всех командных пунктах, входящих в систему, и передающие информацию об обстановке на соответствующие командные пункты данной системы или на командные пункты другой соседней АСУ. Кроме того, информация на КП системы (управляющий орган) может поступать от вышестоящего и соседних командных пунктов, оснащенных также КСА, по автоматическим каналам связи. Аппаратура сопряжения обеспечивает функциональное сопряжение источников со всеми элементами системы и с другими АСУ.

Комплекс средств автоматизации представляет собой совокупность технических средств, обеспечивающих сбор, обработку, отображение и выработку рекомендаций боевому расчету КП в соответствии с заложенным алгоритмом управления и доведение боевых задач до управляемых объектов (войск) в масштабе данной системы.

В состав КСА входят: электронная вычислительная машина (ЭВМ) или вычислительный комплекс (ВК), состоящий из двух и более ЭВМ; аппаратура отображения информации; аппаратура приема — передачи (АПП); средства энергоснабжения. Основная часть КСА размещается на КП системы, отдельные его элементы могут размещаться на нижестоящих КП данной системы.



Р и с. 7.5. Структурная схема автоматизированной системы управления

Аппаратура отображения информации и ввода — вывода данных предназначена для наглядного представления информации боевому расчету на командном пункте при решении задач управления войсками (боевыми средствами). Основу аппаратуры составляют устройства отображения информации (УОИ) и устройства (пульта), обеспечивающие ввод команд управления в ЭВМ (ВК) с рабочих мест операторов (номеров боевого расчета).

Аппаратура приема — передачи (АПП) данных служит для автоматической передачи и приема информации как внутри системы между ее элементами, так и для обмена информацией между другими системами, с которыми данная АСУ сопряжена функционально. Для обмена информацией между элементами системы применяются разнообразные средства связи.

Средства энергоснабжения служат для обеспечения электропитания всего комплекса средств автоматизации управляющего органа системы.

Аппаратура сопряжения с управляемыми объектами предназначена для обеспечения функционального сопряжения с аппаратурой автоматизации управляемых объектов. Эта аппаратура размещается, как правило, на позициях данных объектов.

Электронная вычислительная машина как основная часть комплекса средств автоматизации системы управления представляет электронное устройство (совокупность устройств), предназначенное для автоматизации процесса обработки информации и производства вычислений по определенному алгоритму. С использованием ЭВМ аппаратура КСА может вырабатывать некоторые рекомендации в пределах заданных условий по боевому применению боевых средств (войск), управляемых с КП системы.

Все существующие ЭВМ можно классифицировать по следующим основным признакам: по методу решения задач; по форме обработки представляемой информации; по вычислительной мощности; по степени универсальности обработки информации; по элементной базе и структуре ЭВМ.

По методу решения задач различают ЭВМ с аналоговым методом решения, программно-управляемым и комбинированным.

В основу аналогового метода положена теория математического моделирования, опирающаяся на подобие математических описаний объекта и его модели.

Программно-управляемый метод решения основан на использовании численных методов математического анали-

за и состоит в том, что определенной математической зависимости соответствует определенная последовательность выполнения простейших арифметических операций — алгоритм вычислений, осуществляемый в результате изменяющейся в ходе решения взаимной связи отдельных устройств и блоков.

При комбинированном методе решения задач используются оба эти метода в определенном сочетании.

По форме обработки представляемой информации ЭВМ подразделяют на три типа: машины непрерывного действия — аналоговые вычислительные машины (АВМ), которые обрабатывают данные, представленные в аналоговой (непрерывной) форме; машины дискретного действия — цифровые вычислительные машины (ЦВМ), которые обрабатывают данные, представляемые в цифровой (дискретной) форме; гибридные вычислительные машины, которые обрабатывают информацию частично в дискретной и частично в непрерывной форме.

В СУБС и СУВ наибольшее применение получили ЦВМ. Структурная схема ЦВМ показана на рис. 7.6.

По вычислительной мощности ЦВМ условно разделяют на большие, средние и малые.

Большие ЦВМ обладают высоким быстродействием (от нескольких сотен тысяч до нескольких миллионов операций в секунду) и большим объемом запоминающих устройств (ОЗУ — до миллиона и ВЗУ — до нескольких миллионов байт). Они также имеют возможность работы в режиме мультипрограммирования и (или) режиме разделения времени при обслуживании сразу нескольких потребителей. Существуют сверхмощные ЦВМ, имеющие быстродействие порядка десятков миллионов и даже сотен миллионов операций в секунду («Иллиак-IV» — США).

ЦВМ средней мощности обладают быстродействием порядка нескольких десятков тысяч в секунду и объемом запоминающих устройств — десятком тысяч, а ВЗУ — миллионы байт. ЦВМ данного класса имеют наибольшее применение в СУВ и СУБС.

ЦВМ малой мощности имеют быстродействие сотни и тысячи операций в секунду и объем ОЗУ — несколько десятков тысяч байт. Малые ЦВМ работают по одной программе и обслуживают одного потребителя. ЦВМ данного типа имеют применение в СУБС.

По степени универсальности обработки информации все ЦВМ подразделяются на универсальные и специализированные.

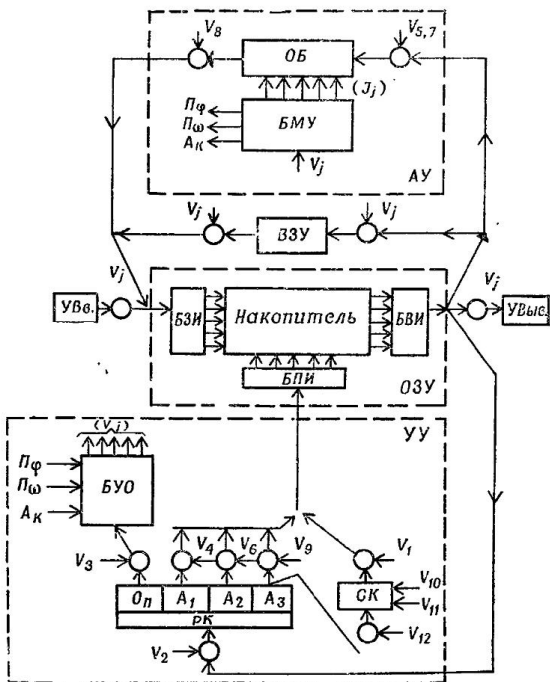


Рис. 7.6. Упрощенная структурно-функциональная схема ЦВМ:
 АУ — арифметическое устройство; ОЗУ — оперативное запоминающее устройство; УУ — устройство управления

Блоки: ОБ — операционный блок; БМУ — блок местного управления; ВЗУ — внешнее запоминающее устройство; УВв. — устройство ввода; УВыв. — устройство вывода; БЗИ (БВИ) — блок записи (воспроизведения) информации; БПИ — блок поиска информации; БУО — блок управления операциями; РК — регистр команд; СК — счетчик команд.

Сигналы: V_j — управляющие импульсы; I_j — сигналы управления в ОБ; P_φ — сигнал переполнения; P_ω — сигнал условного перехода; A_k — сигнал окончания операции; $V_{1, 2, 3, \dots}$ — сигналы выполнения трехадресной команды с прямой адресацией

Универсальные ЦВМ — машины общего назначения, которые предназначены для решения широкого круга задач и имеют разветвленную систему операций, иерархическую

структуру запоминающих устройств и развитую систему ввода-вывода информации.

Специализированные ЦВМ предназначены для решения одной задачи или сравнительно узкого круга задач. Специализация ЦВМ определяет жестко ее структуру и позволяет учитывать особенности решения задач данного типа. Это резко повышает эффективность использования ЦВМ (упрощение конструкции, уменьшение времени решения задач, повышение быстродействия и точности, улучшение сервисных характеристик, т. е. простота общения человека с машиной, отображение и представление информации, снижение стоимости ЦВМ, упрощение математического обеспечения и входных (выходных) устройств ЦВМ и т. д.).

Специализированные ЦВМ по особенностям применения часто подразделяют на управляющие и моделирующие. В СУВ и СУБС используются управляющие специализированные ЦВМ. Они, как правило, работают в реальном масштабе времени в замкнутом контуре с объектом (объектами) управления (управление наведением истребителей-перехватчиков, управление огнем батарей ЗУР, управление источниками радиолокационной информации и т. д.).

По структуре и элементной базе ЭВМ условно подразделяются на несколько поколений: первое — ламповые машины с быстродействием порядка десятков тысяч операций в секунду; второе — транзисторные машины или машины на твердых схемах с быстродействием порядка сотен тысяч операций в секунду; третье — машины на интегральных схемах (ИС) и вычислительные комплексы с быстродействием порядка миллионов операций в секунду; четвертое — многопроцессорные машины на больших интегральных схемах (БИС) с быстродействием порядка десятков миллионов операций в секунду и более.

Аппаратура отображения информации в АСУ включает: устройства отображения информации (УОИ), устройства (пульты) для ввода или вывода информации операторами в ВК или ЭВМ, аппаратуру сопряжения УОИ с другими элементами системы.

Устройства отображения информации являются основными элементами аппаратуры отображения. Они устанавливаются на командных пунктах ПВО любой командной инстанции.

Устройства (пульты) для ввода — вывода данных в ЭВМ (ВК) обеспечивают ввод (вывод) информации для отображения на соответствующих устройствах (индикаторах).

Аппаратура сопряжения УОИ с другими элементами системы обеспечивает нормальное функционирование в боевом режиме всей аппаратуры отображения информации.

Все УОИ АСУ по конструктивному оформлению и технической реализации подразделяются на три основных типа: проекционные, панельные и индикаторные УОИ на электронно-лучевых трубках.

Проекционные УОИ предназначены для получения изображения увеличенных размеров. Они работают по принципу проецирования его на экран для общего обозрения. В состав такого УОИ входят входной блок, генератор знаков, блок записи, проекционное устройство и экран.

Панельные УОИ предназначены для отображения информации на матричном экране определенных размеров с использованием электролюминесцентных, оптико-механических или газонаполненных элементов. Панельные УОИ применяются как для коллективного, так и для индивидуального пользования.

Индикаторные УОИ на электронно-лучевых трубках (ЭЛТ) предназначены для отображения более детальной обстановки при получении информации непосредственно от источников (радиолокационные средства разведки и другие), а также при получении информации по каналам связи внутри данной системы управления или от других АСУ.

По применению и особенностям отображения информации на экранах все УОИ подразделяются: по назначению, по типу отображаемой информации и по способам формирования знаков на экранах УОИ.

Классификация УОИ показана на рис. 7.7.

По назначению УОИ подразделяются на устройства коллективного и индивидуального пользования.

УОИ коллективного пользования предназначены для воспроизведения информационной модели общей воздушной (наземной) обстановки в пределах определенного района боевых действий, состояния боевой готовности своих войск и т. д. На основе такой модели осуществляется качественная оценка обстановки и подготовка данных для принятия решения командиром.

К УОИ коллективного пользования относятся большие экраны и электронные табло, которые устанавливаются для представления информации всему боевому расчету.

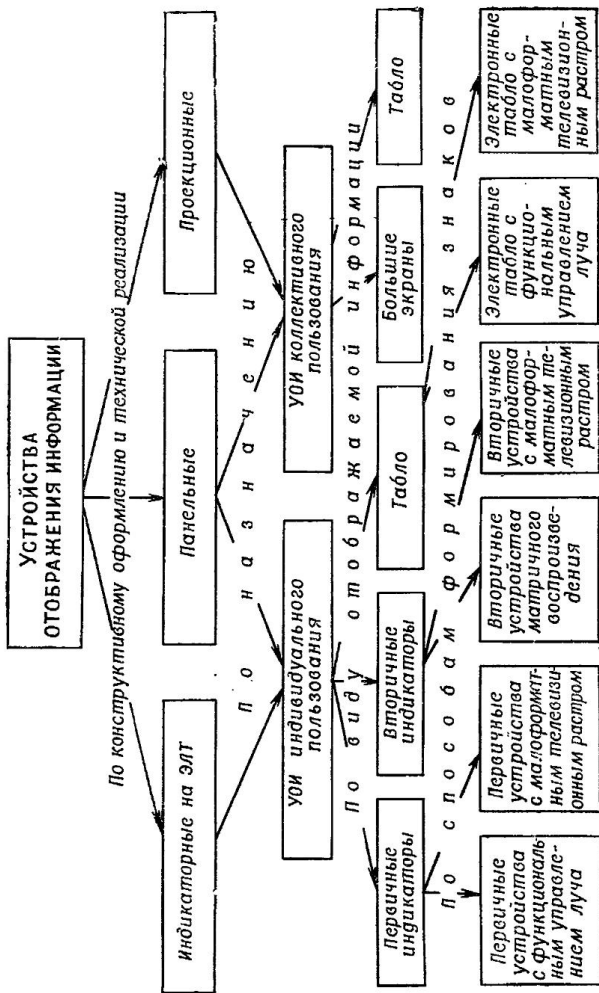


Рис. 7.7. Классификация устройств отображения информации в АСУВ

На больших экранах отображается динамическая и статическая информация об общей обстановке, о характере и направлениях действий воздушного противника, о дислокации своих войск, рельеф местности, географические ориентиры и т. д. Вся информация отображается в определенном масштабе. Размеры экранов могут составлять несколько метров.

