

ТЕМА № 1. Основы построения ЗРС.

ЗАНЯТИЕ № 2. Зенитные управляемые ракеты, используемые в ЗРС.

Учебные вопросы

1. Назначение, аэродинамическая схема и компоновка ЗУР.
2. Основные узлы и агрегаты ЗУР.

1. НАЗНАЧЕНИЕ, АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СХЕМА И КОМПОНОВКА ЗУР

Зенитная управляемая ракета (ЗУР) – беспилотный летательный аппарат (ЛА) с реактивным двигателем, предназначенный для поражения воздушных целей.

Зенитные управляемые ракеты классифицируются (рис. 1):

- по количеству ступеней;
- по аэродинамической схеме;
- по способу наведения;
- по типу двигателя.

По количеству ступеней ЗУР могут быть:

- одноступенчатые;
- двухступенчатые.

По аэродинамической схеме различают ЗУР, выполненные по:

- нормальной схеме;
- бескрылой схеме;
- схеме «бесхвостка»;
- схеме «утка»;
- схеме «поворотное крыло».

По способу наведения различают:

- самонаводящиеся ЗУР;
- телеуправляемые ЗУР.

По типу двигателя зенитные управляемые ракеты могут быть:

- ЗУР с ракетным двигателем;

– ЗУР с воздушно-реактивным двигателем (ВРД).

Одноступенчатые ракеты, как например, ЗУР ЗРК С-25, работают на одном двигателе (рис. 2).

Двухступенчатые ЗУР – это ракеты, в которых устанавливаются два двигателя: стартовый и маршевый, как например, это сделано в зенитных ракетах, используемых в ЗРК С-125М (рис. 3). Стартовый двигатель, называемый иногда стартовым ускорителем, служит для придания ЗУР высокой скорости полета на начальном (стартовом) участке траектории (размещен в первой ступени корпуса ЗУР).

Применение стартового двигателя необходимо для сокращения общего полетного времени ЗУР и для более быстрого обеспечения ее управляемости

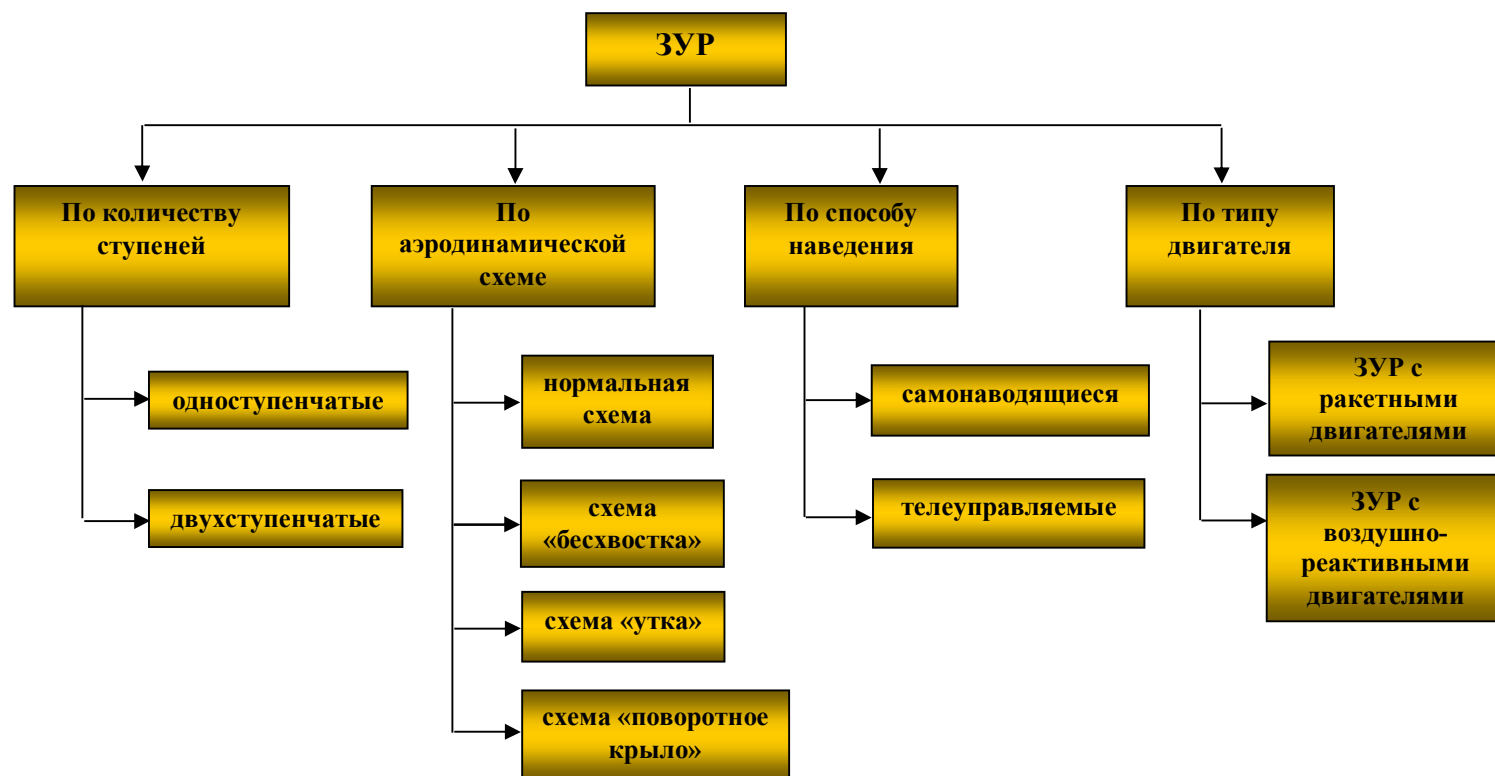


Рис. 1. Классификация зенитных ракет

(поскольку при малых скоростях управление ракетой невозможно, из-за малого сопротивления встречных воздушных потоков). По мере выгорания топлива стартовый двигатель (стартовая ступень) автоматически сбрасывается.

