

ТЕМА № 1. Основы построения ЗРС.  
ЗАНЯТИЕ № 4. Системы управления ЗУР.

Учебные вопросы

1. Назначение систем управления ЗУР.
2. Системы телеуправления ЗУР.
3. Общие сведения о системах самонаведения ЗУР.
4. Комбинированные системы управления ЗУР.

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЗУР

Управление зенитной ракетой, обеспечивающее поражение цели, включает такие этапы, как управление стартом, полетом ракеты и подрывом боевой части. Своевременность и полнота решение задач на каждом этапе управления предопределяют результат стрельбы по цели.

В зависимости от конструктивных особенностей аппаратуры зенитного ракетного комплекса (ЗРК), его назначения и тактико-технических характеристик, аппаратурное обеспечение этапов управления ЗУР может быть достаточно простым или, наоборот, сложным.

Так, в некоторых образцах ПЗРК управление стартом включает только визуальный контроль готовности ракеты к старту и предварительное наведение ее системы сопровождения на цель, в ЗРК средней и большой дальности – проверку технической готовности наземных и бортовых систем к старту, снятие ступеней предохранения, управление линией старта и т.д.

На этапе управления полетом ракеты осуществляется вывод ее на требуемую траекторию и управления движением по этой траектории до точки встречи с целью. Система управления ЗУР вырабатывает команды управления органами изменения направления полета ракеты, в результате чего ракета движется по требуемой траектории.

На этапе управления подрывом боевой части ракеты выбираются способ и момент подрыва заряда, регулируется направление разлета

поражающих элементов боевой части. Основной задачей, решаемой на этом этапе, является поражение цели с заданной вероятностью.

В ряде образцов ЗРК нового поколения решение всех задач на рассмотренных этапах осуществляется практически полностью автоматически, что сводит время реакции комплекса на появление воздушной цели к минимуму.

Задачей стрельбы по воздушной цели является ее поражение (уничтожение). Для поражения цели 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.

Если время полета ракеты невелико, а цель движется с малой скоростью, равномерно и прямолинейно, то требуемая точность сближения ЗУР с целью может быть получена путем стрельбы с упреждением. Однако при больших скоростях и высокой маневренности современных воздушных целей, при сравнительно больших значениях полетного времени ракеты до точки встречи такой способ стрельбы не обеспечивает достаточной точности сближения ракеты с целью. Для получения высокой точности необходимо в течение всего времени полета ракеты к точке встрече с целью изменять направление ее движения соответственно изменению движения цели, т. е. применять для стрельбы по воздушной цели систему управления ЗУР.

Таким образом сближение ракеты с непрерывно перемещающейся в пространстве воздушной целью обеспечивается *системой управления ракетой*.

Под *системой управления зенитной управляемой ракетой* понимается совокупность устройств, определяющих положение ракеты и цели в воздушном пространстве и обеспечивающих выработку команд управления и наведение ракеты на цель в течение всего времени полета до встречи с целью.

Система управления обеспечивает также решение ряда других задач, предшествующих наведению ракеты на цель (управляет процессами подготовки пуска ЗУР, самого пуска ракеты и др.).

В целом, можно представить бесчисленное количество траекторий сближения ракеты с целью. Но из всего количества возможных траекторий, при стрельбе по цели, необходимо использовать одну, наиболее целесообразную с точки зрения тактических и технических соображений траекторию, которая называется *кинематической траекторией* (рис. 1).

Меру нарушения связи между требуемой и реальной траекторией движения ракеты в каждой плоскости наведения принято называть *параметром управления* или *сигналом рассогласования*. Этот сигнал пропорционален отклонению регулируемой величины от требуемого значения, т. е. является *ошибкой системы управления*. Система управления, изменяя направление полета ракеты, все время должна работать на устранение этой ошибки, и держать ее в таких пределах, при которых обеспечивается заданная точность сближения ракеты с целью.

В качестве параметра управления (рассогласования) принимается не угловое, а линейное отклонение ракеты от кинематической траектории. Обозначим это отклонение буквой  $h_{\varepsilon}$ , тогда  $K$  – текущая точка кинематической траектории ракеты,  $P$  – текущая точка реальной траектории ракеты,  $\varepsilon_K$ ,  $\varepsilon_P$  – текущие координаты в угломестной плоскости кинематической и реальной траектории соответственно.

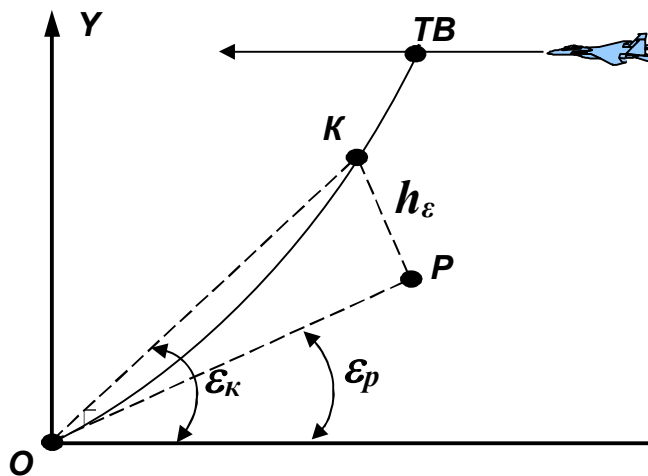


Рис. 1. Кинематическая траектория полета ЗУР в угломестной плоскости

Требуемая траектория сближения ракеты с целью задается *уравнениями связи*, определяющими движение ракеты в зависимости от координат и параметров движения цели. Характер этих связей обуславливается выбором *метода наведения*.