Электронные табло предназначены для отображения информации о боевом состоянии войск, их боевых возможностях, о ходе боевых действий в данный момент времени, о результатах боевых действий и т. д. Табло служат как бы дополнением к большим экранам и на них отображается информация с определенной степенью детализации по отдельным вопросам.

УОИ индивидуального пользования предназначены для более детального и полного отображения информации в определенном районе при получении ее от первичных (радиолокационные средства разведки) и вторичных (АСУ) источников информации. К УОИ индивидуального пользования относятся первичные и вторичные индикаторы и табло, на которых избирательно отображается информация, предназначенная для определенных лиц боевого расчета. При этом на первичных индикаторах отображается информация, получаемая непосредственно от радиолокационных станций системы, а на вторичных индикаторах — от средств обработки информации АСУ в преобразованном виде. В отдельных случаях могут устанавливаться индикаторы, на которых одновременно отображается как первичная, так и вторичная информация, поступающая от нескольких источников (совмещенная информация).

Отображение информации на экранах индикаторов УОИ формируется из элементов двух видов: знаковых групп из цифр, букв и типовых (специальных) условных обозначений; линий нестандартной протяженности (изображение конфигурации районов расположения войск, местности, конкретной дислокации войск, характерных рубежей и зон и т. д.).

Знаковая индикация предполагает создание определенных систем символов в виде различных геометрических фигур; цифр и букв.

Совокупность этих символов, сведенных в определенные группы, характеризующие состояние и изменение состояния того или иного объекта (или нескольких объектов) называется формуляром. В виде формуляров могут отображаться на экранах УОИ данные о воздушных целях, данные о своих истребителях-перехватчиках, данные о состоя-

нии и боевых действиях батарей (дивизионов) ЗУР или ЗА и т. д.

Местоположение формуляра на экране УОИ строго определено и характеризует местоположение объектов (своих и противника) и их состояние.

Так, в АСУ «Сейдж» (США) формуляр цели состоит из 9 знаков (три строки по три знака в каждой). В других АСУ изображение осуществляется только в символьной форме (АСУ «Миссайл-Монитор» — США).

Для отображения информации в символьной форме чаще всего используются геометрические фигуры простой и сложной конфигурации.

Наибольшей легкостью и точностью опознавания обладают треугольник, ромб, прямоугольник, круг и квадрат.

Кроме того, могут использоваться типовые и специальные символы, имеющие мнемоническое и ассоциативное значение (самолет-бомбардировщик или истребитель, КП, ЗРК и другие).

Требования к УОИ определяются факторами трех основных групп: технические факторы, характеризующие систему отображения, устройства и методы отображения; информационные факторы, отражающие характер и особенности перерабатываемой информации; психофизиологические факторы, учитывающие возможности человека-оператора при работе на устройствах отображения информации.

Первые две группы факторов характеризуют систему отображения в целом с технической точки зрения, а третья группа — оператора или коллектив операторов (боевой расчет).

Основными требованиями, предъявляемыми к УОИ, являются: своевременность отображения и представления информации боевому расчету системы управления с темпом, равным или меньшим, чем темп ведения боевых действий; наглядность; полнота; точность; контрастность и яркость отображения.

Для оценки качества работы УОИ могут использоваться следующие показатели: информационная емкость; информативность или удельная информационная емкость; скорость отображения информации; разрешающая способность; эксплуатационная надежность и достоверность.

Информационная емкость УОИ характеризует то максимальное количество, которое может быть отображено на экране. Информационная емкость УОИ зависит от количества знакомест на экране индикатора и от коли-

чества знаков в алфавите генератора знаков. Чем больше количество знакомест и чем больше алфавит генератора знаков, тем выше информационные возможности экрана индикатора УОИ.

Информативность или удельная информационная емкость индикатора — это количество информации, приходящейся на одно знакоместо. Информативность определяется только алфавитом генератора знаков.

Скорость отображения информации характеризуется количеством информации, отображаемой на экране индикатора в единицу времени. Естественно, что проектируемая скорость отображения информации не должна превышать психофизиологические возможности оператора по ее считыванию.

Время полного обновления информации $T_{п.о}$ — это промежуток времени, в течение которого осуществляется заполнение всех знакомест на экране индикатора УОИ. Оно зависит от метода формирования знаков и способа заполнения знакомест. При последовательном и при параллельном заполнении знакомест соответственно

$$\left. \begin{aligned} T_{п.о} &= N_{зн} T_{зн}; \\ T_{п.о} &= \frac{N_{зн}}{m} T_{зн}; \end{aligned} \right\} \quad (7.2)$$

где $N_{зн}$ — число знакомест на экране индикатора;
 $T_{зн}$ — время записи одного знака;
 m — число одновременно заполняемых знакомест.

В общем случае предельная скорость отображения информации прямо пропорциональна информативности индикатора и обратно пропорциональна времени формирования знака в системе отображения.

Достоверность отображения информации характеризует степень соответствия воспринимаемых знаков знакам, подлежащим фактическому отображению.

Количественно достоверность отображения информации может быть оценена вероятностью правильного восприятия информации знака $P_{пр}$ или вероятностью ложного считывания знака $P_{л}$.

С определенной степенью приближения достоверность отображения информации может выражаться средним зна-

числом вероятности правильного или ложного считывания:

$$\left. \begin{aligned} P_{\text{пр}} &= \frac{1}{K_{\text{зн}}} \sum_{i=1}^{K_{\text{зн}}} p_{\text{пр}}(x_i); \\ P_{\text{л}} &= \frac{1}{K_{\text{зн}}} \sum_{i=1}^{K_{\text{зн}}} p_{\text{л}}(x_i), \end{aligned} \right\} (7.3)$$

где $p_{\text{пр}}(x_i)$, $p_{\text{л}}(x_i)$ — вероятности правильного и ложного считывания знака x_i .

В общем случае вероятности правильного (ложного) считывания различных знаков неодинаковы и зависят от формы знаков, методов их формирования.

Разрешающая способность УОИ — один из основных показателей эффективности их работы. Она рассматривается в совокупности с физиологическими возможностями человека-оператора. Как правило, разрешающая способность УОИ устанавливается исходя из разрешающей способности нормального зрения человека и определяется размерами знаков (линейными или угловыми) и их расстоянием до глаза наблюдателя:

$$S_{\text{зн}} = 2r_{\text{зн}} \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}. \quad (7.4)$$

где $S_{\text{зн}}$ — линейный размер знака;
 $r_{\text{зн}}$ — расстояние до знака;
 α — угловой размер знака.

Оптимальная величина знака, обеспечивающая наиболее быстрое и точное считывание, равна 40 мин (по высоте). При знаках большего размера время и точность считывания практически не меняются. Наименьшая допустимая величина знака составляет 20 мин.

После определения величины знака по высоте можно определить и другие размеры знака (ширину, толщину контура, расстояние между знаками).

Наиболее предпочтительные соотношения между этими параметрами знака примерно могут быть следующие (светлые знаки на темном фоне): ширина — 3/5 высоты знака; толщина — 12% высоты; расстояние между знаками — 1/2 ширины знака.

Эксплуатационная надежность характеризует степень эксплуатационного совершенства УОИ и оце-

нивается вероятностью безотказной работы в течение определенного срока службы или средним сроком службы.

При определении размеров оперативных залов КП ПВО, где планируется размещение УОИ коллективного пользования (большие экраны, табло), учитывается расстояние между операторами и рассматриваемой поверхностью экранов:

$$r = \frac{Ш}{2 \operatorname{tg} \frac{\varphi}{2}}, \quad (7.5)$$

где r — расстояние до экрана;

$Ш$ — ширина экрана;

φ — угол обзора (в расчетах обычно берется в пределах 50—60°; максимальное значение угла берется не более 90°, при этом φ в вертикальной плоскости берется примерно равным половине угла в горизонтальной плоскости).

Характеристики качества работы АСУ показывают степень совершенства данной системы по эффективному решению задач управления. К таким характеристикам можно отнести следующие: боевая готовность, оперативность, пропускная способность, помехоустойчивость, емкость, живучесть, мобильность, эффективность и другие.

Боевая готовность АСУ оценивается временем перевода аппаратуры автоматизации системы из одной степени готовности в другую, более высокую. С помощью данной характеристики оценивается приспособление системы по времени к решению задач управления в различных условиях боевой обстановки.

Так как АСУВ и АСУБС предназначены для повышения эффективности боевых действий войск и эффективности боевого применения боевых средств, то время перевода АСУ в боевой режим не должно превышать времени перевода боевых средств (ЗРК, И — П, ЗА) в готовность к бою и перехода войск (ЗРВ, ИА, РТВ и т. д.) в более высокие степени готовности.

Оперативность АСУ характеризует ее быстродействие, т. е. возможности системы реагировать на изменения боевой обстановки. Количественно оперативность системы может быть оценена временными затратами боевого расчета системы по решению задач управления (рабочее время). Чем меньше требуется командиру (боевому расчету) времени для качественного решения задач управления, тем система обладает более высокой оператив-

ностью. Это время зависит от степени автоматизации решения задач управления. Оно не должно превышать времени пребывания воздушных целей в зонах поражения (перехвата) огневых средств и в зонах управления огнем (зонах наведения) этих средств.

Качество решения задач управления характеризует возможность АСУ решать поставленные задачи управления с требуемой точностью. Количественно оно может быть оценено величиной ошибок решения конкретных задач или вероятностью правильного решения определенной задачи.

Например, качество обработки радиолокационной информации в АСУ характеризуется средними квадратическими ошибками сопровождения траектории целей, а качество решения задачи целеуказания боевым средствам оценивается вероятностью беспроискового захвата цели станциями наведения боевых средств.

Пропускная способность АСУ характеризует ее информационные возможности и может оцениваться максимальным количеством сопровождаемых и обрабатываемых целей, информация о которых может быть принята, обработана и выдана потребителям (истребителям-перехватчикам, батареям ЗУР и др.) в единицу времени с заданной дискретностью и точностью.

Помехоустойчивость АСУ характеризует способность системы качественно решать задачи управления войсками (боевыми средствами) в условиях помех, так как наличие различных помех усложняет условия работы системы и приводит к снижению ее пропускной способности. Помехоустойчивость системы определяется помехозащищенностью источников радиолокационной информации, средств связи и качеством алгоритмов обработки информации в системе.

Емкость системы характеризует предельные возможности АСУ по решению задач управления. Она может оцениваться различными критериями по отдельным конкретным задачам управления.

Например, емкость АСУ при обработке информации характеризуется максимальным количеством целей, по которым может производиться прием, обработка и передача информации. Емкость АСУ может оцениваться максимальным количеством каналов наведения или числом батарей ЗУР, которым может ставиться задача автоматизированно.

Живучесть АСУ определяется ее способностью решать возложенные на нее задачи управления в условиях огневого воздействия противника при ведении боевых дей-

ствий. Она складывается из боевой устойчивости и эксплуатационной надежности. Живучесть АСУ определяется живучестью наиболее уязвимых элементов системы, например аппаратуры передачи данных или радиолокационных средств разведки.

Боевая устойчивость характеризует способность системы противостоять огневому воздействию противника и оценивается вероятностью бесперебойного функционирования системы при выходе из строя отдельных ее элементов.

Эксплуатационная надежность АСУ оценивается вероятностью безотказной работы системы в течение определенного (заданного) промежутка времени в типовых условиях.

Мобильность системы характеризуется возможностью ее перевозки всеми видами транспорта: автомобильным, железнодорожным и воздушным. Существующие иностранные образцы АСУ смонтированы на автомобильных или самоходных шасси, а также могут располагаться в специальных контейнерах.