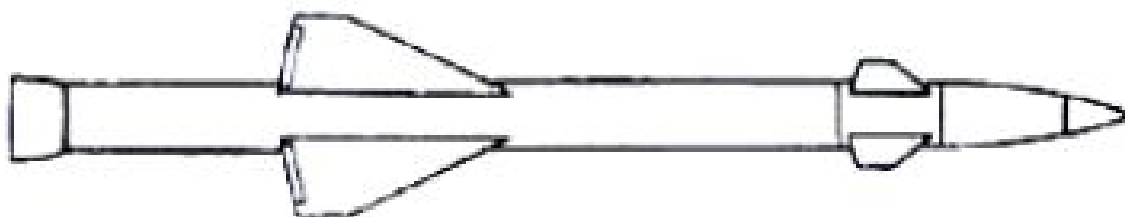


Рис. 2. Одноступенчатая зенитная управляемая ракета ЗРК С-25М

Маршевый двигатель (размещен во второй ступени корпуса ЗУР) служит для обеспечения определенной скорости, дальности и высоты полета зенитной ракеты на основном участке траектории ее полета.

Следует отметить, что современные зенитные управляемые ракеты в основном являются одноступенчатыми (например, ЗУР ЗРС С-300 ПС).

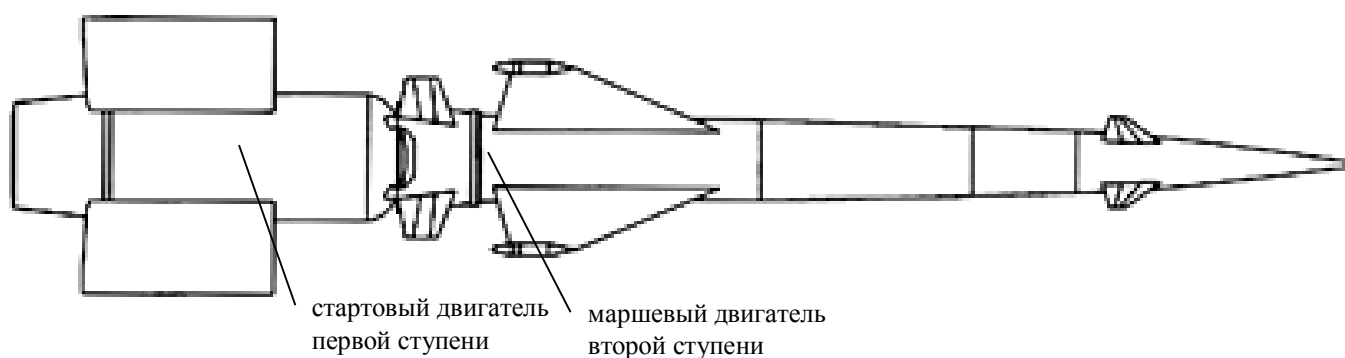


Рис. 3. Двухступенчатая зенитная управляемая ракета ЗРК С-125М

При *нормальной аэродинамической схеме*, рули расположены в хвостовой части корпуса, а крылья – впереди. *Бескрылая схема и схема «бесхвостка»* являются разновидностями нормальной аэродинамической схемы.

В первом случае отсутствуют крылья, а во втором рули непосредственно

примыкают к крыльям (рис. 4 а,б,в).

В *схеме «утка»* рули вынесены далеко вперед от центра тяжести ЗУР, а стабилизаторы расположены в хвостовой части корпуса (рис. 4 г).

В *схеме «поворотное крыло»* подвижные поверхности (аэродинамические рули) располагаются, как правило, в районе центра тяжести ЗУР, а крылья – в хвостовой части корпуса (рис. 4 д).

Преимуществом нормальной схемы является то, что рули, расположенные на значительном удалении от центра тяжести ракеты, создают достаточные управляющие моменты при их относительно небольших площадях. Благодаря этому уменьшаются мощность и вес приводов рулей, а также снижается лобовое сопротивление ЗУР. Недостаток этой схемы – запаздывание маневра ракеты после отклонения рулей.

Достоинством схемы «утка» также является малая площадь рулей. Недостатком можно считать вредное воздействие потока воздуха от носовых рулей на крылья. В целом эта схема обладает большим быстродействием при реализации маневра при повороте рулей.

Преимущества схемы «поворотное крыло» заключаются в удобстве компоновки (бортовая аппаратура управления полетом и автопилот могут располагаться в средней части корпуса непосредственно возле осей аэродинамических рулей), что значительно повышает маневренность таких ЗУР. Основной недостаток этой схемы – большая площадь рулей, что приводит к росту лобового сопротивления и требует увеличения мощности, а значит, и большего веса приводов аэродинамических рулей.

Самонаводящейся называется ракета, на борту которой установлена аппаратура управления ее полетом.

Телеуправляемыми называют ЗУР, управляемые (наводимые) наземными средствами управления (наведения).

Рассмотрим возможный вариант компоновки и особенности общего устройства ЗУР.