Следовательно, для сближения ракеты с целью система управления в каждый момент времени должна не только иметь информацию о координатах и параметрах движения цели и ракеты, но и задавать характер связи между ними, определять меру нарушения этих связей и на основании этого вырабатывать команды управления, обеспечивающие движение ракеты по требуемой траектории.

Выработка команд управления, т. е. наведение зенитной управляемой ракеты на цель, как правило, осуществляется лишь по направлению в двух взаимно перпендикулярных плоскостях (в связанной или скоростной системах координат).

Из сказанного следует, что любая система управления ракетой в общем случае должна включать (рис. 2):

- измеритель текущих координат ракеты и цели (ИК цели, ИК ракеты);
- СРП – счетно-решающий прибор (устройство определения параметра рассогласования и выработки команд управления);
- устройство передачи команд (УПК);
- автопилот (АП);
- ЗУР как объект регулирования.

*Измеритель координат (ИК)* представляет собой аппаратуру

слежения за целью и ракетой, расположенной на наземной станции сопровождении целей и наведения ракет, или координатор цели, устанавливаемый на борту ракеты (головка самонаведения или БРП).

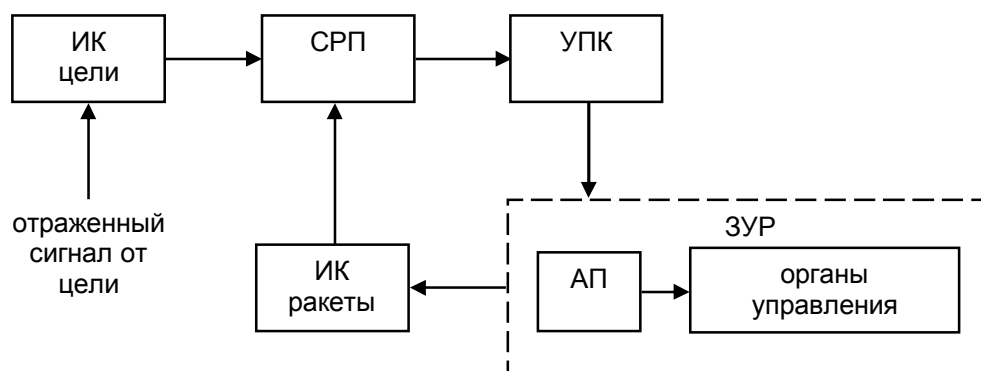


Рис. 2. Состав системы управления ЗУР

*Счетно-решающий прибор* по измеренным значениям текущих координат ракеты и цели и заданным уравнениям связи определяет параметр рассогласования и на его основе формирует команды управления ракетой (КУ).

Если СРП размещается на борту ракеты, то команды управления непосредственно выдаются на автопилот. При расположении СРП вне ракеты они передаются на ракету с помощью *устройства передачи команд* (УПК).

*Автопилот* обеспечивает стабилизацию ракеты и управление ее полетом, непосредственно воздействуя на органы управления ракеты (рули) в соответствии с величиной и знаком команд управления.

Так как ориентация ракеты в пространстве определяется тремя углами, то автопилот должен включать три канала стабилизации и управления: канал курса  $\psi$ , канал тангажа  $\alpha$  и канал крена  $\gamma$  (рис. 3).

Для стабилизации ракеты и улучшения динамических свойств системы управления на автопилот обычно выдается ряд дополнительных сигналов управления, снимаемых с чувствительных элементов автопилота. Эти сигналы характеризуют величины и скорости изменения углов курса,

тангажа и крена, линейное ускорения центра масс ракеты и т.д.

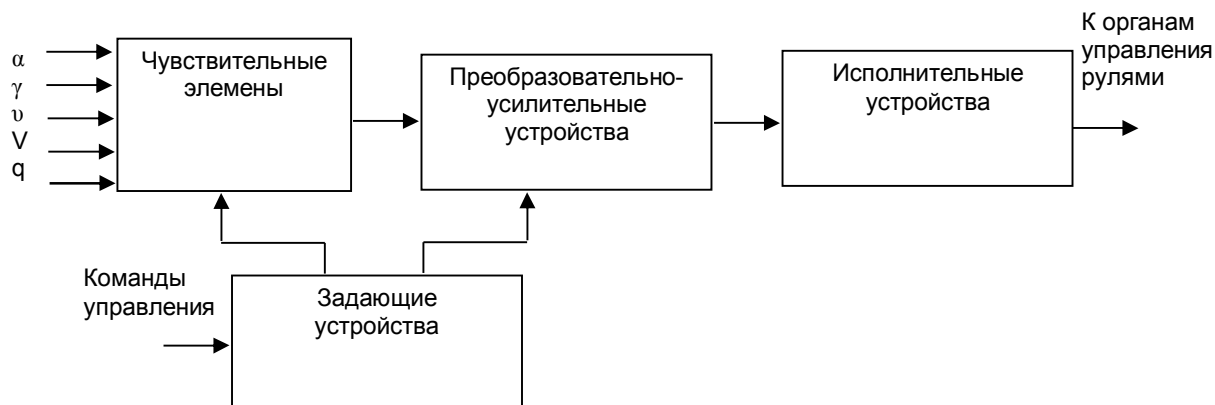


Рис. 3. Структурная схема автопилота

Канал крена может не использоваться для управления полетом ракеты. В этом случае автопилот осуществляет лишь стабилизацию ракеты по крену.