Эффективность системы определяется приростом показателя эффективности боевых действий войск (эффективности применения оружия) при применении данной АСУ. В общем случае это определяется выражением

$$\Delta \mathcal{E}_{АСУ} = \frac{\mathcal{E}_{АСУ} - \mathcal{E}^*}{\mathcal{E}_{АСУ}} \cdot 100\%, \quad (7.6)$$

где $\mathcal{E}_{АСУ}$ — показатель эффективности, характеризующий реализацию боевых возможностей войск (оружия) при применении данной АСУ;

\mathcal{E}^* — показатель эффективности, характеризующий реализацию боевых возможностей войск (оружия) при отсутствии данной АСУ.

Используя вышеуказанные характеристики, можно произвести оценку АСУ для любой командной инстанции и предназначения.

7.2.2. УПРАВЛЕНИЕ ОГНЕМ ЗРК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АСУ

Система ПВО отдельных объектов представляет собой совокупность группировок различных родов войск, развернутых в боевые порядки. Состав группировок определяется масштабом решаемых задач, характером действий воздуш-

ного противника, боевыми возможностями систем вооружения и систем управления и обеспечения войск (ЗРК, АРКП, АСУ, РЛС и др.), особенностями организации и осуществления взаимодействия с соседними частями (подразделениями) различных родов войск ПВО.

Система управления огнем ЗРК отражает организационно-штатную структуру зенитных ракетных войск. Управление огнем осуществляется в масштабе создаваемой группировки ЗРК, состоящей из боевых порядков батарей ЗУР, дивизионов ЗУР и артиллерии.

Группировки ЗРК могут быть однотипными (например, только ЗРК «Усовершенствованный Хок» или SAM-D и др.) или смешанными (ЗРК различных типов).

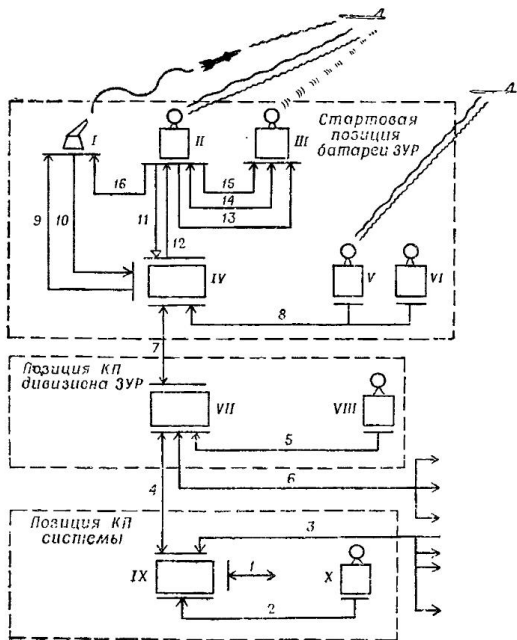
Применяемые АСУ для управления боевыми действиями войск по особенностям боевого использования могут быть одноцелевыми («Миссайл-Мастер», «Миссайл-Монитор», «Миссайл-Менитор», «Миссайл-Майднер» и др.) — для управления огнем ЗРК в группировках различного состава и многоцелевыми или комплексными («Флорида» и др.) — для управления боевыми действиями зенитных ракетных комплексов и истребителей-перехватчиков.

Одноцелевая АСУ типа «Миссайл-Монитор» предназначена для управления огнем ЗРК группы артиллерии (бригады), входящей в состав полевой армии на ТВД (США).

По структуре это трехуровневая иерархическая система управления, в которой имеется три КП: КП системы (один), КП дивизионов ЗУР (по количеству дивизионов, входящих в состав группы), КП батарей ЗУР (по количеству батарей ЗУР, входящих в состав дивизиона ЗУР). На каждом КП решаются задачи управления, свойственные его функциям в общей системе управления группировки ЗРК.

Наиболее общие задачи (координация основных усилий группировки ЗРК на главном направлении удара воздушного противника, взаимодействие с ИА и с другими силами и средствами ПВО) решаются на КП системы. Задачи непосредственного управления огнем батарей ЗУР, подчиненных данному дивизиону, решаются на КП дивизиона. На КП батарей ЗУР осуществляется стрельба по одной (ЗРК «Найк-Геркулес»), по двум (ЗРК «Хок») или по шести (SAM-D) целям.

Учитывая ожидаемый характер действий авиации противника, возможности средств разведки системы управления в целом, особенности управления огнем ЗРК в наиболее сложных условиях воздушной обстановки можно указать, что наиболее эффективное управление огнем будет



осуществляться с КП дивизиона ЗУР, в состав которого может входить несколько батарей ЗУР.

Структурная схема управления огнем ЗРК в АСУ «Миссайл-Монитор» показана на рис. 7.8.

В группировках ЗРК АСУ типа «Миссайл-Монитор» обеспечивает решение следующих задач управления.

получение, обработка, отображение, хранение, преобразование и передача данных об обстановке, поступающих от различных источников, как внутри системы между ее элементами, так и между другими системами различных уровней;

анализ, обобщение и выборочное представление боевому расчету КП (системы или дивизиона ЗУР) необходимой информации для принятия обоснованных решений на боевое применение ЗРК;

Р и с. 7.8. Структурная схема управления огнем ЗРК «Хок» в АСУ «Миссائل-Монитор»

На стартовой позиции батареи ЗУР размещаются: I — пусковая установка; II — РЛС облучения цели (AN/MPQ-23); III — радиодальномер; IV — кабина с аппаратурой управления огнем батареи ЗУР; V — РЛС обнаружения маловысотных целей (AN/MPQ-34 или AN/MPQ-51); VI — РЛС обнаружения высотных целей (AN/MPQ-35). На позиции КП дивизиона ЗУР размещаются: VII — аппаратура управления огнем батарей ЗУР (AN/MSQ-18); VIII — РЛС КП дивизиона ЗУР (AN/TPS-1G).

На позиции КП системы размещаются: IX — аппаратура обработки информации и управления (координации) огнем дивизионов ЗУР, функционального сопряжения и передачи данных в системе, технически выполненная в виде двух центров (центр обработки радиолокационной информации и центр управления огнем); X — трехкоординатная РЛС типа «Фресканер» (AN/MPS-23).

В системе между элементами имеются следующие связи: 1 — обмен информацией КП системы с вышестоящим и соседними КП; 2 — данные о воздушной обстановке от РЛС КП системы; 3 и 4 — обмен информацией между КП дивизионов и КП системы; 5 — данные о воздушной обстановке от РЛС КП дивизиона; 6 — обмен информацией КП дивизиона с КП соседних дивизионов и батарей ЗУР; 7 — обмен информацией КП дивизиона и КП батарей ЗУР; 8 — данные об обнаружении целей станциями разведки КП батарей ЗУР; 9 — команда на пуск ЗУР; 10 — данные о состоянии готовности ЗУР на ПУ; 11 — данные о сопровождении цели; 12 — целеуказание на станцию облучения с КП батареи; 13 — данные об азимуте цели; 14 — данные о точной дальности до цели; 15 — запрос точной дальности до цели; 16 — сигнал подготовки ракет к пуску

управление огнем батарей ЗУР с КП дивизиона ЗУР (координация огня дивизионов ЗУР с КП системы) при сохранении за ними права самостоятельного выбора целей для уничтожения в определенных секторах (направлениях) или в диапазоне высот в пределах своих зон поражения ЗРК;

централизованное оповещение всех батарей ЗУР о действиях воздушного противника и о боевой деятельности батарей ЗУР (в масштабе дивизиона ЗУР) или всей системы; контроль за боевой деятельностью батарей ЗУР с КП дивизиона или с КП системы.

Аппаратура автоматизации КП системы «Миссائل-Монитор» позволяет координировать огонь 32—35 батарей ЗУР (через КП дивизионов), вооруженных ЗРК «Хок» или другие, при одновременном ударе с различных направлений до 130—160 самолетов (ракет) противника.

Управление огнем батарей ЗУР осуществляется с определенных рубежей и в пределах определенных зон, при этом в каждой зоне решается конкретная частная задача управления, направленная на уничтожение самолетов (ракет) противника в пределах зоны огня дивизиона ЗУР.

На рис. 7.9 показано взаимное расположение зон и рубежей управления в масштабе дивизиона ЗУР «Хок».

Рубежи и зоны управления непосредственно связаны с задачами, решаемыми на КП дивизиона ЗУР при управлении огнем батарей ЗУР. Такими задачами, при решении которых используется аппаратура КСА-АСУ, могут быть: сбор, обработка поступающей информации и информационно-логических задач, кодирование и декодирование информации, хранение ее в преобразованном виде и подготовка к использованию при решении различных задач; оценка боевого состояния и боевых возможностей батарей ЗУР и особенностей их применения в данных конкретных условиях обстановки; решение задач целераспределения, т. е. наиболее рациональное распределение огня батарей ЗУР по воздушным целям с учетом их важности при максимальной реализации огневых возможностей батарей по данным условиям обстановки; постановка боевых задач батареям ЗУР на уничтожение целей с выдачей целеуказания и других дополнительных данных об обстановке; контроль за выполнением поставленной боевой задачи и при необходимости уточнение решения в пределах зоны постановки задач.

При рассмотрении процесса управления во временном масштабе имеет место повторяемость действий командира (боевого расчета) КП при работе по каждой очередной воздушной цели. Задачи управления, решаемые по одной цели (поток целей) и выраженные во времени непрерывно и последовательно, могут быть охарактеризованы циклом управления.

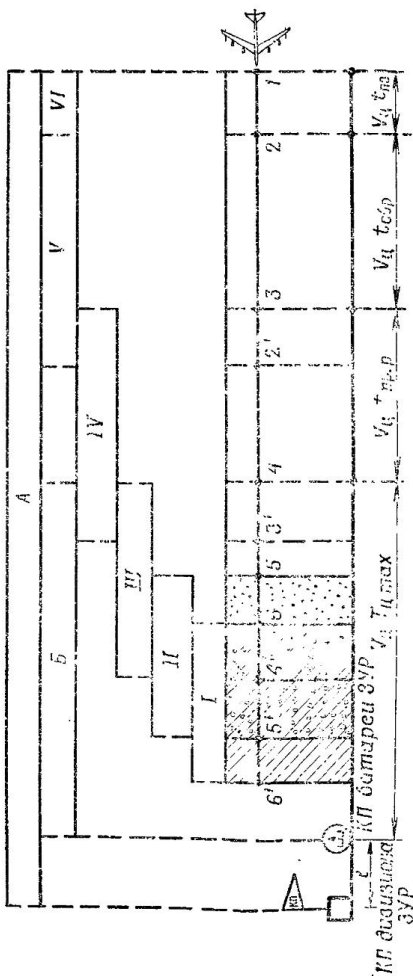
Цикл управления КП дивизиона ЗУР — это промежуток времени, в течение которого командир (боевой расчет) выполняет все задачи управления огнем батарей ЗУР от момента обнаружения данной цели средствами разведки до момента ее уничтожения:

$$T_{ц.у} = t_{КП} + T_{ц}, \quad (7.7)$$

где $T_{ц.у}$ — время цикла управления, с;

$t_{КП}$ — рабочее время КП дивизиона ЗУР, с;

$T_{ц}$ — время цикла стрельбы батареи ЗУР по данной цели, с.



Р. д. с. 7.9. Рубежи и зоны управления в дивизионе ЗУР при управлении огнем батареи ЗУР «Хок»
 Зоны: А — зона действия дивизиона ЗУР при централизованном управлении с КП системы;
 Б — зона действия батареи ЗУР при централизованном управлении огнем с КП дивизиона;
 I — зона поражения ЗРК; II — зона пуска ЗРК; III — зона постановки задач батарее ЗУР;
 IV — зона оценки обстановки и принятия решения на уничтожение целей на КП дивизиона ЗУР;
 V — зона обнаружения целей средствами разведки дивизиона и обработки информации для принятия решения с использованием аппаратуры автоматизации КП дивизиона ЗУР; VI — зона получения боевой задачи с КП системы на отражение удара воздушного противника.
 Рубежи: 1 — рубеж получения боевой задачи с КП системы; 2(2') — дальний (ближний) рубеж обнаружения целей и обработки о них информации с помощью средств автоматизации; 3(3') — дальний (ближний) рубеж распределения огня батарее ЗУР дивизиона по воздушным целям; 4(4') — дальний (ближний) рубеж постановки задач батарее ЗУР на уничтожение целей; 5(5') — дальняя (ближняя) граница зоны пуска ЗРК; 6(6') — дальняя (ближняя) граница зоны поражения ЗРК

Составляющие цикла управления показаны на рис. 7.10.