ЗУР как правило, включает в себя следующие основные части (рис. 5):

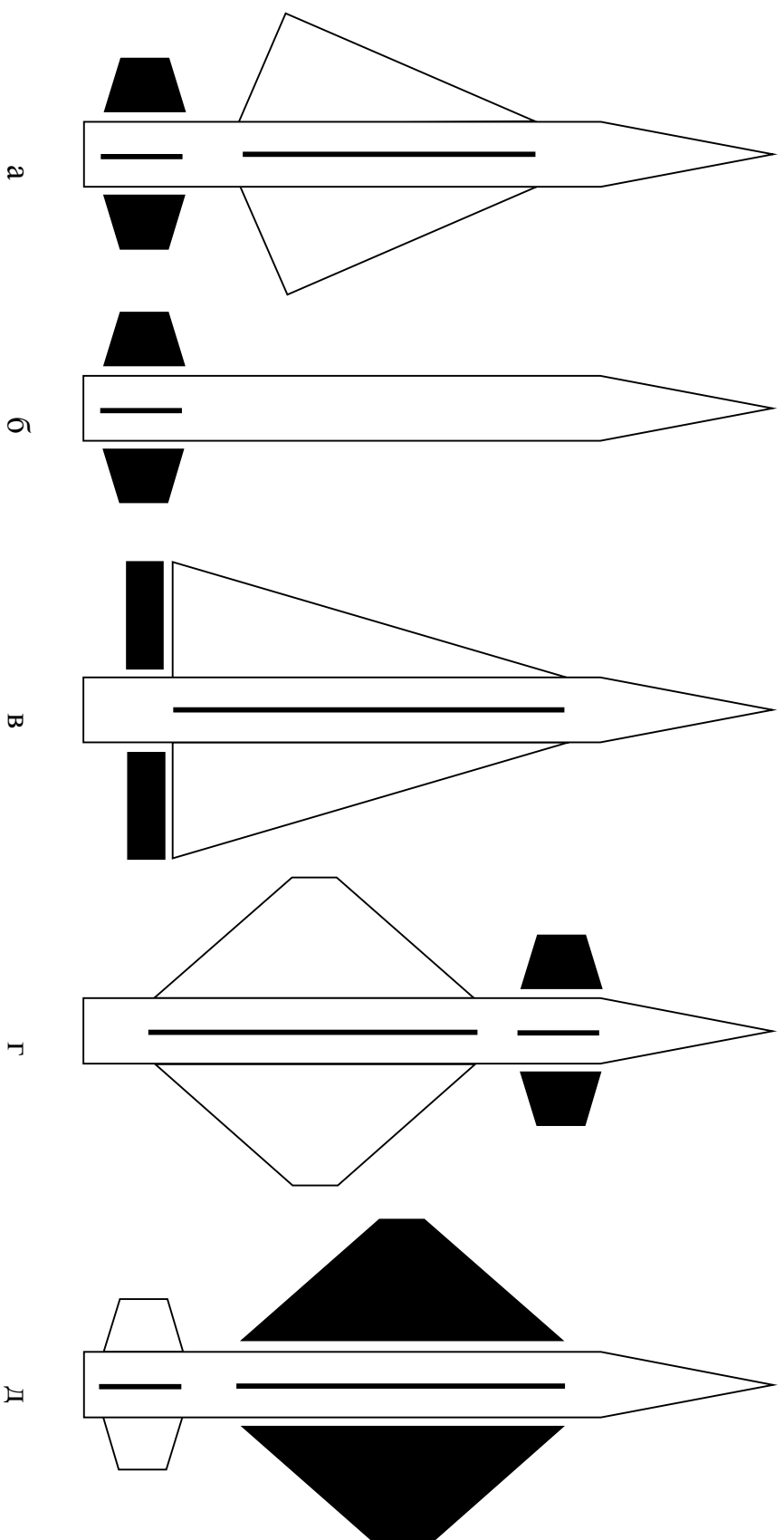


Рис. 4. Аэродинамические схемы ЗУР

а – нормальная схема; б – бескрылая схема; в – схема «бесхвостка»; г – схема «утка»; д – схема «поворотное крыло»

- планер;
- двигатель;
- бортовая аппаратура управления полетом;
- автопилот (АП);
- боевое снаряжение (боевая часть, взрыватель);
- бортовой источник электропитания.

Все бортовые устройства размещены на планере ракеты.

Планер является несущей конструкцией ракеты и состоит из:

- корпуса;
- аэродинамических поверхностей.

Корпус планера изготавливается обычно цилиндрической формы с конической или оживальной головной частью. Оживал образуется вращением дуги, центр этой дуги может быть в плоскости основания головной части ЗУР (рис. 6).

Корпус современных ЗУР, как правило, состоит из 4-х отсеков (рис. 5):

Отсек №1 – носовая часть ракеты. В нем, как правило, размещается антенная система головки самонаведения (ГСН) или бортового радиопеленгатора (БРП).

Отсек №2 – аппаратный отсек. В этом отсеке размещена бортовая аппаратура управления полетом, автопилот и боевое снаряжение ЗУР.

Отсек №3 – отсек, в котором размещен двигатель ракеты.

Отсек №4 – отсек управления. В отсеке располагаются задняя часть двигателя и сопло с газовыми рулями. На корпусе отсека установлены четыре аэродинамических руля-элерона. В отсек также входит механизм управления воздушными и газовыми рулями.