Отклонение органов управления ракетой приводит к возникновению нормальных (управляющих) сил, изменяющих направление полета ракеты.

В процессе наведения ЗУР положение в пространстве воздушной цели и ракеты непрерывно изменяется. Следовательно, система управления должна осуществлять наведение зенитной управляемой ракеты до момента ее встречи с целью.

Наведение ракеты на цель сопровождается ошибками, не позволяющими в общем случае получить прямое попадание ракеты в цель. Поэтому для поражения цели необходимо не только осуществить сближение ракеты с целью, но и решить задачу определения момента подрыва ее боевой части у цели, который выбирают исходя из условия обеспечения максимума вероятности поражения цели при заданной величине промаха ракеты. Решение этой задачи, как правило, достигается выбором соответствующих характеристик неконтактного взрывателя.

Для наведения зенитных управляемых ракет на цель используют следующие системы управления ЗУР:

- системы телеуправления;

- системы самонаведения;
- комбинированные системы управления.

Для решения частных задач движения ракеты находят применение и автономные системы управления.

В следующих вопросах занятия, будут рассмотрены эти системы более подробно.

## 2. СИСТЕМЫ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ ЗУР

*Системы телеуправления* это такие системы, в которых требуемое движение ракеты определяется наземным пунктом наведения (например, наземной станцией сопровождения целей и наведения ракет), непрерывно контролирующим параметры траектории цели и ракеты.

В зависимости от места формирования команд (сигналов) управления рулями ракеты эти системы делят на:

- системы наведения по лучу;
- командные системы телеуправления.

В *системах наведения по лучу* направление движения ракеты задается с помощью направленного излучения электромагнитных волн (радиоволн, лазерного излучения и др.).

Станция наведения непрерывно подсвечивает цель радиолучом, в котором движется ракета (рис. 4). Луч модулируется таким образом, чтобы при отклонении ракеты от заданного направления ее бортовые устройства автоматически определяли сигналы рассогласования и вырабатывали соответствующие команды управления ракетой.

Возможен вариант, когда ракета сопровождается отдельным лучом (рис. 5). Система работает таким образом, что бортовые устройства ракеты автоматически анализируют ее положение в луче и определяют отклонение от заданного направления, формируя сигнал рассогласования. При увеличении его значения больше допустимой величины, вырабатываются соответствующие команды управления, отработка которых автопилотом

возвращает ракету на кинематическую траекторию. Такую систему называют *двухлучевой системой теленаведения*.

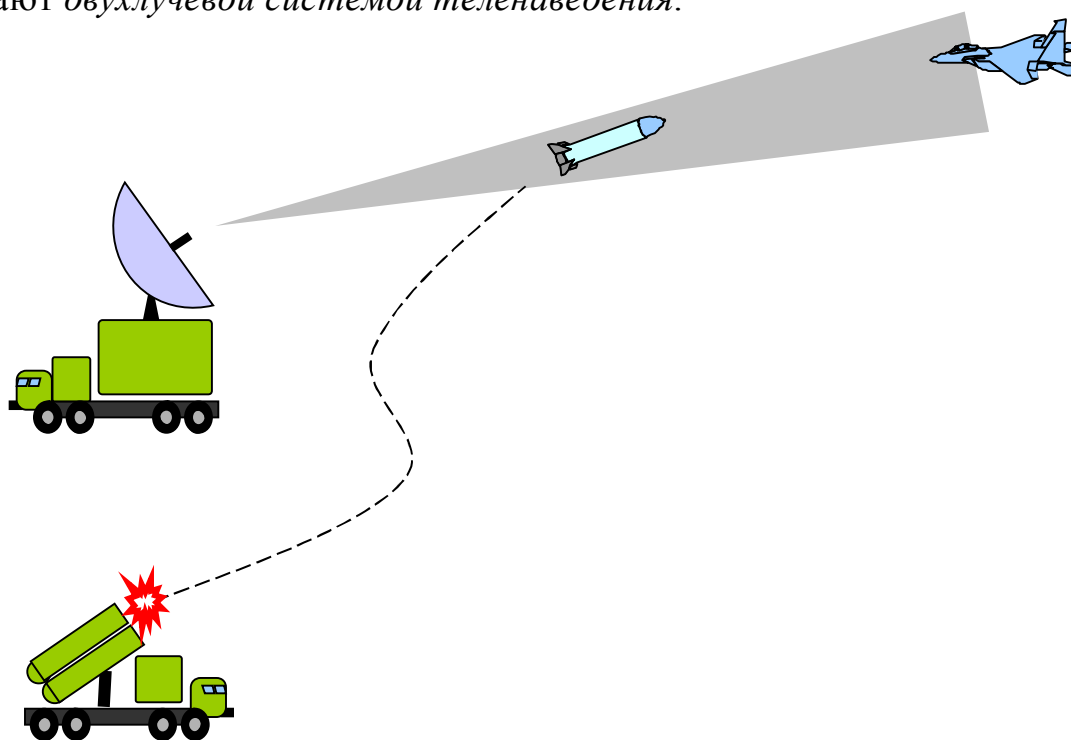


Рис. 4. Система наведения по лучу (однолучевая)