Работное время КП — это промежуток времени от момента обнаружения цели средствами КП дивизиона (или батарей ЗУР) до момента постановки задач батареям ЗУР на ее уничтожение с учетом докладов о результатах стрельбы по ней при условии, что все операции (за исключением последней) выполняются непрерывно и последовательно:

$$t_{\text{КП}} = t_{\text{обр}} + t_{\text{оц}} + t_{\text{пр.реш}} + t_{\text{п.з}} + t_{\text{оц.стр}}, \quad (7.8)$$

где $t_{\text{обр}}$ — время, необходимое на обнаружение цели средствами разведки и на обработку данных о ней на КП дивизиона, с;

$t_{\text{оц}}$ — время, затрачиваемое командиром (офицером управления огнем) на выяснение задачи и оценку обстановки, с;

$t_{\text{пр.реш}}$ — время, необходимое командиру (офицеру управления огнем) для принятия решения на уничтожение данной цели (при обязательном решении задачи распределения огня батареями ЗУР), с;

$t_{\text{п.з}}$ — время, необходимое командиру (офицеру управления огнем) для постановки боевых задач батареям ЗУР, с;

$t_{\text{оц.стр}}$ — время, необходимое командиру (офицеру управления огнем или другим лицам боевого расчета) для оценки результатов стрельбы по данной цели, с.

Обнаружение и обработка информации о целях может осуществляться автоматизированным или автоматическим способом несколькими лицами боевого расчета КП и поэтому значительного влияния на возрастание рабочего времени КП не оказывает.

Самыми сложными и трудоемкими операциями являются оценка обстановки и принятие решения, на выполнение которых затрачивается большая часть времени. При определении максимальной пропускной способности КП целесообразно учитывать только эти две составляющие. Время на постановку задач батареям ЗУР затрачивается незначительное и эта операция может производиться командиром и несколькими лицами боевого расчета одновременно.

Время, затрачиваемое на оценку результатов стрельбы, может при проведении расчетов рубежей не учитываться, т. к. эта оценка всегда производится в зоне огня батарей ЗУР или даже после выхода целей из этой зоны,

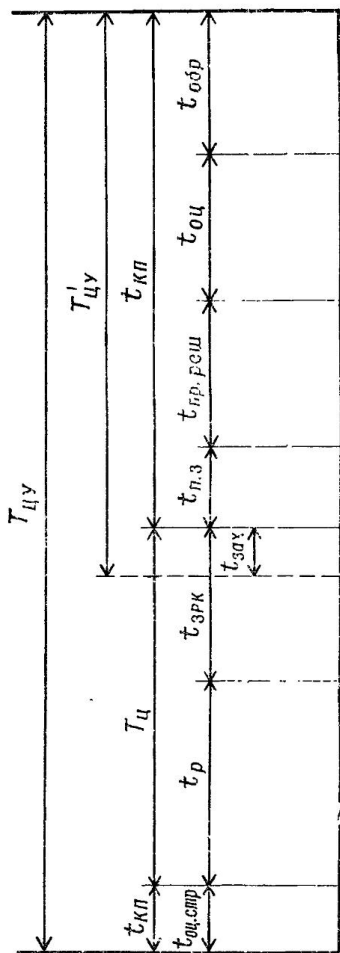


Рис. 7.10. Цикл управления и его составляющие

Используя составляющие рабочего времени КП, можно произвести расчет рубежей и зон управления огнем батарей ЗУР относительно позиций батарей ЗУР и их зон поражения.

Так, рубеж постановки задач батареям ЗУР для заданной высоты (или диапазона высот) рассчитывается по формуле

$$d_{\text{РПЗ д (б)}} = d_{\text{д (б)}} + V_{\text{ц}} \cdot T_{\text{ц max (min)}} \quad (7.9)$$

где $d_{\text{д (б)}}$ — горизонтальная дальность до дальней (ближней) границы зоны поражения, км;

$V_{\text{ц}}$ — расчетная скорость цели, км/с;

$T_{\text{ц max (min)}}$ — максимальный (минимальный) цикл стрельбы батареи ЗУР, с.

Расстояние, равное разности дальнего и ближнего рубежей, называется глубиной зоны постановки задач. Глубина зоны в значительной степени зависит от конфигурации в пространстве зоны поражения ЗРК, от скорости и высоты полета целей.

При небольших значениях дальностей до дальней границы зоны поражения ЗРК и при значениях высот полета целей (от нескольких км и выше) целесообразно определять наклонную дальность до рубежа постановки задач

$$D_{\text{РПЗ д (б)}} = \sqrt{(d_{\text{д (б)}} + V_{\text{ц}} \cdot T_{\text{ц max (min)}})^2 + H_{\text{ц}}^2} \quad (7.10)$$

где $H_{\text{ц}}$ — расчетная высота полета цели, км.

Рубеж распределения огня батарей ЗУР по воздушным целям определяется с учетом затрат времени, необходимого командиру (офицеру управления огнем или другим лицам боевого расчета) на оценку обстановки и принятие решения по уничтожению воздушной цели. Он рассчитывается относительно рубежа постановки задач

$$d_{\text{РО д (б)}} = d_{\text{РПЗ д (б)}} + V_{\text{ц}} (t_{\text{оц}} + t_{\text{пр. реш}} + t_{\text{п. з}}) \quad (7.11)$$

Значение $(t_{\text{оц}} + t_{\text{пр. реш}} + t_{\text{п. з}})$ является величиной переменной и зависит от большого числа факторов. Поэтому для конкретной АСУ эти временные составляющие определяются экспериментальным путем и устанавливаются как временной норматив, характерный для определенных условий.

В пределах зоны распределения огня, ограниченной дальним и ближним ее рубежами, командир имеет возможность обоснованно сформулировать решение, уточнить или принять новое решение на уничтожение целей в сложных условиях обстановки.

Потребный рубеж обнаружения целей средствами разведки батарей ЗУР (или дивизиона ЗУР) рассчитывается относительно рубежа распределения огня

$$d_{\text{обн. потр}} = d_{\text{РОд}} + V_{\text{ц}} \cdot t_{\text{обр}} \quad (7.12)$$

Совокупность потребной зоны обнаружения целей средствами разведки, зоны оценки обстановки и принятия решений (зоны распределения огня), зоны постановки задач батареям ЗУР определяется в целом как зона управления огнем батарей ЗУР с КП дивизиона ЗУР.

На пространственные размеры зоны управления существенное влияние оказывают составляющие рабочего времени КП. Поэтому всемерное сокращение рабочего времени при сохранении высокого качества управления является одним из путей повышения эффективности управления.

8. РАДИОЭЛЕКТРОННАЯ БОРЬБА

8.1. СРЕДСТВА И СПОСОБЫ ВЕДЕНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ

Радиоэлектронная борьба

Радиоэлектронная борьба (РЭБ) — комплекс мероприятий, проводимых в целях разведки и последующего радиоэлектронного подавления радиоэлектронных средств (РЭС) и систем противника, а также радиоэлектронной защиты (РЭЗ) своих РЭС и систем. Мероприятия РЭБ проводятся в сочетании с уничтожением РЭС, в первую очередь самонаводящимися на излучения оружием.

В армиях многих капиталистических стран появляются новые комплексы, в состав которых входят аппаратура радиоразведки, радиопомех, ложные цели, средства поражения РЭС. Средства радиопомех создаются для подавления работы всех типов РЭС, в том числе радиолокационных, лазерных, инфракрасных, средств спутниковой радиосвязи, радионавигации.

Радиоэлектронное подавление включает в себя мероприятия и действия войск по обнаружению, опознаванию и срыву работы радиоэлектронных средств противника. Для решения этих задач, по мнению зарубежных специалистов, могут быть использованы следующие способы: создание активных и пассивных помех РЭС, применение ложных целей и ловушек, снижение радиолокационной, тепловой и оптической контрастности своих объектов, изменение электрических свойств среды и условий распространения электромагнитных волн, передача ложной информации для средств разведки противника.

Объектами радиоэлектронного подавления являются средства радиолокации, радиосвязи, радионавигации и другие РЭС, составляющие основу современных систем управления и разведки. Радиоэлектронное подавление широко

применялось во 2-й мировой и последующих локальных войнах.

Радиоэлектронная защита есть комплекс организационно-технических мероприятий по обеспечению скрытности и устойчивости работы РЭС и систем управления своими войсками и оружием.

Мероприятия по радиоэлектронной защите предусматривают защиту от поражения самонаводящимся на источники излучения электромагнитных колебаний оружием, защиту от электронных помех, обеспечение электромагнитной совместимости.

Основными способами радиоэлектронной защиты, как полагают зарубежные специалисты, могут быть комплексное применение радиоэлектронных средств, жесткая регламентация излучения, маневр частотами, использование средств защиты от радиоэлектронных помех и самонаводящегося оружия противника.

Радиотехническая разведка (РТР) — разведка, осуществляемая специальными радиотехническими средствами в целях получения данных о типе, назначении и местоположении радиоэлектронных средств противника. РТР ведется с помощью специальной аппаратуры, размещаемой на наземных объектах, кораблях и летательных аппаратах.

В задачи радиоразведки входят перехват и анализ сигналов, излучаемых радиоэлектронными средствами противника. Это позволяет определить параметры излучаемых сигналов, вид модуляции, пространственные характеристики и режимы работы РЭС.

К параметрам излучаемых сигналов относятся: несущая частота (частота высокочастотных колебаний) f_c , мощность излучения P_n . Вид и параметры модуляции характеризуют структуру излучаемых сигналов, что дает возможность определить назначение РЭС и содержание передаваемой информации. Модуляция несущих колебаний может быть амплитудной, частотной, фазовой.

При амплитудной импульсной модуляции средства радиоразведки могут определить частоту повторения F_n и длительность t_m импульсов, структуру серии импульсов и их форму. В случае амплитудной модуляции гармоническими колебаниями может быть определен закон изменения модулирующих сигналов.

При частотной (фазовой) модуляции несущих колебаний определяется частота F_m и форма модулирующих колебаний, девиация ΔF_m несущей частоты.

К пространственным характеристикам РЭС относят направление распространения и поляризацию радиоволн,

форму и ширину диаграммы направленности антенны, способ обзора пространства. Режимы работы РЭС характеризуются видом несущих колебаний, продолжительностью работы во времени и др.

Для ведения радиоразведки могут применяться наземные, надводные и бортовые (самолетные) средства. Для этой же цели могут использоваться искусственные спутники Земли (например, «Феррет», США).

Средства радиоэлектронной борьбы

Типовой радиоразведывательный комплекс (рис. 8.1) имеет широкополосный канал приема и анализа сигналов, канал пеленгации РЭС. Сигналы, принятые широкополос-

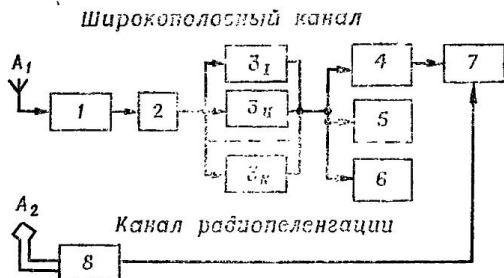


Рис. 8.1. Структурная схема типового радиоразведывательного комплекса

ной антенной A_1 , проходят широкополосные антенные усилители 1 и через антенный коммутатор 2 поступают в приемники 3, имеющие определенную частотную избирательность. В результате обеспечивается частотная селекция сигналов и их выделение на фоне мешающих сигналов. После усиления и предварительного преобразования сигналы с выхода приемников могут быть поданы в аппаратуру выделения каналов, демодуляции и декодирования 4, в аппаратуру анализа 5 и на индикаторы 6.

Аппаратура выделения каналов, демодуляции и декодирования обеспечивает выделение одного или нескольких каналов многосканального РЭС и преобразует сигнал в форму, удобную для его регистрации. После этого сигнал подается на регистрирующую аппаратуру 7 для записи.

Аппаратура анализа обеспечивает анализ и выделение содержания полезной информации. В ее состав могут входить анализаторы спектра излучаемых РЭС колебаний, что позволяет определить значения несущих и модулирующих частот, мощность излучения.

Индикаторы служат для преобразования электрических сигналов в звуковые или визуальные, что позволяет установить их наличие и определить некоторые параметры. Преобразованные сигналы могут быть записаны на фото- или магнитную пленку, непосредственно восприниматься оператором.

Регистрирующая аппаратура обеспечивает документальную запись перехваченных сигналов, тем самым создается возможность воспроизведения их содержания для последующего анализа.