Аэродинамические поверхности размещаются на корпусе планера и

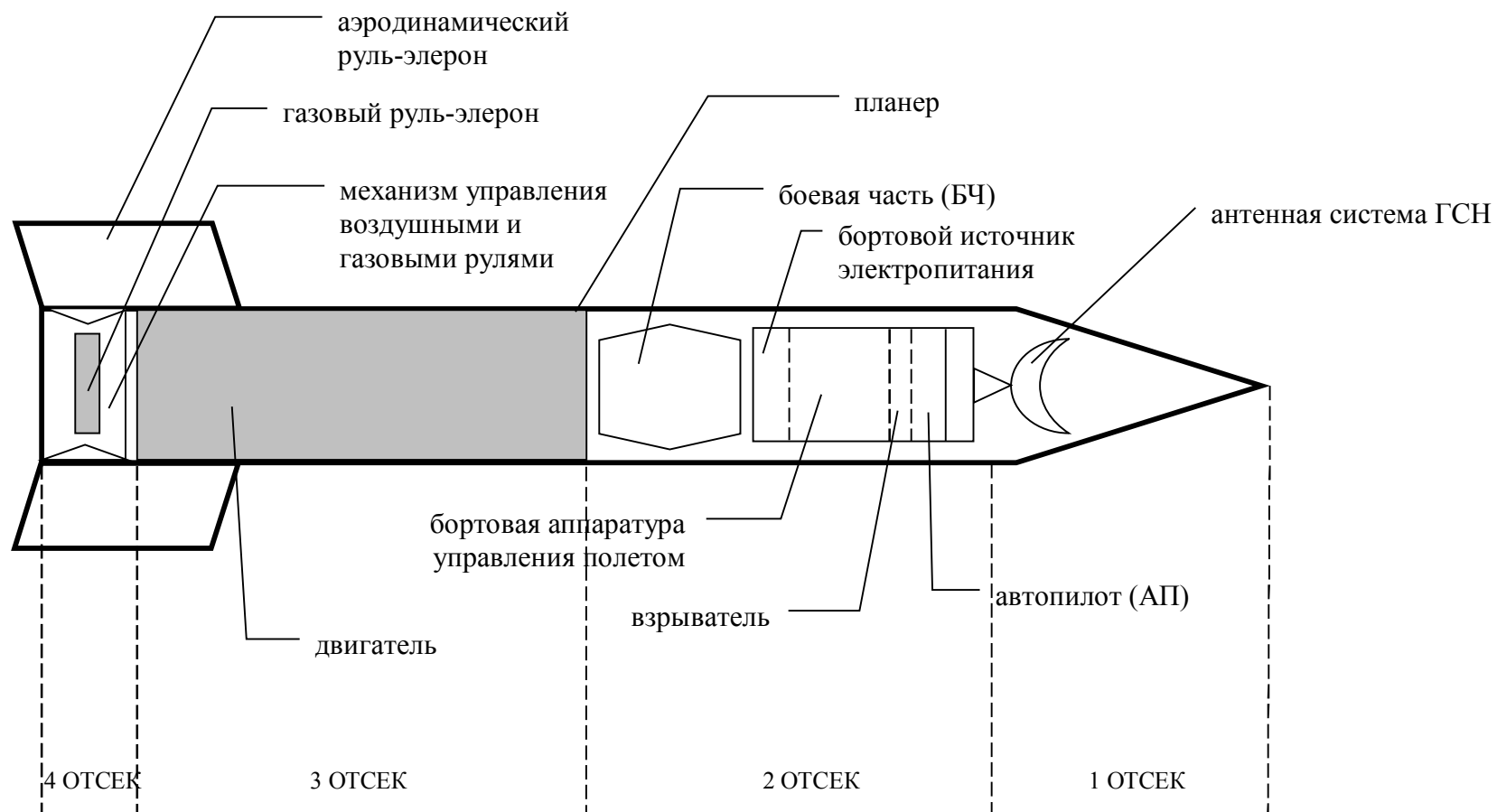


Рис. 5. Схема компоновки зенитной управляемой ракеты (вариант)

служат для создания подъемной и управляющих сил в полете, а также для стабилизации полета ЗУР.

К ним относятся:

- крылья (неподвижные аэродинамические поверхности);
- аэродинамические рули (подвижные аэродинамические поверхности).

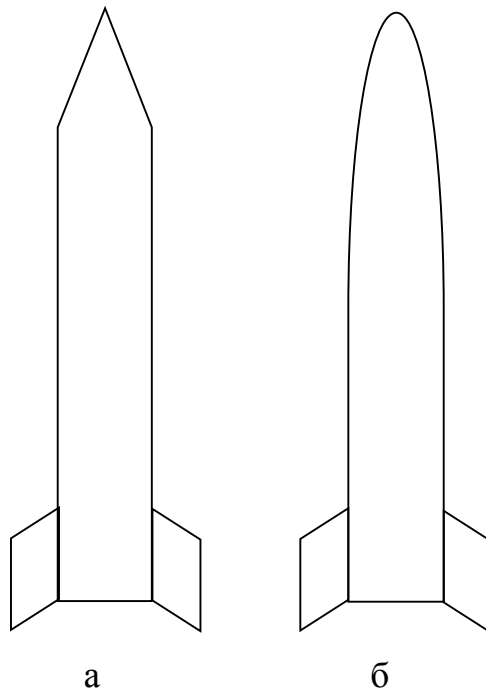


Рис. 6. Планеры ЗУР

(а – с конической головной частью корпуса; б – с оживальной головной частью)

Крылья служат для создания подъемной силы и стабилизации зенитной ракеты в полете (поэтому их иногда называют стабилизаторами).

Аэродинамические рули предназначены для управления ЗУР в полете. Свои функции они выполняют при поворотах относительно продольной оси ЗУР на определенный угол.

Таким образом, при повороте аэродинамических рулей изменяется воздействие воздушного потока и, как результат этого, направление подъемной силы. По своему назначению рули разделяют на рули поворота и рули высоты (рис. 7). Для исключения крена ракеты (например, относительно оси Y_p) при наличии рулей применяют дополнительные подвижные