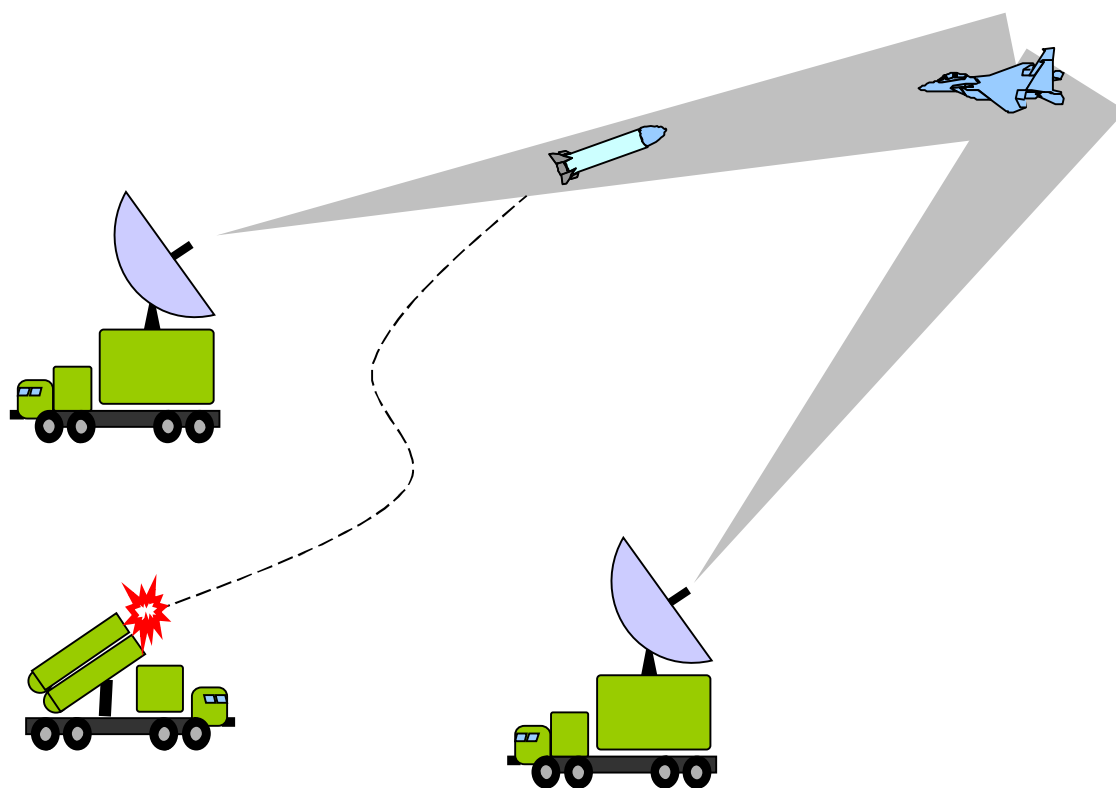


Рис. 5. Двухлучевая система теленаведения

Примером применения таких систем управления с



телеориентированием ракеты в лазерном луче (после ее вывода в этот луч) является многоцелевой ракетный комплекс ADATS, разработанный швейцарской фирмой «Эрликон» совместно с американской «Мартин Мариэтта».

Считается, что такой способ управления по сравнению с командной системой обеспечивает на больших дальностях большую точность наведения ракеты на цель.

В командных системах телеуправления команды управления полетом ракеты вырабатываются на наземном пункте наведения и по линии связи (линии телеуправления) передаются на борт ракеты.

В зависимости от способа измерения координат цели и определения ее положения относительно ракеты командные системы телеуправления делятся на:

- системы телеуправления первого вида (ТУ-I);
- системы телеуправления второго вида (ТУ-II).

В системах телеуправления первого вида (ТУ-I) измерение текущих координат цели осуществляется непосредственно наземным пунктом наведения, а в системах второго вида – бортовым координатором ракеты с последующей их передачей на пункт наведения. Выработка команд управления ракетой, как в первом, так и во втором случае осуществляется наземным пунктом наведения.

Схема командной системы телеуправления первого вида (ТУ-I) показана на рис. 6.

Определение текущих координат цели  $(r_u, \varepsilon_u, \beta_u)$  и ракеты  $(r_p, \varepsilon_p, \beta_p)$  осуществляется радиолокационной станцией сопровождения целей и наведения ракет. Как уже отмечалось на предыдущих занятиях, в некоторых комплексах эта задача решается двумя радиолокаторами, один из которых сопровождает цель (радиолокатор подсвета цели), а другой осуществляет наведение ракеты (станция наведения ракет).