Канал пеленгации содержит остронаправленную антенну A_2 и радиоприемник δ , образующие радиопеленгатор. Сигналы РЭС улавливаются антенной, проходят приемное устройство и подаются на регистрирующую аппаратуру. Аппаратура пеленгатора дает возможность определить направление на источник излучения. При наличии двух и более пеленгаторов представляется возможным определить координаты точек стояния РЭС.

Методы пеленгации

Метод максимума — метод, при котором направление на источник излучения определяется по максимуму сигнала на выходе разведывательного приемника, соответствующего направлению его антенны на источник излучения. Этот метод используется в диапазонах сантиметровых и дециметровых волн с применением остронаправленных антенн. Точность пеленга

$$\Delta\theta_{\text{п}} = (0,1 \div 0,25) \theta_{\text{а}}^{\circ}, \quad (8.1)$$

где $\theta_{\text{а}}^{\circ}$ — ширина диаграммы направленности антенны приемника.

Метод минимума позволяет определить направление на источник излучения по минимуму сигнала на выходе приемника. При этом диаграмма направленности антенны имеет два лепестка, разнесенные на определенный угол. Такой метод применяют для пеленгования мощных источников излучения во всех диапазонах радиоволн. Он обеспечивает высокую точность пеленга, однако дальность действия пеленгатора меньше, чем при методе максимума.

Равносигнальный метод обеспечивает точное определение направления на источник излучения по равенству амплитуд сигналов, принимаемых антеннами, образующими равносигнальное направление. Для этого используются две антенны, формирующие два перекрывающихся луча, направления максимумов которых разнесены на некоторый угол. Метод обладает высокой точностью пеленга при сравнительно больших дальностях действия приемника.

При фазовом методе определение направления на источник излучения осуществляется по равенству фаз сигналов на выходе приемника. При реализации метода используются две антенны, расположенные на некоторой базе и формирующие два луча, направления максимумов которых параллельны равносигнальному направлению. Метод обеспечивает высокую точность пеленга.

Способы поиска при пеленговании могут быть круговой и секторный.

При круговом поиске диаграмма направленности антенны приемника вращается вкруговую со скоростью

$$\omega_a \leq \frac{\theta_a^\circ F_{\Pi}}{n_{\text{и min}}}, \quad (8.2)$$

где θ_a° — ширина диаграммы направленности антенны приемника;

F_{Π} — частота повторения импульсов разведываемого РЭС;

$n_{\text{и min}}$ — минимальное число импульсов, необходимое для анализа излучаемых РЭС сигналов.

При работе разведываемого РЭС в непрерывном режиме излучения

$$\omega_a \leq \frac{\theta_a^\circ}{t_{\text{н}}}, \quad (8.3)$$

где $t_{\text{н}}$ — необходимое время наблюдения сигнала, при котором его величина на выходе приемника достигнет установленной величины

$$t_{\text{н}} \geq -\ln\left(\frac{u_{\text{вх}} - u_{\text{вых}}}{u_{\text{вх}}}\right) \frac{1}{\pi \Delta F_{\text{пр}}}, \quad (8.4)$$

где $u_{\text{вх}}$, $u_{\text{вых}}$ — величины входного и выходного напряжений;

$\Delta F_{\text{пр}}$ — ширина полосы пропускания приемника.

Вероятность обнаружения сигнала за n оборотов антенны

$$P_n = 1 - e^{-np_1}, \quad (8.5)$$

где p_1 — вероятность обнаружения сигнала при одном обороте антенны.

При секторном поиске диаграмма направленности антенны приемника с заданной скоростью перемещается в определенном секторе. При этом ее угловая скорость не должна превышать величину, определяемую из выражений (8.2), (8.3).

В разведывательных станциях, имеющих антенны с круговой диаграммой направленности, применяют беспойсковые способы разведки. Они обеспечивают прием сигналов с любого направления и мгновенно определяют пеленг.

Дальность радиоэлектронной разведки в УКВ диапазоне (без учета затухания энергии радиоволн в атмосфере)

$$D_{\text{разв}} = \frac{\lambda}{4\pi} \sqrt{\frac{P_n G_c G_p}{n P_{p \text{ min}} \gamma_n}}, \quad (8.6)$$

где P_n, λ — мощность излучения и длина волны разведываемого РЭС;

$P_{p \text{ min}}$ — чувствительность приемного устройства станции разведки;

G_c, G_p — коэффициенты направленного действия антенны при приеме и излучении сигналов под углами θ_c, θ_p относительно максимума;

γ_n — коэффициент, учитывающий несовпадение поляризации волны сигнала и приемной антенны;

n — коэффициент превышения сигнала над шумами.

Максимально возможная дальность разведки при приеме излученных сигналов РЭС (рис. 8.2) не превышает дальности прямой видимости $D_{\text{п. в}}$:

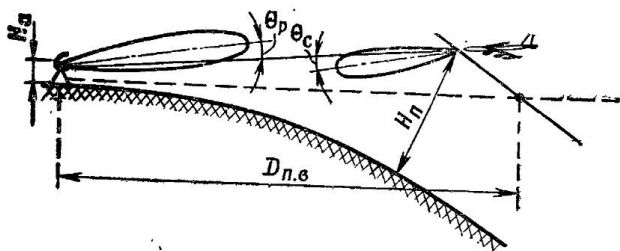
$$D_{\text{разв}} \leq D_{\text{п. в}} = 4,12 (\sqrt{H_n} + \sqrt{H_a}), \quad (8.7)$$

где H_n, H_a — высоты антенны РЭС и приемника, м;

$D_{\text{разв}}$ — дальность разведки, км.

Станции и комплексы радиоразведки, как указывается в зарубежных источниках, обеспечивают разведку характеристик средств связи, радиолокационных устройств и других излучающих радиосигналы средств.

Средствами радиоэлектронного подавления являются средства создания помех РЭС, ложные цели и ловушки, средства изменения электрических свойств среды распространения радиоволн.



Р и с. 8.2. К определению дальности радиоразведки

Средства создания помех РЭС (рис. 8.3) обеспечивают создание радиосигналов, которые, проходя в приемное устройство РЭС, снижают эффективность его применения. К их числу относят средства создания активных и пассивных помех.

Активные помехи создаются специальными передатчиками помех, настроенными на рабочие частоты подавляемых РЭС и излучающими электромагнитную энергию. Различают два вида активных помех: маскирующие (подавляющие) и имитирующие (дезинформирующие).

Маскирующие помехи создают на экранах подавляемых РЭС фон, на котором затрудняется выделение отметок целей (рис. 8.4, а, б). Для их создания применяют передатчики, генерирующие сигналы, модулирование напряжением по случайному закону (шумом). Различают заградительные и прицельные помехи по частоте.

Заградительной называют помеху, ширина спектра которой соизмерима с диапазоном перестройки одного или нескольких РЭС, работающих на одной или нескольких частотах. Для создания заградительной помехи не требуется точного знания рабочей частоты РЭС. Эти помехи применяют для подавления РЭС, параметры которых недостаточно известны.

Прицельная помеха имеет ширину спектра, близкую к ширине полосы пропускания приемника подавляемого РЭС. Это позволяет сконцентрировать мощность помехи в уз-

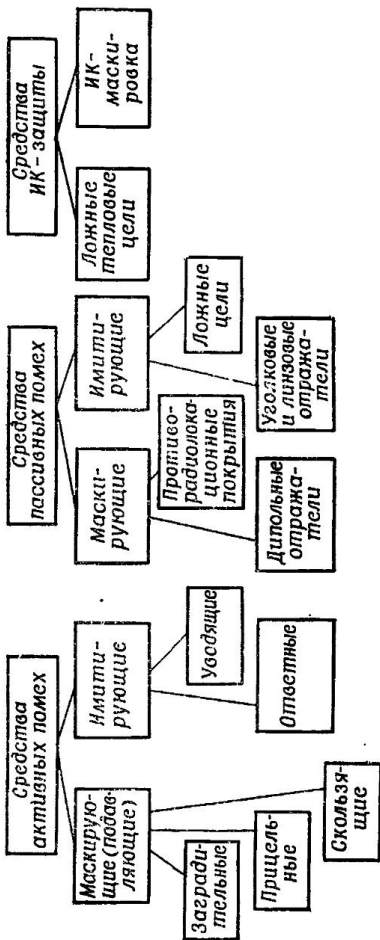
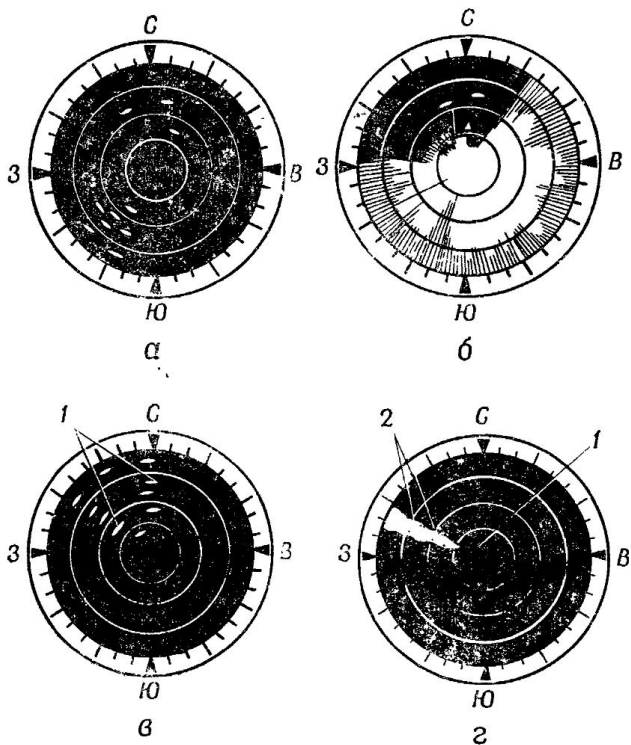


Рис. 8.3. Возможная классификация радиоэлектронных помех



Р и с. 8.4. Вид экранов индикаторов РЛС:

а — при отсутствии помех; *б* — при воздействии маскирующей активной помехи; *в* — при наличии ответно-импульсной помехи (*1* — сигнал от реальной цели); *г* — при наличии пассивной помехи (*1* — отметка постановщика помех; *2* — отметки самолетов, прикрытых помехой)

ком спектре частот и увеличить эффективность ее воздействия. Ее создание требует знания рабочей частоты и ширины полосы пропускания РЭС.

Сигналы маскирующей помехи могут засвечивать определенные области экранов РЭС в направлении главного и боковых лепестков диаграммы направленности антенны,

ухудшают отношение $P_c/P_{\text{пх}}$, затрудняя выделение полезной информации.

Передатчики маскирующих активных помех могут излучать непрерывные высокочастотные колебания, промодулированные напряжением шумов, прямошумовые помехи. Такие помехи называют активными шумовыми (АШП). Они обладают широким спектром. Энергетические возможности передатчика определяются плотностью мощности, Вт/МГц:

$$P_{\text{пх}} = \frac{P_{\text{пх}} G_{\text{пх}}}{\Delta f_{\text{пх}}}, \quad (8.8)$$

где $P_{\text{пх}}$, $G_{\text{пх}}$ — мощность и коэффициент усиления антенны передатчика помех;

$\Delta f_{\text{пх}}$ — ширина спектра помехи.

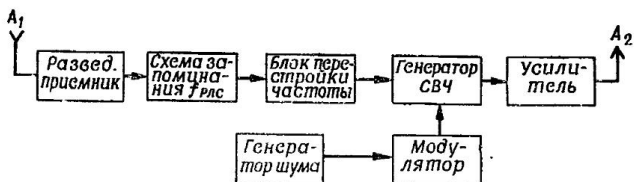
Скользкая помеха (квазизаградительная) представляет собой маскирующую помеху, имеющую сравнительно узкий спектр с быстрым изменением несущей частоты. Она создается передатчиком помех с перестраиваемой частотой излучения. Имея большую плотность мощности, скользкая помеха по своему воздействию близка к прицельной.

Имитирующие (дезинформирующие) помехи — радиосигналы, излучаемые передатчиком помех в ответ на излучаемые сигналы радиолокационной станции. Имитируемый сигнал создается на рабочей частоте РЛС и имеет параметры, близкие к параметрам радиолокационных сигналов, отраженных от целей. Принятые РЛС сигналы помехи создают на экранах индикаторов отметки ложных целей, усложняя радиолокационную картину. На каждый импульс радиолокационной станции передатчик помех может излучать несколько импульсов помехи, имитируя несколько целей (рис. 8.4, в). Такие помехи называют ответными (ретранслирующими). Передатчики помех могут излучать импульсные помехи, частота следования которых не равна частоте $F_{\text{п}}$ импульсов РЛС. Такие помехи называют импульсными несинхронными. Они создают на экранах РЛС перемещающиеся сигналы, затрудняющие определение местоположения истинных целей.