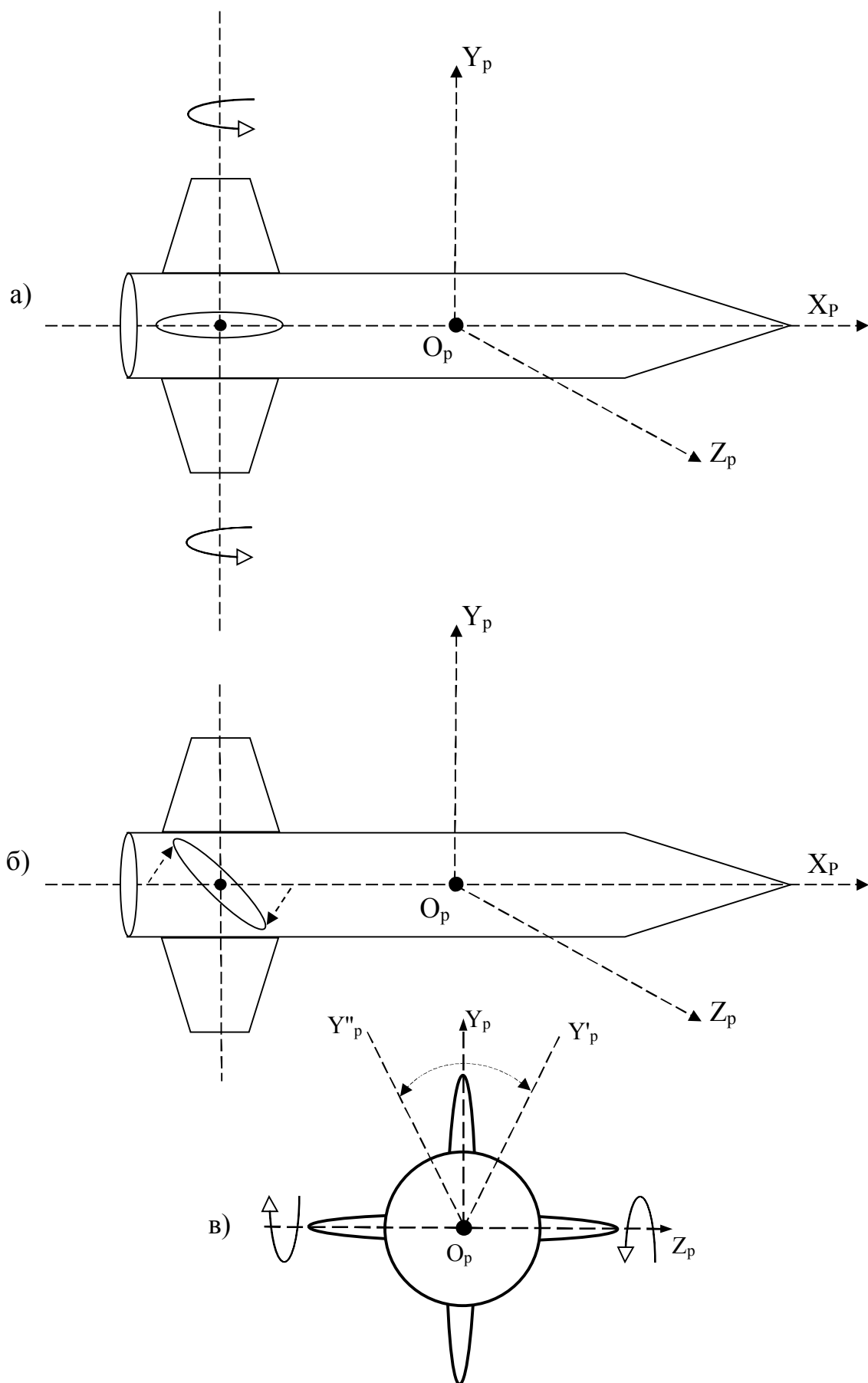


Рис. 7. Аэродинамические рули ЗУР

(а – рули поворота; б – рули высоты; в – элероны)

аэродинамические поверхности, которые называются элеронами.

Отклоняясь, рули воспринимают встречный поток воздуха, который создает давление на их поверхность (рис. 7 а,б). За счет возникающей реакции ракета будет отклоняться, приобретая новое направление, противоположное направлению отклонения рулей. Управляющие усилия рулей зависят от скорости полета.

Действия элеронов сводятся к следующему. Для ликвидации кренящего момента элероны отклоняются в разные стороны (рис. 7 в). Таким образом, рули-элероны выполняют функцию подвижных стабилизаторов.

В целом стабилизация ЗУР в полете представляет собой процесс сохранения ориентации ракеты в пространстве, заданной при старте на весь цикл наведения, и предотвращения ее угловых перемещений, не предусмотренные методом наведения. Для исключения самопроизвольных изменений углового положения ракеты применяют систему стабилизации, аппаратура которой входит в состав автопилота.

При полете с малой скоростью, которая бывает в начале полета, а также при полете на больших высотах, где плотность атмосферного воздуха

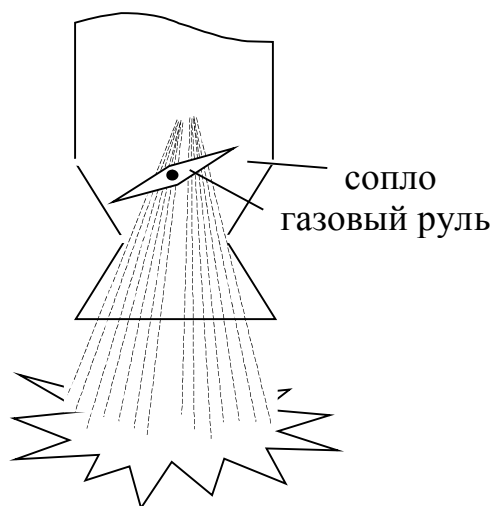


Рис. 8. Принцип газодинамического управления ЗУР

незначительна, аэродинамическое управление дополняется газодинамическим (рис. 8), как правило, за счет применения газовых рулей. В этом случае газовые рули устанавливаются в потоке струи, истекающей из сопла ракетного двигателя. При отклонении этих рулей создается усилие, которое передается на корпус ракеты.

Взаимное расположение подвижных и неподвижных аэродинамических поверхностей, а также их положение относительно центра тяжести ракеты определяют так называемую *аэродинамическую схему* ЗУР (виды

аэродинамических схем были перечислены выше).

В процессе полета ЗУР ее планером создаются аэродинамические силы, необходимые для управления ракетой и стабилизации ее в полете (рис. 9). Полная аэродинамическая сила \bar{R} возникает в результате взаимодействия набегающего потока воздуха с поверхностью планера движущейся ракеты и складывается из силы лобового сопротивления \bar{Q} , подъемной \bar{Y} и боковой сил \bar{Z} .