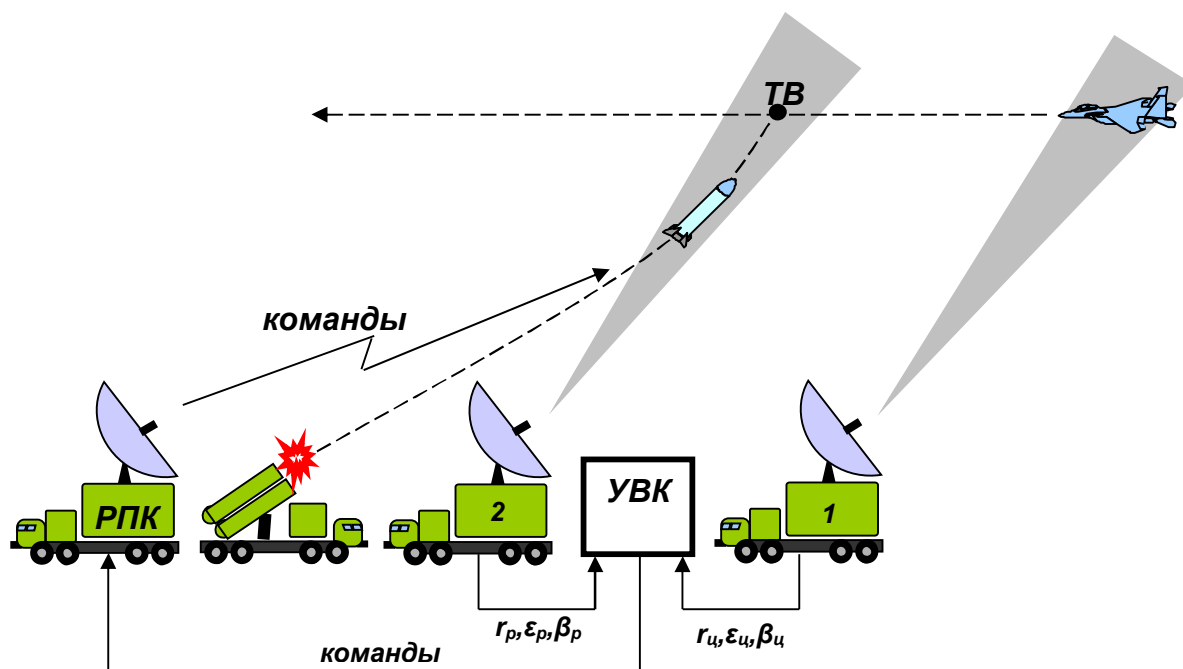


Рис. 6. Схема командной системы телеуправления первого вида (ТУ-I)

Визирование цели основано на использовании принципа активной радиолокации с пассивным ответом, т. е. на получении информации о текущих координатах цели из радиосигналов, отраженных от нее.

Сопровождение цели может быть автоматическим (АС), ручным (РС) или смешанным. Чаще всего РЛС имеют устройства, обеспечивающие различные виды сопровождения цели. Автоматическое сопровождение осуществляется без участия оператора, ручное и смешанное – с участием оператора.

Для визирования ракеты в таких системах, как правило, применяются радиолокационные линии с активным ответом. На борту ракеты устанавливается приемопередатчик, излучающий ответные импульсы на импульсы запроса, посылаемые пунктом наведения. Такой способ визирования ракеты обеспечивает ее устойчивое автоматическое сопровождение, в том числе и при стрельбе на значительные дальности.

Измеренные значения координат цели и ракеты подаются в устройство выработки команд (УВК), которое может выполняться на базе ЭЦВМ или в виде аналогового счетно-решающего прибора. Формирование

команд осуществляется в соответствии с выбранным методом наведения и принятым параметром рассогласования. Выработанные для каждой плоскости наведения команды управления шифруются и с помощью радиопередатчика команд (РПК) (устройства передачи команд (УПК)) выдаются на борт ракеты. Эти команды принимаются бортовым приемником, усиливаются, дешифрируются и через автопилот в виде определенных сигналов, определяющих величину и знак отклонения рулей, выдаются на рули ракеты. В результате поворота рулей и появления углов атаки и скольжения возникают боковые аэродинамические силы, которые изменяют направление полета ракеты.

Процесс управления ракетой осуществляется непрерывно до ее встречи с целью.

После вывода ракеты в район точки встречи с целью, как правило, с помощью неконтактного взрывателя решается задача выбора момента подрыва боевой части зенитной управляемой ракеты.

Командная система телеуправления первого вида (ТУ-I) не требует увеличения состава и массы бортовой аппаратуры, обладает большой гибкостью по числу и геометрии возможных траекторий ракеты. Основным недостатком системы – зависимость величины линейной ошибки наведения ракеты на цель от дальности стрельбы. Если, например, величину угловой ошибки наведения принять постоянной и равной  $1/1000$  дальности, то промах ракеты при дальностях стрельбы 20 и 100 км соответственно составит 20 и 100 м. В последнем случае для поражения цели потребуется увеличение массы боевой части, а следовательно, и стартовой массы ракеты. Поэтому система телеуправления первого вида (ТУ-I) используется для поражения целей ЗУР на малых и средних дальностях.

Схема командной системы телеуправления второго вида показана на рис. 7.



сопровождения целей и наведения ракет и выдаются в устройство выработки команд управления. Также в УВК поступают текущие координаты зенитной управляемой ракеты  $(r_p, \varepsilon_p, \beta_p)$ . Устройство выработки команд определяет параметр рассогласования и формирует команды управления, которые после соответствующих преобразований выдаются на борт ракеты.