Для создания шумовых маскирующих помех применяют передатчики, имеющие в своем составе элементы, указанные на рис. 8.5. Разведывательный приемник улавливает сигналы подавляемой РЛС, определяет и запоминает рабочую частоту станции и выдает управляющее напряжение на блок перестройки частоты генератора СВЧ, в качестве которых в зарубежных передатчиках помех используются

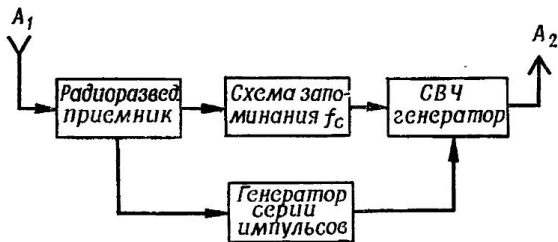
магнетроны, барратроны, лампы бегущей волны и лампы обратной волны.

Генератор СВЧ вырабатывает высокочастотные колебания, имеющие частоту, равную рабочей частоте подавляе-



Р и с. 8.5. Структурная схема передатчика шумовых помех

мой РЛС. На вход высокочастотного генератора подается модулирующее напряжение, вырабатываемое в модуляторе. В качестве задающего источника модулирующего напряжения может служить генератор шумов. После усиления эти колебания излучаются антенной A_2 в направлении подавляемой РЛС.



Р и с. 8.6. Структурная схема передатчика ответных импульсных помех

Ответно-импульсные помехи могут быть созданы в передатчике, который содержит приемную A_1 и передающую A_2 антенны, схему запоминания частоты f_c РЭС, генератор серии модулирующих импульсов, усилитель (рис. 8.6). Принятые антенной A_1 сигналы РЭС поступают в схему запоминания частоты и в схему генератора модулирующих импульсов, который генерирует определенное число импульсов заданных параметров. Эти импульсы поступают на вход высокочастотного генератора, управляемого по час-

тоте. В результате антенна A_2 излучает сигналы ответной импульсной помехи.

Пассивные помехи — мешающие сигналы, создаваемые отражением радиоволн телами. В качестве таких могут использоваться дипольные отражатели, уголкового отражатели и др. Сигналы РЛС, отраженные от облака дипольных помех, создают фон на индикаторах, маскирующий отметки целей. Отраженные от уголкового отражателей сигналы могут имитировать отметки целей. Поэтому пассивные помехи делят на маскирующие и имитирующие (см. рис. 8.3).

Маскирующие помехи могут создаваться путем сбрасывания с самолета полуволновых дипольных отражателей, представляющих собой металлизированные нити из нейлона, стекловолокна, металлизированной бумаги и др. Облако дипольных отражателей имеет эффективную поверхность рассеяния

$$\sigma_0 = N\sigma_d, \quad (8.9)$$

где N — количество диполей в облаке;
 $\sigma_d = 0,17\lambda^2$ — величина эффективной поверхности рассеяния одного полуволнового диполя (λ — длина волны РЛС).

Для создания отраженного сигнала, близкого по мощности сигналу цели, необходимо иметь число диполей

$$N = \frac{S_{\text{эф}}}{\sigma_d}, \quad (8.10)$$

где $S_{\text{эф}}$ — эффективная отражающая площадь цели.

Темп сбрасывания пачек диполей с самолета $t_{\text{п}}$, при котором помеха маскирует отметку цели на экране импульсной РЛС:

$$t_{\text{п}} = \frac{c\tau_{\text{и}}}{2} \frac{\sigma_{\text{п}}}{V_{\text{с}}K_{\text{п}}S_{\text{эф}}}. \quad (8.11)$$

где $\tau_{\text{и}}$ — длительность импульса РЛС;
 $\sigma_{\text{п}}$ — эффективная поверхность рассеяния пачки диполей;
 $S_{\text{эф}}$ — эффективная отражающая площадь цели;
 $V_{\text{с}}$ — скорость самолетов, летящих под прикрытием помех;
 $K_{\text{п}}$ — коэффициент подавления.

Противорадиолокационные покрытия являются средством маскировки целей. Они делятся на поглощающие и ин-

терферсионные. Поглощающие материалы могут наноситься на маскируемую поверхность в виде многослойных покрытий, что значительно снижает отражение радиоволн и создает большое поглощение их энергии. Интерференционные покрытия ослабляют энергию отраженной волны в несколько десятков раз, значительно снижая эффективную площадь отражения целей.

Для имитации целей могут использоваться уголки отражатели, сбрасываемые с самолетов — постановщиков помех, подвешиваемые на парашютах. Это могут быть отражатели с треугольными, прямоугольными и секторными гранями. Их максимальная эффективная отражающая поверхность определяется из выражений:

$$\left. \begin{aligned} S_{\text{эф } \Delta} &= \frac{4}{3} \pi \frac{a^4}{\lambda^2}; \\ S_{\text{эф } \square} &= 12\pi \frac{a^4}{\lambda^2}; \\ S_{\text{эф } \triangleright} &= 2\pi \frac{a^4}{\lambda^2}. \end{aligned} \right\} \quad (8.12)$$

где a — длина ребра отражателя;
 λ — длина волны.

При сравнительно малых размерах граней (десятки сантиметров) уголкового отражатель при $\lambda = 3$ см может создавать на экране РЛС отметку более интенсивную, чем бомбардировщик.

Другим средством создания ложных отметок на экранах РЛС могут служить линзы Люнеберга. Эффективная отражающая поверхность такой линзы

$$S_{\text{эфЛ}} = 4\pi^3 \frac{R^4}{\lambda^2}. \quad (8.13)$$

где R — радиус линзы.

Существует ряд модификаций линз, обеспечивающих интенсивное отражение радиоволн и создающих интенсивные отметки на экранах индикаторов. Одним из средств, обладающих свойством сильного отражения, может служить широкодиапазонная отражающая антенная решетка.

За рубежом рассматривается возможность применения самолетов-спарядов в качестве ложных целей. Такие самолеты-спаряды могут запускаться с самолетов-носителей.

Обладая значительными эффективными отражающими поверхностями, снаряды-ловушки могут создавать на экранах РЛС отметки, усложняющие радиолокационную картину. Указывается, что бомбардировщик В-1 может нести 25—30 ложных целей.

Снаряды-ловушки могут служить «приманкой» для зенитных и авиационных ракет. Некоторые из них могут нести ядерный заряд.

Средства противодействия инфракрасным устройствам (пассивным бортовым координаторам ракет) могут быть разделены на ложные тепловые цели и средства маскировки.

Ложные тепловые цели (инфракрасные ловушки) представляют собой пиротехнические устройства, создающие интенсивное тепловое излучение в диапазоне ИК волн.

Помехи наземным РЛС могут ставиться как специально выделенными самолетами-постановщиками, так и всеми самолетами боевой группы. При этом самолеты-постановщики могут находиться в зоне барражирования, создавая помехи в определенном направлении.

При втором способе помехи могут создавать отдельные самолеты-постановщики, находящиеся в составе ударной группы или все самолеты группы, оснащенные соответствующей аппаратурой.

Средствами огневого подавления РЭС могут служить противорадиолокационные самонаводящиеся снаряды (например, «Шрайк», США). Такие снаряды имеют пассивную радиолокационную систему самонаведения, которая наводит снаряд по сигналам, излучаемым радиолокационной станцией. В результате подрыва боевого заряда снаряд может поразить элементы станции.

Радиоэлектронная защита представляет собой совокупность организационных и технических мер, обеспечивающих бесперебойную работу РЭС в условиях создания противником радиопомех. Она включает пассивные и активные меры борьбы с радиоразведкой и радиоэлектронным подавлением.

К техническим средствам радиоэлектронной защиты относятся устройства компенсации сигналов помех, устройства частотной, структурной и пространственной селекции сигналов целей, устройства временной и частотной регламентации РЭС.

Для противодействия техническим средствам разведки противника могут быть использованы различного рода уголки отражатели, источники излучения дезинформирующих сигналов, поглощающие электромагнитную энергию среды.

8.2. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ

Развитие современной радиоэлектроники сопровождается двумя противоречивыми факторами. С одной стороны, непрерывное увеличение количества радиоэлектронных средств (РЭС), с другой — ограниченные возможности использования радиочастотных диапазонов, что привело к возникновению проблемы электромагнитной совместимости (ЭМС) при эксплуатации различных РЭС.

Электромагнитная совместимость — совокупность свойств РЭС и условий их работы, при которых не возникает помех, нарушающих работу других РЭС, и в то же время обеспечивается нормальная работа при ограниченном уровне помех от различных источников излучения (табл. 8.1).

Классификация радиочастот. Спектр электромагнитных колебаний охватывает частоты примерно от 10^{-3} до 10^{23} Гц. Часть ЭМ колебаний, имеющих частоту ниже $3 \cdot 10^{12}$ Гц, занимают радиочастоты, в свою очередь поделенные на 12 диапазонов.

Диапазон радиочастот — область радиочастот, включающая в себя ЭМ колебания, лежащие в определенных границах.

Каждый из диапазонов находится в границах от $0,3 \cdot 10^n$ до $3 \cdot 10^n$ Гц (где $n = 1, 2, 3, \dots, 12$ — номер диапазона). Под диапазоном частот также можно понимать области частот с большими частотными границами, если это вызвано организационными или техническими соображениями. Используемые на практике диапазоны радиочастот представлены в табл. 8.1.

Оптический диапазон. По мере укорочения волны становится все более существенным квантовый характер электромагнитных колебаний и все в меньшей степени проявляются их волновые свойства.

Поэтому электромагнитные колебания оптического диапазона называют лучами и делят их на поддиапазоны, приведенные в табл. 8.2.

В соответствии с международной системой единиц СИ имеют место следующие соотношения:

1. Для частот:

1 кГц (килогерц) = 10^3 Гц;

1 МГц (мегагерц) = 10^6 Гц;

1 ГГц (гигагерц) = 10^9 Гц;

1 ТГц (терагерц) = 10^{12} Гц.

Таблица 8.1

№ диа-пазона	Наименование диапазона	Границы диапазона	
		по частоте	по длине волны
1	Крайние низкие частоты (КНЧ)	3—30 Гц	100 000—10 000 км
2	Сверхнизкие частоты (СНЧ)	30—300 Гц	10 000—1000 км
3	Инфранизкие частоты (ИНЧ)	300—3000 Гц	1000—100 км
4	Очень низкие частоты (ОНЧ)	3—30 кГц	100—10 м
5	Низкие частоты (НЧ)	30—300 кГц	10—1 км
6	Средние частоты (СЧ)	300—3000 кГц	1000—100 м
7	Высокие частоты (ВЧ)	3—30 МГц	100—10 м
8	Очень высокие частоты (ОВЧ)	30—300 МГц	10—1 м
9	Ультравысокие частоты (УВЧ)	300—3000 МГц	100—10 см
10	Сверхвысокие частоты (СВЧ)	3—30 ГГц	10—1 см
11	Крайне высокие частоты (КВЧ)	30—300 ГГц	10—1 мм
12	Гипервысокие частоты (ГВЧ)	300—3000 ГГц	1—0,1 мм

№ поддиапазона	Наименование поддиапазона	Границы поддиапазона	
		по частоте	по длине волны
1	Инфракрасные лучи дальнего поддиапазона	3—30 ТГц	10^{-4} — 10^{-5} м
2	Инфракрасные лучи ближнего поддиапазона	30—400 ТГц	10^{-5} — $0,76 \cdot 10^{-6}$ м
3	Видимые лучи	400—750 ТГц	$(0,76—0,4) \cdot 10^{-6}$ м
4	Ультрафиолетовые лучи ближнего поддиапазона	750—3000 ТГц	$0,4 \cdot 10^{-6}$ — 10^{-7} м
5	Ультрафиолетовые лучи дальнего поддиапазона	3000—30 000 ТГц	10^{-7} — 10^{-8} м

2. Для длин волн:

1 мкм (микрометр) = 10^{-6} м;

1 нм (нанометр) = 10^{-9} м;

1 Å (ангстрем) = 10^{-10} м;

1 пм (пикаметр) = 10^{-12} м.

Основные соотношения для ЭМ колебаний. Электромагнитные колебания характеризуются следующими величинами: длина волны λ , м; частота колебаний f , Гц; период колебаний T , с; фаза φ ; круговая частота ω , Гц; скорость распространения c , м/с.