Сила лобового сопротивления является вредной силой, так как оказывает тормозящее действие на летящую ракету, уменьшая скорость и дальность ее полета. Поэтому при создании ЗУР стремятся уменьшить ее величину путем выбора рациональной формы планера ракеты.

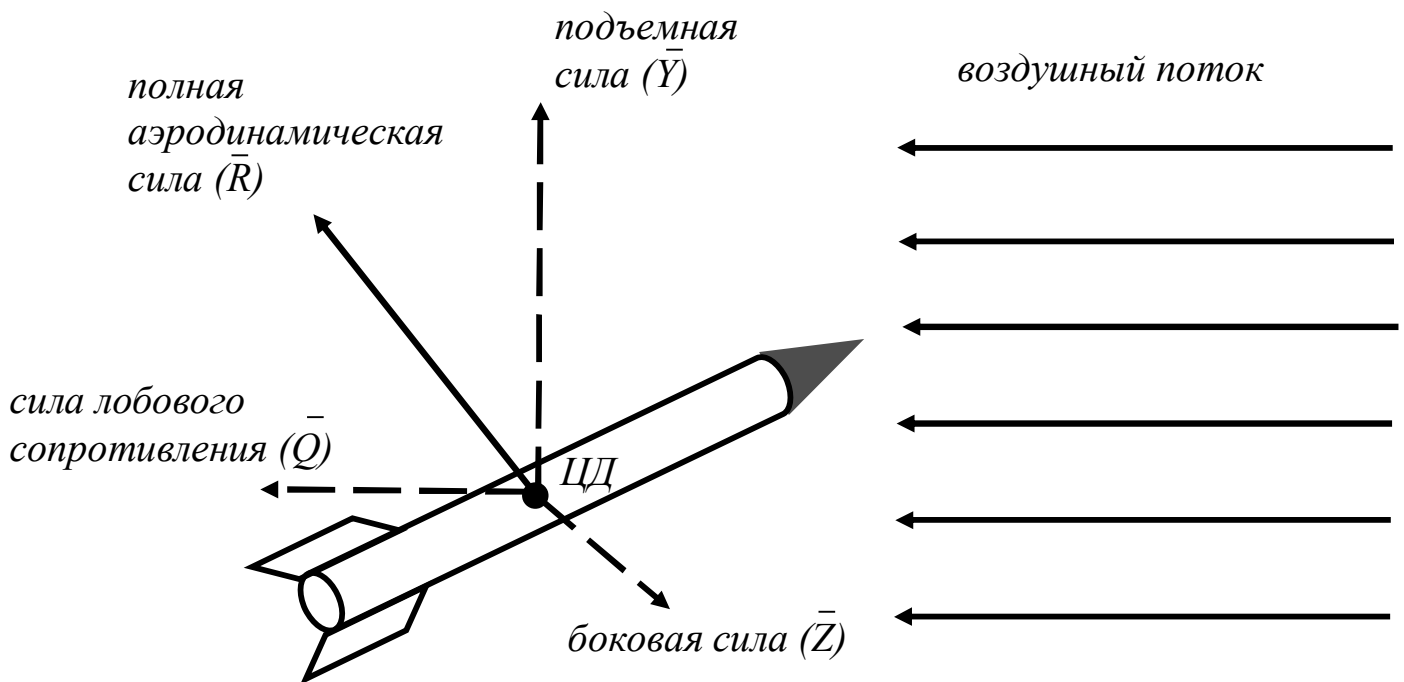


Рис. 9. Аэродинамические силы создаваемые планером ЗУР

Как уже было указано, двигатели ЗУР делятся на две группы:

- ракетные;
- воздушно-реактивные.

Ракетным называется 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);
- жидкостные ракетные двигатели (ЖРД).

В качестве топлива в РДТТ используются ракетные пороха и смесевые твердые топлива, которые заливаются и прессуются непосредственно в камеру сгорания двигателя.

Воздушно-реактивные двигатели (ВРД) – двигатели, в которых окислителем служит кислород, забираемый из окружающего воздуха. В результате на борту ракеты содержится только горючее, что позволяет увеличить запас топлива. Недостаток ВРД – невозможность их работы в разреженных слоях атмосферы. Они могут применяться на ракетах до высот полета 35 – 40 км.

Бортовая аппаратура управления полетом обеспечивает управление полетом ракеты (рис. 5, слайд №4). В телеуправляемых ЗУР она представляет собой часть аппаратуры управления, предназначенную для приема команд с наземных средств наведения и передачи их на автопилот. В самонаводящихся ракетах бортовая аппаратура управления полетом самостоятельно формирует команды управления. В этом случае в ее состав входит бортовой координатор (бортовой радиопеленгатор).

Автопилот предназначен для стабилизации ракеты в полете, предотвращая ее произвольное вращение под действием внешних сил (рис. 5).

Взрыватель и боевая часть составляют боевое снаряжение ракеты, обеспечивающее непосредственное уничтожение цели (рис. 5).

Для обеспечения бортовой аппаратуры электроэнергией на борту ЗУР устанавливают бортовой источник электропитания, чаще выполняемый в виде аккумуляторных батарей.

В современных ЗРК, состоящих на вооружении ЗРВ ВВС, в основном применяются одноступенчатые ракеты, оснащенные ракетным двигателем

твердого топлива (РДТТ), принадлежащие к телеуправляемым ЗУР и выполненные по бескрылой аэродинамической схеме. Вариант компоновки такой ракеты показан на рис. 5.

2. ОСНОВНЫЕ УЗЛЫ И АГРЕГАТЫ ЗУР

Бортовая аппаратура управления полетом ракеты является составной частью системы управления полетом ЗУР. Ее устройство определяется принятой системой управления, реализованной в ЗРК.