Для приема этих команд, их преобразования и отработки ракетой на ее борту устанавливается такая же аппаратура, как и в системах телеуправления первого вида (7 – приемник команд, 8 – автопилот).

Основные достоинства системы телеуправления второго вида:

- независимость точности наведения ЗУР от дальности стрельбы;
- повышение разрешающей способности по мере приближения ракеты к цели;
- возможность наведения на цель требуемого числа ракет.

Основные недостатки системы:

- возрастание стоимости зенитной управляемой ракеты;
- невозможность режимов ручного сопровождения цели.

Следует отметить, что в современных ЗРС системы ТУ-II в чистом виде практически не используются (например, в различных модификациях ЗРС С-300). Для надежности наведения ЗУР на цель и повышения точности стрельбы при наведении ЗУР с помощью БРП одновременно измеряются координаты цели как на борту ЗУР, так и наземными средствами. Предпочтение отдается источнику, который обеспечивает наилучшую точность. Такой способ наведения получил название *бинарного*.

Таким образом, можно сказать, что по своей структурной схеме и характеристикам система телеуправления второго вида близка к системам самонаведения. Основные принципы построения и функционирования этих систем будут рассмотрены в следующем вопросе данного занятия.

### 3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИСТЕМАХ САМОНАВЕДЕНИЯ ЗУР

Самонаведением называется автоматическое наведение ракеты на цель, основанное на использовании энергии, идущей от цели к ракете.

Установленная на борту ракеты головка самонаведения (ГСН) автономно осуществляет сопровождение цели, определяет параметр рассогласования и формирует команды управления ракетой.

По виду энергии, которую излучает или отражает цель, системы самонаведения разделяются на:

- радиолокационные;
- оптические (инфракрасные или тепловые, световые, лазерные и др.).

В зависимости от места расположения первичного источника энергии системы самонаведения могут быть:

- пассивными;
- активными;
- полуактивными.

При *пассивном самонаведении* энергия, излучаемая или отражаемая целью, создается источниками самой цели или естественным облучателем цели (Солнцем, Луной). Следовательно, информация о координатах и параметрах движения цели может быть получена без специального облучения цели энергией какого-либо вида (рис. 8а).

Система *активного самонаведения* характеризуется тем, что источник энергии, облучающий цель, устанавливается на ракете и для самонаведения ЗУР используется отраженная от цели энергия этого источника (рис. 8в).

При *полуактивном самонаведении* цель облучается первичным источником энергии, расположенным вне цели и ракеты, например,

радиолокатором подсвета цели, при радиолокационном самонаведении (рис. 8б).