Между этими величинами существуют следующие зависимости:

$$\lambda = cT; f = 1/T; \omega = 2\pi f; \varphi = \omega t \quad (c = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}).$$

Параметры, характеризующие ЭМС. К их числу относятся: рабочая частота f_0 ; мощность излучения $P_{\text{изл}}$; ширина полосы основного излучения передатчика $\Delta f_{\text{пер}}$; модулирующие колебания (глубина амплитудной модуляции, величина девнации частоты, длительность и скважность импульсов и др.); чувствительность приемника $P_{\text{пр. min}}$ (на рабочей частоте и неосновных частотах); избирательность приемника (частотная, амплитудная, временная) по основному и соседнему каналам; минимальное значение отношения сигнал/помеха q_{min} , при котором обеспечивается нормальная работа РЭС; стабильность частоты радиолинии (передатчика и приемника); диаграмма направленности и коэффициент усиления антенны (с учетом боковых лепестков); коэффициенты экранировки устройств РЭС.

Необходимая полоса частот — минимальная ширина полосы частот данного класса излучения, достаточная для передачи информации с требуемой скоростью и качеством.

Основные излучения — излучения передающих устройств на частотах (частоте), находящейся в пределах полосы, необходимой для передачи данного вида сигналов (сообщений).

Неосновные излучения — излучения на частотах (частоте), находящихся за пределами необходимой полосы излучения. Они делятся на побочные и внеполосные.

Побочные излучения — широкий класс неосновных излучений, частота и уровни которых определяются высокочастотными процессами случайного характера, не связанного с процессом модуляции.

Внеполосные излучения — класс неосновных излучений на частотах, примыкающих к необходимой поло-

се и возникающих в процессе модуляции излучаемого сигнала (сообщения).

Излучения на гармониках — побочные излучения на частотах, кратных частотам основного излучения.

Амплитуда n -й гармоники вычисляется через амплитуду импульса A с помощью следующего соотношения:

$$A_n = A a_n,$$

где a_n — коэффициент разложения периодической функции (сигнала) в ряд Фурье.

Для периодической последовательности прямоугольных импульсов с периодом T и длительностью τ_n значения коэффициентов определяются

$$a_n = 2A \frac{\tau_n}{T} \frac{\sin\left(\frac{\pi n \tau_n}{T}\right)}{\frac{\pi n \tau_n}{T}}. \quad (8.14)$$

Комбинационные излучения — побочные излучения, возникающие при формировании колебаний, основного излучения путем нелинейных преобразований вспомогательных колебаний.

Так, при смешении двух колебаний с частотами f_1 и f_2 возникает комбинация сумм и разностей гармоник этих частот, которые могут попадать в полосу пропускания приемника:

$$|\pm m f_1 \pm n f_2| = f_0 \pm \frac{\Delta f_n}{2},$$

где m и $n = 1, 2, 3, \dots$ — целые числа;

f_0 — несущая частота;

Δf_n — полоса пропускания приемника.

Паразитные излучения — побочные излучения, причина которых не связана с формированием основного колебания (излучения вспомогательных устройств передатчика при возникновении условия самовозбуждения).

Шумовые излучения — внеполосные излучения, создаваемые паразитной модуляцией напряжения шума, возникающего в элементах передатчика.

Индустриальные помехи — помехи, обусловленные высокочастотными излучениями устройств промышленного, научного, медицинского применения, и помехи, создаваемыедвигающимся транспортом, линиями электропередач, а также бытовыми приборами.

Согласно санитарным правилам предельно допустимые уровни напряженности электрического поля от промышленных высокочастотных установок составляют 20 В/м (в полосе частот $10^5 \div 3 \cdot 10^7$ Гц); 5 В/м (в полосе частот $3 \cdot 10^7 \div 3 \cdot 10^9$).

Напряженность магнитного поля должна быть не более 5 А/м (в полосе частот $10^5 \div 3 \cdot 10^6$ Гц).

Основной канал приема — полоса радиочастот, обеспечивающая прием основного излучения и совпадающая с полосой пропускания приемника.

Побочный канал приема — полоса радиочастот за границами основного канала приема, в которой ослабление помех меньше заданного для данного устройства.

Зеркальный канал приема — побочный канал приема, средняя частота которого отстоит от частоты настройки приемного устройства на интервал, равный удвоенной промежуточной частоте, причем частота гетеродина находится посередине этого интервала.

Меры, обеспечивающие электромагнитную совместимость РЭС. Для решения задачи ЭМС радиоэлектронных средств различного назначения применяются технические (конструктивные) и организационные меры. К ним относятся: устранение или максимальное ослабление несомных излучений, конструктивная развязка передающих и приемных устройств, применение излучений различной поляризации, оптимальная фильтрация сигналов, пространственный и частотный разнос РЭС, а также согласование работы РЭС по времени и др.

Пространственный разнос РЭС — размещение РЭС на удалении друг от друга, обеспечивающем нормальную работу за счет ослабления ЭМ энергии на расстоянии. При этом возможны два варианта: первый — пространственный разнос РЭС, имеющих одинаковые несущие частоты; второй — пространственный разнос РЭС, имеющих различные несущие частоты.

Для РЭС, имеющих одинаковые несущие частоты, исключение взаимного влияния достигается пространственным разномом, величина которого, м:

$$L \geq \sqrt{\frac{P_{\text{пер. м}} G_{\text{пер. м}} G_{\text{пр. р}} \lambda^2}{(4\pi)^2 P_{\text{пр мин}} q_{\text{р}} K_{\text{пр. р}}}} \quad (8.15)$$

где $P_{\text{пер.м}}$ — мощность передатчика, мешающего РЭС, Вт;
 $G_{\text{пер.м}}$ — коэффициент усиления (основной или по боковым лепесткам) передающей антенны мешающего РЭС;
 $G_{\text{пр.р}}$ — коэффициент усиления (основной или по боковым лепесткам) приемной антенны рабочего РЭС;
 $P_{\text{пр min}}, q_r, K_{\text{пр.р}}$ — соответственно чувствительность, коэффициент обнаружения и коэффициент ослабления приемника рабочего РЭС;
 λ — длина волны мешающего и рабочего РЭС.

Следовательно, уровень мешающего сигнала $P_{\text{м.с}}$ с учетом пространственного разнoса

$$P_{\text{м.с}} \geq \frac{P_{\text{пер.м}} G_{\text{пер.м}} G_{\text{пр.р}} \lambda^2}{(4\pi)^2 K_{\text{пр.р}} L^2}. \quad (8.16)$$

Соотношения (8.15) и (8.16) имеют смысл в пределах дальностей прямой видимости, определяемой формулой (3.65).

Если $P_{\text{м.с}} \geq P_{\text{пр min}} q_r$, то сигнал соседнего РЭС будет оказывать мешающее воздействие и требуются дополнительные меры по его ослаблению.

Для РЭС, имеющих различные частоты, дополнительно в формулу (8.15) вводится коэффициент частотного разнoса $K_{\text{ч}}$, значение которого при полной частотной развязке стремится к бесконечности, а при совпадении частот равно 1, т. е. $1 \leq K_{\text{ч}} \leq \infty$.

При этом пространственный разнoс должен удовлетворять следующему неравенству:

$$L \geq \sqrt{\frac{P_{\text{пер.м}} G_{\text{пер.м}} G_{\text{пр.р}} \lambda_r^2}{(4\pi)^2 P_{\text{пр min}} q_r K_{\text{пр.р}} K_{\text{ч}}}}, \quad (8.17)$$

где λ_r — длина волны рабочего РЭС;
 $K_{\text{ч}}$ — коэффициент частотного разнoса.

Частотный разнoс РЭС предполагает кроме применения различных частот наличие частотных развязывающих устройств, оптимальных фильтров, а также применение различных поляризаций. Величина частотной развязки характеризуется коэффициентом частотного разнoса $K_{\text{ч}}$. При $K_{\text{ч}} \rightarrow \infty$ разнесенные по частоте РЭС могут располагаться

в непосредственной близости друг от друга [формула (8.17)].

Определение коэффициента $K_{\text{ч}}$ производится экспериментально.

Взаимное влияние РЭС вследствие тропосферного рассеяния. Для определения возможности мешающего влияния источника помех, поступающих на вход приемника рабочего РЭС в результате тропосферного рассеяния, в формулу (8.17) следует подставить значение множителя ослабления $K_{\text{тр}}$, обусловленного этим рассеянием.

Значения этого коэффициента для частот от 100 до 4000 МГц и расстояний от 100 до 700 км приведены на графике (рис. 8.7).

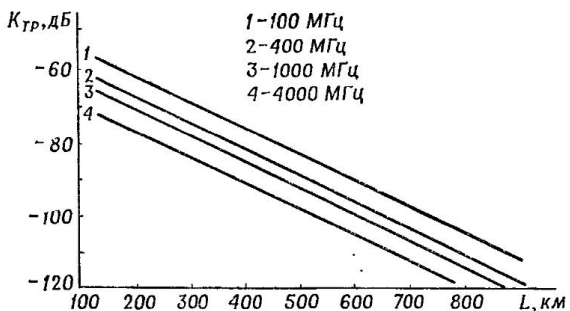


Рис. 8.7. График изменения коэффициента тропосферного рассеяния

Дальность $D_{\text{в. в}}$ взаимного влияния РЭС за счет тропосферного рассеяния будет определяться:

$$D_{\text{в. в}} = \sqrt{\frac{P_{\text{пер. м}} G_{\text{пер. м}} G_{\text{пр. р}} \lambda_{\text{р}}^2}{(4\pi)^2 P_{\text{пр мин р}} q_{\text{р}} K_{\text{тр}} K_{\text{ч}}}} \quad (8.18)$$

В свою очередь, эта дальность будет определяться значениями высоты H тропосферных неоднородностей, от которых происходит отражение ЭМ колебаний и угла места в диаграммы направленности мешающего РЭС.

Площадь, облучаемая за счет тропосферного рассеяния, мешающим РЭС (РЛС) в районе расположения рабочего РЭС:

$$S \cong \frac{\pi H^2 \theta_{\text{с}} \theta_{\text{р}}}{\sin^2 \epsilon} \quad (8.19)$$

где θ_ϵ и θ_β —ширина диаграммы направленности мешающего РЭС в плоскостях ϵ и β соответственно.

Согласование работы РЭС по времени. В тех случаях когда исключить мешающее воздействие помех между РЭС за счет пространственно-частотного разнеса не представляется возможным, необходимо согласование их работы по времени.

Это достигается: введением временного графика работ для различных РЭС, исключением одновременной работы РЭС в направлениях друг от друга, введением запрета на работу отдельных РЭС на определенные периоды времени, обеспечением взаимной синхронизации РЭС, входящих в единую группировку, и др.

Проблемы ЭМС. Практическое решение электромагнитной совместимости связано с решением целого ряда проблемных вопросов: разработкой критериев ЭМС, нормированием параметров РЭС, разработкой приборов с пониженным уровнем побочных и внеполосных излучений, изысканием технических путей снижения взаимных помех, разработкой методов специальных измерений, созданием единой теории ЭМС и др.