Так, например, в системах теленаведения и самонаведения (самонаводящиеся ЗУР) бортовая аппаратура управления включает координатор цели и счетно-решающий прибор (СРП). Координатор измеряет параметр рассогласования (сигнал ошибки) и выдает в СРП напряжение рассогласования соответствующей величины и знака. В СРП формируются команды управления, в состав которых вводятся составляющие компенсации ошибок наведения. С выхода СРП команды управления поступают на АП для управления рулями ракеты.

В системах командного телеуправления II вида на борту ракеты (телеуправляемой) устанавливают бортовой координатор (бортовой радиопеленгатор), измеряющий текущие угловые координаты цели, и передатчик для выдачи их в соответствующем коде на наземные средства наведения.

В целом командная система наведения или телеуправления заключается в том, что ракета получает команды с наземных средств наведения. Командой называют сигнал управления, который при определенных условиях приводит в действие рули, отклоняя их на требуемую величину. Сигналом ошибки называют обнаруженное отклонение ЗУР от требуемого направления.

Наземные средства наведения, получая непрерывно информацию о положении ракеты и цели, вырабатывает сигнал ошибки, и преобразуют его в сигнал управления – команду.

Характерной особенностью бортовых координаторов является использование равносигнальных методов измерения текущих координат цели

(пеленгации цели). Антенные системы бортовых координаторов выполняют роль угловых датчиков, при этом в зависимости от построения этих систем для извлечения информации об угловом положении цели используются амплитудные или фазовые соотношения их выходных сигналов. В соответствии с этим бортовые координаторы подразделяются на амплитудные и фазовые.

Как при амплитудной, так и при фазовой пеленгации определение угловых координат цели производится путем совмещения равносигнального направления (РСН) антенны с направлением на цель.

Управление ЗУР может осуществляться по различным вариантам. В настоящее время наибольшее применение нашли два из них, это так называемые командное телеуправление первого вида (ТУ-I) и командное телеуправление второго вида (ТУ-II). По первому варианту (ТУ-I), наземные средства наведения, получая непрерывно информацию о положении ракеты и цели, вырабатывает сигнал ошибки, и преобразуют его в сигнал управления – команду. По второму варианту (ТУ-II), сигнал ошибки вырабатывается на борту ЗУР, передается на наземные средства наведения, где также преобразуется в команду управления.

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 и азимутальной плоскостях и при движении относительно продольной оси ракеты (по крену) используются три независимых канала стабилизации – по тангажу, курсу и крену (рис. 10).

Чувствительные элементы АП измеряют угловые отклонения ракеты α (по тангажу), γ (по крену), ψ (по курсу), ее скорость V и скоростной напор $q = \rho V^2 / 2$. Так, при воздействии внешних возмущений (под воздействием ветра, при изменении плотности воздуха, асимметрии ракеты и т.п.)

происходит, например, поворот ракеты на некоторый угол γ вокруг продольной оси OX_I т.е. возникает крен (рис. 7 в). 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

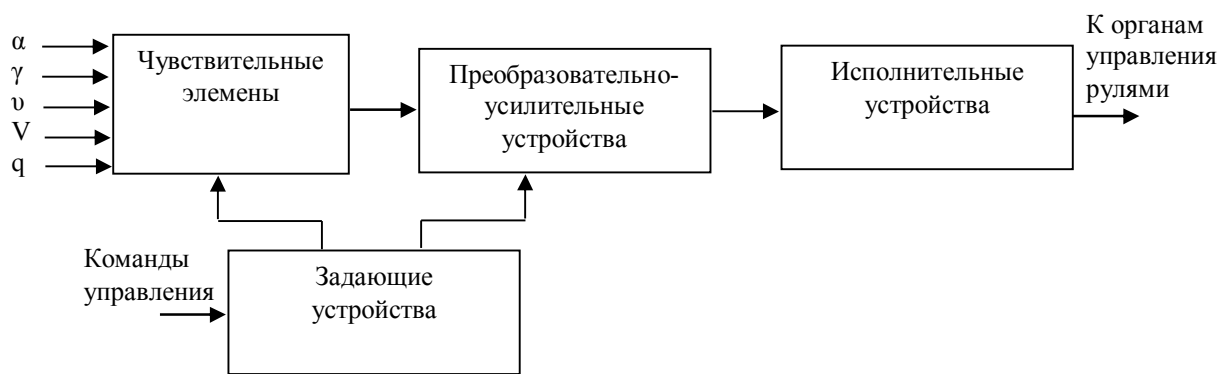


Рис. 10. Структурная схема автопилота

ракеты по крену измеряет величину угла и выдает пропорциональный по величине сигнал. После усиления и преобразования этот сигнал, как правило, поступает на наземные средства наведения, которые вырабатывают команду управления на устранение крена ЗУР и выдают ее на автопилот ракеты, вырабатывающий сигнал 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_I и OZ_I .

В системах стабилизации ракет в качестве чувствительных элементов используются гироскопы, датчики линейных ускорений (акселерометры), датчики скоростного напора и др.

Гироскоп (рис. 11) представляет собой быстро вращающийся маховик (ротор I), укрепленный концами оси вращения 4 в рамке, называемой рамкой гироскопа $2,3$. Ротор приводится во вращение электродвигателем.

При сообщении ротору гироскопа скорости вращения вокруг оси Y он

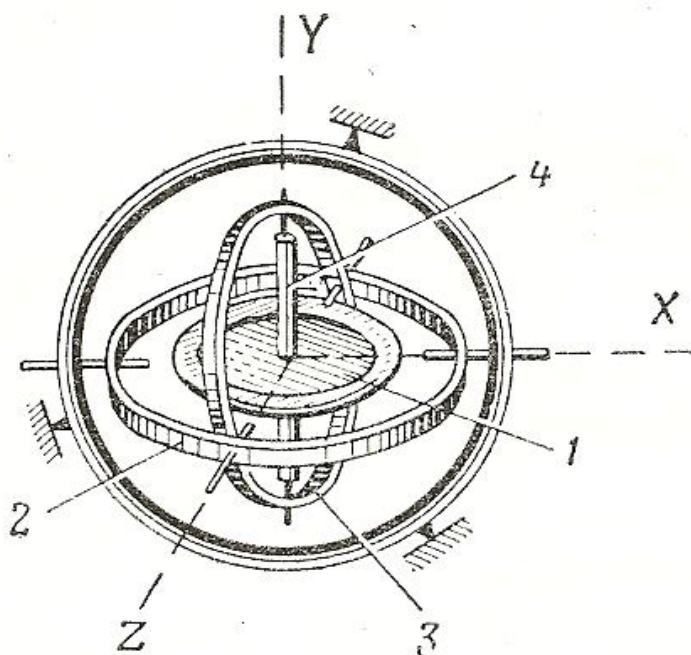


Рис. 11. Гироскоп:
1 – ротор; 2, 3 – рамки гироскопа; 4 – ось ротора.