*Радиолокационные системы* самонаведения получили широкое

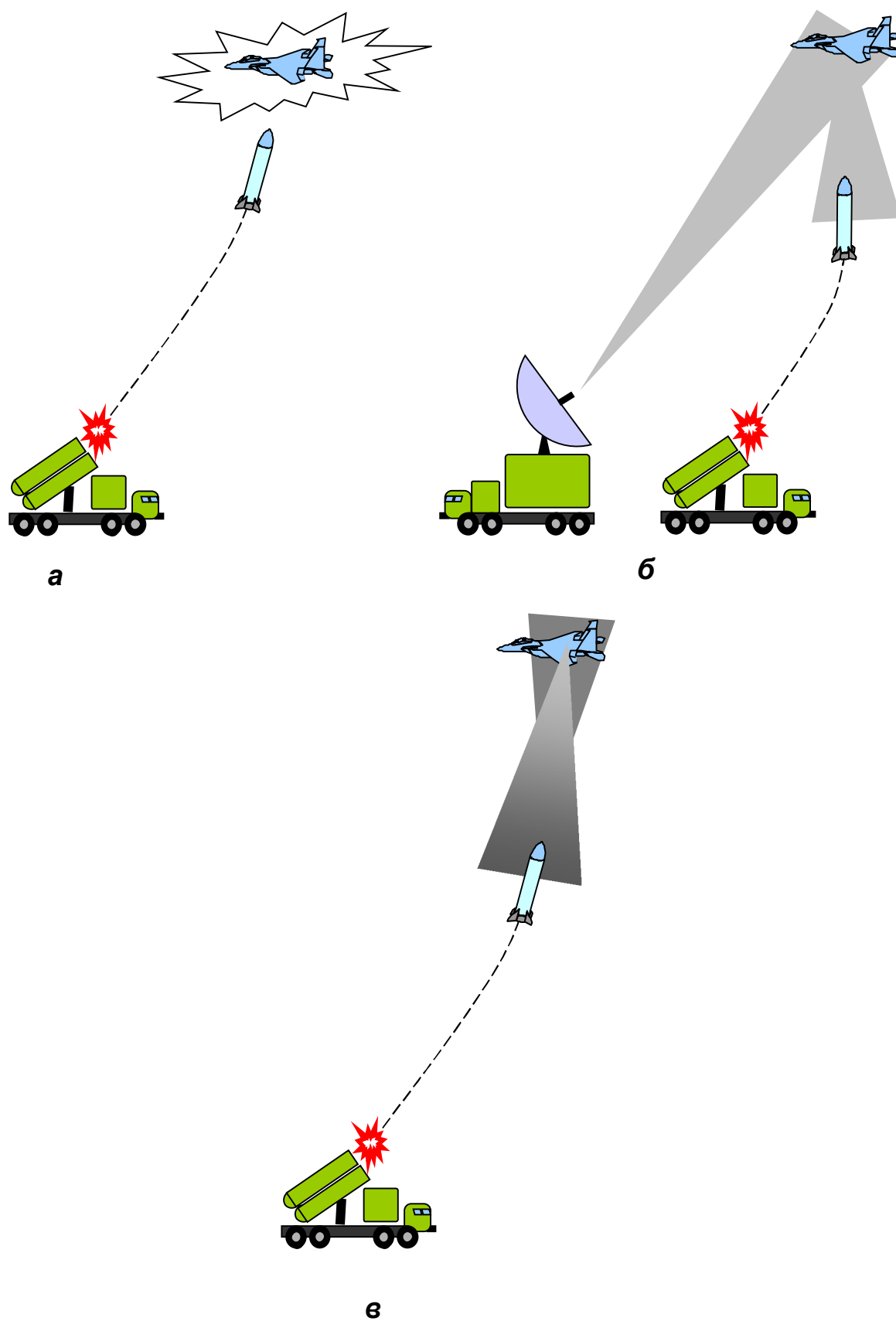


Рис. 8. Системы самонаведения  
(а – пассивная; б – полуактивная; в - активная)

распространение в ЗРК ввиду их практической независимости действия от метеорологических условий и возможности наведения ракеты на цель любого типа и на различные дальности. Они могут использоваться на всем или только на конечном участке траектории зенитной управляемой ракеты, т. е. в сочетании с другими системами управления (системой телеуправления, программного управления).

В радиолокационных системах применение пассивного способа самонаведения весьма ограничено. Такой способ возможен лишь в частных случаях, например при самонаведении ЗУР на самолет, имеющий на своем борту непрерывно работающий радиопередатчик помех, и др. Поэтому в радиолокационных системах самонаведения применяют специальное облучение («подсвечивание») цели. При самонаведении ракеты на всем участке ее траектории полета к цели по энергетическим и стоимостным соотношениям, как правило, применяются полуактивные системы самонаведения. Первичный источник энергии (радиолокатор подсвета цели) может располагаться либо прямо на пусковой установке (ЗРС С-300В), либо на определенном расстоянии от места пуска ракеты (на радиолокаторе подсвета цели).

Задачей радиолокатора облучения (подсвета) цели является непрерывное облучение цели электромагнитной энергией. В радиолокационной станции используется направленное излучение электромагнитной энергии, что требует непрерывного сопровождения цели по угловым координатам. Для решения других задач обеспечивается также сопровождение цели по дальности и скорости. Таким образом, наземная часть системы полуактивного самонаведения представляет собой радиолокационную станцию с автоматическим сопровождением цели.

Полуактивная головка самонаведения устанавливается на ракете и включает координатор и счетно-решающий прибор. Она обеспечивает захват и сопровождение цели по угловым координатам, дальности или скорости (или по всем четырем координатам), определение параметра



рассогласования и выработку команд управления.

На борту зенитной управляемой ракеты устанавливается автопилот, решающий те же задачи, что и в командных системах телеуправления.

В состав зенитного ракетного комплекса, использующего систему самонаведения или комбинированную систему управления, входят также оборудование и аппаратура, обеспечивающие подготовку и пуск ракет, наведение радиолокатора облучения на цель и т. п.

В комбинированных системах применяются как полуактивная, так и активная системы самонаведения. Ограничение по дальности активной системы самонаведения происходит за счет максимальной мощности первичного излучения, которую можно получить на ракете с учетом возможных габаритов и массы бортовой аппаратуры, в том числе и антенны головки самонаведения.

Для вычисления параметра рассогласования и выработки команд управления, следящие системы головки самонаведения должны непрерывно отслеживать цель. При этом формирование команды управления возможно при сопровождении цели только по угловым координатам. Однако такое сопровождение не обеспечивает селекцию цели по дальности и скорости, а также защиту приемника головки самонаведения от побочной информации и помех.

Для автоматического сопровождения цели по угловым координатам используются равносигнальные методы пеленгации. Угол прихода отраженной от цели волны определяется сравнением сигналов, принятых по двум или более несовпадающим диаграммам направленности. Сравнение может осуществляться одновременно или последовательно.

Наибольшее распространение получили пеленгаторы с мгновенным равносигнальным направлением, в которых используется суммарно-разностный способ определения угла отклонения цели. Появление таких пеленгационных устройств обусловлено в первую очередь необходимостью повышения точности систем автоматического сопровождения цели по

направлению. Такие пеленгаторы теоретически не чувствительны к амплитудным флюктуациям отраженного от цели сигнала.

В пеленгаторах с равносигнальным направлением, создаваемым путем периодического изменения диаграммы направленности антенны, и, в частности со сканирующим лучом, случайное изменение амплитуд отраженного от цели сигнала воспринимается как случайное изменение углового положения цели.

Принцип селекции цели по дальности и скорости зависит от характера излучения, которое может быть импульсным или непрерывным.

При импульсном излучении селекция цели осуществляется, как правило, по дальности с помощью стробирующих импульсов, открывающих приемник головки самонаведения в момент прихода сигналов от цели.