Обеспечение ЭМС РЭС достигается согласованием различных мероприятий по цели, задачам, месту и времени.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

- Авиация армейская 24
- ПВО 6
- Авиационный ракетный комплекс (АРК) 221
- Автоматизированная система управления войсками 374
- боевыми средствами 367

Б

- Баллистические ракеты 56
- межконтинентальные наземного базирования 18
- межконтинентальные морского базирования 18
- средней дальности 18
- средней дальности морского базирования 18
- оперативно-тактические 18
- Боевой порядок подразделений 333
- Бой 332
- Бой воздушный 237
- Боевые возможности АРК 234
- ЗРК 266, 327
- РЛК 186
- подразделений и частей ИА 245
- РТВ 216

В

- Вероятность обнаружения цели несколькими РЛК 199
- ложной тревоги 77
- попадания в круг заданного радиуса 291
- поражения цели одной ракетой 279, 303
- ракетами 311
- правильного обнаружения 76
- распознавания 105
- уничтожения воздушной цели 235
- Виды огня зенитной артиллерии 357

- ЗУР 263, 321
- обеспечения боевых действий 337
- Воздушная и космическая разведка 34
- Вторая задача Циолковского 55
- Вторичное излучение 70
- Вторичная обработка информации 208
- Выход истребителя из воздушного боя 243

Г

Гипотезы о движении воздушной цели 349

Д

- Давление атмосферное 39
- Дальность действия РЛС 89
 - сопровождения цели потребная 272
 - обнаружения цели 267
 - опознавания цели 271
 - радиолокационной разведки целей потребная 337
 - дальней границы зоны поражения 265
 - прямой видимости 93
 - систем с ответом 93
 - активных ОЭС 107
 - пассивных ИК систем 109
 - телевизионных систем 109

З

- Зона безусловного поражения цели 301
 - зенитного ракетного огня 325
 - информации 217
 - обнаружения РЛК 187
 - обнаружения РЛС 104, 187
 - обстрела плоская 355
 - поражения ЗРК 264, 315
 - пуска ракеты 264
 - пуска ракеты гарантированная 318
 - управления 397

И

- Излучение энергии 68
- Изоляция района боевых действий 17
- Индикатриса излучения 107
- Инструментальные ошибки 290

К

- Квантование 82
- Классификация систем информации 374
 - управления 367
- Комплекс зенитный артиллерийский 352
 - зенитный ракетный 256
 - радиоразведки 400
 - средств автоматизации 374
- Координатный закон поражения цели 296
- Космические устройства 34
- Критерии оптимального обнаружения 77

Л

- Лобовое сопротивление 49

М

- Маневрирование между атаками 243
- Математическое ожидание числа пораженных целей 313
 - уничтожение воздушных целей 246
- Методика определения боевых возможностей АРК 235
 - подразделений и частей ИА ПВО 246
- Метод наведения «маневр» 226
 - «перехват» 225
 - «погоня» 149
 - «трех точек» 154
 - треугольный 94
 - угломерно-разностно-дальномерный 94
 - разностно-дальномерный 94
 - упреждения 156

Н

- Наводка орудия 350
- Нарушение системы государственного и военного управления 17

О

- Обеспечение боевое 337
 - специальное и техническое 340
- Область боевого воздействия истребителей 250
 - возможного поражения цели 297
 - срабатывания радиовзрывателя 298

- Оперативность АСУ 386
- Оптико-электронные средства 106
- Основные соотношения в антенных решетках 99
 - однозеркальных и многозеркальных антенных устройствах 98
- Ошибки динамические 203, 276, 287
 - инструментальные 290
 - наведения ЗУР 285
 - сопровождения цели 274
 - тропосферной рефракции 43
 - флуктуационные 290
- Оценка обстановки при подготовке боевых действий 334
 - при управлении огнем подразделений 341

п

- Плотность воздуха 39
 - огня 325
- Поглощение и ослабление ЭМ колебаний
 - в тропосфере 46
 - в ионосфере 47
- Подготовка стрельбы ЗР подразделений 319
 - зенитной артиллерии 355
- Поддержка авиационная непосредственная 17
- Полная аэродинамическая сила 49, 137
- Помехозащищенность РЛК 200
- Последовательность (пачка) импульсов 88
- Построение зоны обнаружения РЛК 192
- Потенциальные возможности РЛК 188
- Потребный наряд истребителей для уничтожения одиночной воздушной цели 248
 - заданной доли групповой воздушной цели 248
- Правила стрельбы 319
 - распределения огня 319
- Проекция полной дальности 57
- Пропускная способность АСУ 387
 - системы наведения истребителей 247
- Противовоздушная оборона ВМФ 8
 - историческая справка 9
 - сухопутных войск 7
- Процесс выработки решения на боевые действия 334
 - управления 368

Р

- Работное время управляющего органа 392
 - командного пункта 394
- Радиолокация 74
- Радиолокационная информация 75
- Раднотехнические войска 6, 178
- Разведка воздушная и космическая 337
- Разрешаемый объем РЛС 103
- Разрешающая способность РЛС по высоте 103
 - по дальности 109
 - по угловым координатам 103
- Разрешающая способность
 - с учетом влияния индикаторов 102
 - устройства отображения информации 385
- Распознавание целей 105
- Расчетно-экспериментальный способ определения зоны обнаружения РЛК 192
- Рефракция электромагнитных колебаний 42
 - тропосферная 43
 - ионосферная 44
- Решение командира на боевые действия 336
 - на уничтожение воздушного противника 342
 - задачи встречи 349
- Рубеж
 - ввода истребителей в бой 252
 - выполнения задачи воздушным противником 322
 - подъема истребителей 253

С

- Самолеты беспилотные 24
 - разведывательные 24
- Сближение с целью в воздушном бою 240
- Связи в системе управления 363
- Система координат геоцентрическая прямоугольная 65
 - поверхностная прямоугольная 65
 - связанная 66
 - скоростная 66
 - зенитного ракетного оружия 256
 - опознавания 184
 - отображения информации 213
 - передачи информации 212
 - съема и ввода информации 212

- управления 157, 360
- управления войсками 367
- управления боевыми средствами 367
- управления ракетами 167
- Способы подрыва боевой части ЗУР 298
 - противодействия стрельбе ЗУР 321
 - стрельбы зенитной артиллерии 357
 - целеуказания 346
- Специальные войска 6
- Спутники геодезические 37
 - метеорологические 37
 - навигационные 34
 - разведывательные 34
 - связи 34
- Среднеквадратическая ошибка 203
- Средства воздушно-космического нападения 16
- Статический потолок 53
- Стартовая позиция 333

Т

- Тактико-технические требования к самолету-истребителю 229
- Тактические приемы воздушного боя 237
- Температура воздуха 39
- Тепловое излучение ЛА в полете 107
- Тепловой барьер конструкции ЛА 52
- Типовые структуры управляющих органов 364
- Торможение потока воздуха 52
- Точность измерения координат целей 204
- Траектория ЗУР кинематическая требуемая 144
 - реализуемая 145

У

- Угол атаки 67
 - скольжения 67
- Управление огнем ЗРК 340, 388
- Устройство отображения информации 379
 - коллективного пользования 380
 - индивидуального пользования 382
 - передающие 95
 - приемные 96
 - антенные 97
 - индикаторные 100
- Участок активный 56
 - свободного полета 56
 - конечный 56
- Уязвимость цели 301

Ф

- Фазированные антенные решетки 97
- Формирование дискретных выборок 81
- Формуляр 382
- Функция неопределенности зондирующих сигналов 84

Х

- Характеристики АСУ 7
 - системы отображения информации 376
 - системы передачи информации 376
- Химический состав воздуха 40

Ц

- Целраспределение 345
- Целеуказание 343, 346
- Цикл управления 370

Ч

- Чувствительность приемника 96

Ш

- Штурмовики палубные 23

Э

- Электронное табло 382
- Элемент системы управления 361
- Энергия импульса 84
- Этапы воздушного боя 239
- Эффективная отражающая поверхность цели 70
- Эффективность АСУ 388
 - стрельбы 327
 - управления огнем подразделений 342

О Г Л А В Л Е Н И Е

Стр.

Предисловие	3
1. Противовоздушная оборона	
1.1. Задачи и структура ПВО	
1.1.1. Задачи и структура Войск ПВО	5
1.1.2. Задачи и структура противовоздушной обороны Сухопутных войск и ВМФ	6
1.2. Состояние и перспективы развития ПВО	
1.2.1. Историческая справка	9
2. Силы и средства воздушно-космического нападения противника	
2.1. Классификация сил и средств	
2.1.1. Общая характеристика СВКН и решаемых ими задач	16
2.1.2. Классификация средств воздушно-космического нападения	17
2.2. Аэродинамические средства нападения	19
2.3. Управляемые ракеты класса «воздух — земля» и «воздух — воздух»	25
2.3.1. Космические системы	34
3. Основы теории построения систем вооружения ПВО	
3.1. Характеристика среды воздушного пространства и ее влияние на распространение электромагнитных колебаний и условия полета летательных аппаратов	
3.1.1. Характеристика атмосферы Земли	38
3.1.2. Условия полета ЛА различного назначения	47
3.1.3. Законы движения летательных аппаратов	58
3.2. Принципы построения систем обнаружения средств воздушного противника	
3.2.1. Системы координат, применяемые для	

	решения задач обнаружения и определения местоположения летательных аппаратов	63
3.2.2.	Физические принципы, лежащие в основе получения информации о летательных аппаратах	68
3.2.3.	Обнаружение ЛА радиолокационными средствами	74
3.2.4.	Дальность действия и основные характеристики наземных и бортовых радиолокационных систем	89
3.2.5.	Обнаружение целей оптико-электронными средствами	106
3.3.	Методы определения координат и параметров движения СВН	
3.3.1.	Устройства измерения дальности	110
3.3.2.	Устройства сопровождения объектов по направлению	120
3.3.3.	Устройства сопровождения объектов по скорости	126
3.4.	Основы управления зенитными и авиационными ракетами	
3.4.1.	Сведения из аэродинамики	128
3.4.2.	Методы наведения ракет и системы управления	144
3.4.3.	Элементы систем управления ракетами	162
4.	Раднотехнические войска	
4.1.	Системы вооружения РТВ	
4.1.1.	Системы обнаружения	178
4.1.2.	Автоматизация обработки радиолокационной информации	206
4.1.3.	Система съема, передачи и отображения информации	212
4.2.	Боевые возможности РТВ	
4.2.1.	Определения и количественные показатели боевых возможностей	216
4.2.2.	Методы оценки боевых возможностей	217
5.	Истребительная авиация	
5.1.	Система вооружения истребительной авиации ПВО	
5.1.1.	Принципы построения авиационного ракетного комплекса	221
5.1.2.	Техническая реализация боевых средств авиационного ракетного комплекса	229

	<i>Стр.</i>
5.1.3. Боевые возможности авиационного ракетного комплекса (АРК)	234
5.2. Основы боевого применения истребительной авиации ПВО	
5.2.1. Основы тактики воздушного боя истребителей ПВО	237
5.2.2. Боевые возможности подразделений и частей ИА ПВО	245
6. Зенитные ракетные войска	
6.1. Системы зенитного ракетного оружия	
6.1.1. Боевые свойства, классификация, структура и принцип действия зенитных ракетных комплексов (ЗРК)	256
6.1.2. Боевые возможности ЗРК	266
6.2. Основы стрельбы зенитными управляемыми ракетами	
6.2.1. Задачи и сущность стрельбы зенитными управляемыми ракетами	282
6.2.2. Ошибки наведения ЗУР	285
6.2.3. Координатный закон поражения цели	296
6.2.4. Количественные показатели эффективности стрельбы ЗУР	303
6.2.5. Зоны поражения и пуска, возможности ЗРК по последовательному обстрелу целей	315
6.2.6. Основные понятия правил стрельбы	319
6.3. Тактика зенитных ракетных подразделений	
6.3.1. Основы боевого применения зенитных ракетных подразделений	322
6.3.2. Выработка и принятие решения командиром на боевые действия	334
6.3.3. Обеспечение боевых действий	337
6.3.4. Основы управления огнем подразделений при ведении боя	340
6.4. Зенитная артиллерия	
6.4.1. Сущность стрельбы по воздушной цели и общая характеристика зенитных артиллерийских комплексов (установок)	347
6.4.2. Стрельба по воздушной цели	352
6.4.3. Боевое применение зенитной артиллерии	357
7. Системы управления	
7.1. Общая характеристика систем и процесса управления	
7.1.1. Определение, структура и классификация систем управления	360

7.1.2. Процесс управления и его характеристика	368
7.2. Автоматизированные системы управления	
7.2.1. Элементы АСУ	374
7.2.2. Управление огнем ЗРК с использованием АСУ	388
8. Радиоэлектронная борьба	
8.1. Средства и способы ведения радиоэлектронной борьбы	399
8.2. Обеспечение электромагнитной совместимости радиоэлектронных средств	412
Предметный указатель	421

**СПРАВОЧНИК
ОФИЦЕРА
ПРОТИВОВОЗДУШНОЙ ОБОРОНЫ**

Редактор В. В. Серегин
Технический редактор Е. Н. Слепцова
Корректор Г. И. Селиванова

ИБ № 765

Сдано в набор 24.11.78. Подписано в печать 10.6.81.
Г-30900 Формат 70×90^{1/32}. Бумага тип. № 1 Печать высокая.
Гарн. литературн. Печ. л. 13^{1/2} Усл. печ. л. 15.795 Уч.-изд. л. 20.842
Тираж 40 000 экз. Изд. № 13/3647. Зак. 787. Цена 1 р. 40 к.

Восниздат
103160, Москва, К-160

Набрано и сматрицировано в Московской типографии № 13
Союзполиграфпрома при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,
107005, Москва, Б-5, Денисовский пер., д. 30.

Отпечатано во 2-й типографии Восниздата
191065, Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., д. 10