При непрерывном излучении сравнительно просто осуществить селекцию цели по скорости. Для сопровождения цели по скорости используется эффект Доплера. Величина доплеровского смещения частоты сигнала, отраженного от цели, пропорциональна при активном самонаведении относительной скорости сближения ракеты с целью, а при полуактивном самонаведении – радиальной составляющей скорости цели относительно наземного радиолокатора подсвета цели и относительной скорости сближения ракеты с целью. Для выделения доплеровского смещения при полуактивном самонаведении на ракете после захвата цели необходимо произвести сравнение сигналов, принятых радиолокатором подсвета цели и головкой самонаведения. Настроенные фильтры приемника головки самонаведения пропускают в канал изменения угла только те сигналы, которые отразились от цели, движущейся с определенной скоростью относительно ракеты.

*Инфракрасные (тепловые) системы самонаведения* зенитных ракет используют диапазон волн, как правило, от 1 до 5 мкм. В этом диапазоне находится максимум теплового излучения большинства воздушных целей. Возможность применения пассивного способа самонаведения – основное

преимущество инфракрасных систем. Система делается более простой, а ее действие скрытым от противника. До пуска ЗУР воздушному противнику труднее обнаружить такую систему, а после пуска ракеты создать ей активную помеху. Приемник инфракрасной системы конструктивно может быть выполнен значительно проще приемника радиолокационной ГСН.

Недостаток системы – зависимость дальности действия от метеорологических условий. Тепловые лучи сильно затухают при дожде, в тумане, в облаках. Дальность действия такой системы также зависит от ориентации цели относительно приемника энергии (от направления приема). Лучистый поток из сопла реактивного двигателя самолета значительно превышает лучистый поток его фюзеляжа.

Тепловые головки самонаведения получили широкое распространение в зенитных ракетах ближнего боя и малой дальности, например в ПЗРК.

*Световые системы самонаведения* основаны на том, что большинство воздушных целей отражает солнечный или лунный свет значительно сильнее, чем окружающий их фон. Это позволяет выделить цель на данном фоне и навести на нее зенитную ракету с помощью ГСН, осуществляющей прием сигнала в диапазоне видимой части спектра электромагнитных волн.

Достоинства данной системы определяются возможностью применения пассивного способа самонаведения. Ее существенный недостаток – сильная зависимость дальности действия от метеорологических условий. При хороших метеорологических условиях световое самонаведение невозможно также в направлениях, с которых в поле зрения угломера системы попадает мешающая энергия Солнца и Луны.

### 3. КОМБИНИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗУР

Под комбинированным управлением понимается сочетание различных систем управления при наведении ракеты на цель. В зенитных ракетных комплексах оно применяется при стрельбе на большие дальности для получения требуемой точности наведения ракеты на цель при

допустимых массовых значениях ЗУР. Возможны такие последовательные комбинации систем управления:

- телеуправление первого вида и самонаведение;
- телеуправление первого и второго вида;
- автономная система и самонаведение.

Применение комбинированного управления обуславливает необходимость решения таких следующих задач:

- сопряжение траекторий при переходе с одного способа управления на другой;
- обеспечение захвата цели головкой самонаведения ракеты в полете;
- использование одних и тех же устройств бортовой аппаратуры на различных этапах управления и др.

В момент перехода на самонаведение (телеуправление второго вида) цель должна находиться в пределах диаграммы направленности приемной антенны ГСН, ширина которой обычно не превосходит  $5-10^\circ$ . Кроме того, должно быть осуществлено наведение следящих систем ГСН по дальности, по скорости или по дальности и скорости, если предусмотрена селекция цели по данным координатам для повышения разрешающей способности и помехозащищенности системы управления.

Наведение ГСН на цель может производиться следующими способами:

- по командам, передаваемым на борт ракеты с пункта наведения;
- включением автономного автоматического поиска цели ГСН по угловым координатам, дальности и частоте;
- сочетанием предварительного командного наведения ГСН на цель с последующим поиском цели.

Каждый из первых двух способов имеет свои преимущества и существенные недостатки. Задача обеспечения надежного наведения ГСН на цель в процессе наведения ракеты является достаточно сложной и может потребовать применения третьего способа. Предварительное

наведение ГСН позволяет сузить диапазон поиска цели.

При комбинации систем телеуправления первого и второго вида после начала функционирования бортового радиопеленгатора в устройство выработки команд радиолокационной станции сопровождения целей и наведения ракет может поступать информация одновременно от двух источников: радиолокационной станции сопровождения целей и наведения ракет и бортового радиопеленгатора. На основе сравнения сформированных команд по данным каждого источника представляется возможным решить задачу сопряжения траекторий, а также повысить точность наведения ракеты на цель (снизить случайные составляющие ошибок путем выбора источника, взвешиванием дисперсий сформированных команд). Такой способ комбинации систем управления, как было указано ранее, получил название *бинарного управления*.

Комбинированное управление применяется в случаях, когда требуемые характеристики ЗРК не могут быть достигнуты применением одной системы управления.

### ЗАДАНИЕ НА САМОСТОЯТЕЛЬНУЮ ПОДГОТОВКУ

На самостоятельной подготовке более подробно изучить материал данного занятия, и дополнить свои конспекты.