сохраняет положение оси Y в пространстве неизменным, если на нее не действуют внешние силы. Способность сохранять неизменным положение оси Y в пространстве зависит от момента инерции и скорости вращения ротора.

Чем больше скорость вращения ротора вокруг оси Y и чем больше его момент инерции (т.е. масса сосредоточена на ободе и обод имеет большой диаметр), тем выше способность гироскопа сохранять постоянство положения оси Y в пространстве.

При приложении к гироскопу внешних сил он будкт прецессировать (рис. 12). Прецессией гироскопа называют способность ротора гироскопа отклоняться от плоскости вращения вокруг оси под действием внешней силы. При этом отклонение происходит не в направлении действия внешней силы, а развернуто на 90° в сторону вращения ротора.

Пусть внешняя сила A приложена к рамке 2. Через ось 4 она передается на внутреннюю рамку 3 как сила, приложенная в точке C . Она как бы перемещается на 90° по направлению вращения ротора и создает момент D , направленный вниз.

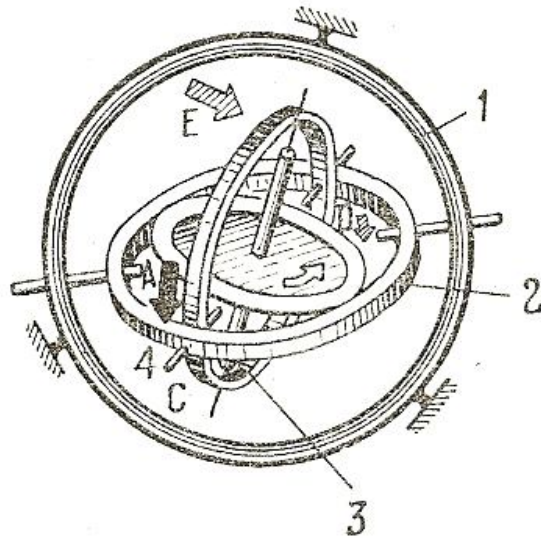


Рис. 12. Прецессия гироскопа:

1- внешняя рамка; 2,3 – подвижные рамки; 4 – ось внутренней рамки

Датчики линейных ускорений (ДЛУ) представляют собой инерционное тело, подвешенное на пружинах, концы которых закреплены на корпусе и грузе датчика (рис. 13). Для устранения колебаний тела установлен демпфер. На оси перемещения груза закреплен подвижный контакт потенциометра.

При ускорении ракеты, равном нулю, груз находится в среднем

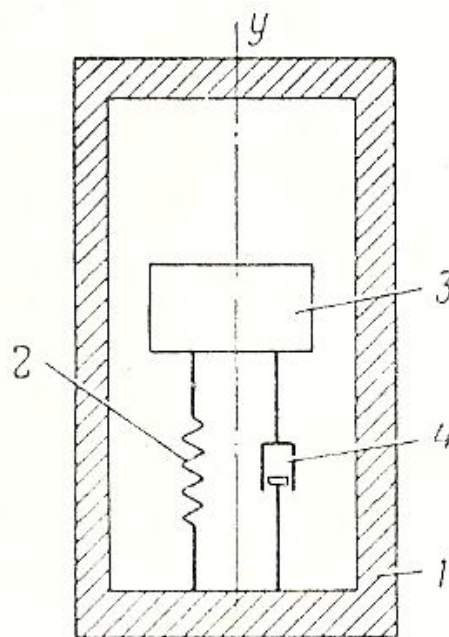


Рис. 13. Датчик линейных ускорений:

1 – корпус; 2 – пружина; 3 – груз; 4 – демпфер.

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 ось ДЛУ параллельна (совпадает) продольной осью OX_I ракеты, во втором – направлена по оси OY_I или OZ_I .

Для измерения скоростного напора применяют датчики, измеряющие давление воздуха при набегающем воздушном потоке. В результате выдается электрический сигнал, пропорциональный величине $pV^2/2$.

Преобразовательно-усилительные устройства АП чаще представляют собой электронные преобразователи токов и напряжений. Для этого применяют магнитные и транзисторные усилители-преобразователи, интегральные микросхемы, 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.

К задающим устройствам относятся устройства управления полетом ракеты на автономном участке траектории. В их задачу входит изменение режима работы бортовой аппаратуры по заранее заданной программе.

Боевое снаряжение зенитных управляемых ракет, в общем случае, представляет собой боевую часть и взрыватель.

Боевая часть включает боевой заряд, детонатор и корпус. По принципу действия боевые части могут быть осколочными и осколочно-фугасными. По данным зарубежной печати, некоторые типы ЗУР могут оснащаться и ядерными боевыми частями (например, ЗУР ЗРК «Найк-Геркулес»).

Поражающими элементами боевой части являются как осколки, так и готовые элементы, размещенные на поверхности корпуса. В качестве боевых

зарядов применяют бризантные (дробящие) взрывчатые вещества (тротил, смеси тротила с гексогеном и др.).

Взрыватели ракет могут быть (рис. 14):

- неконтактными;
- контактными.

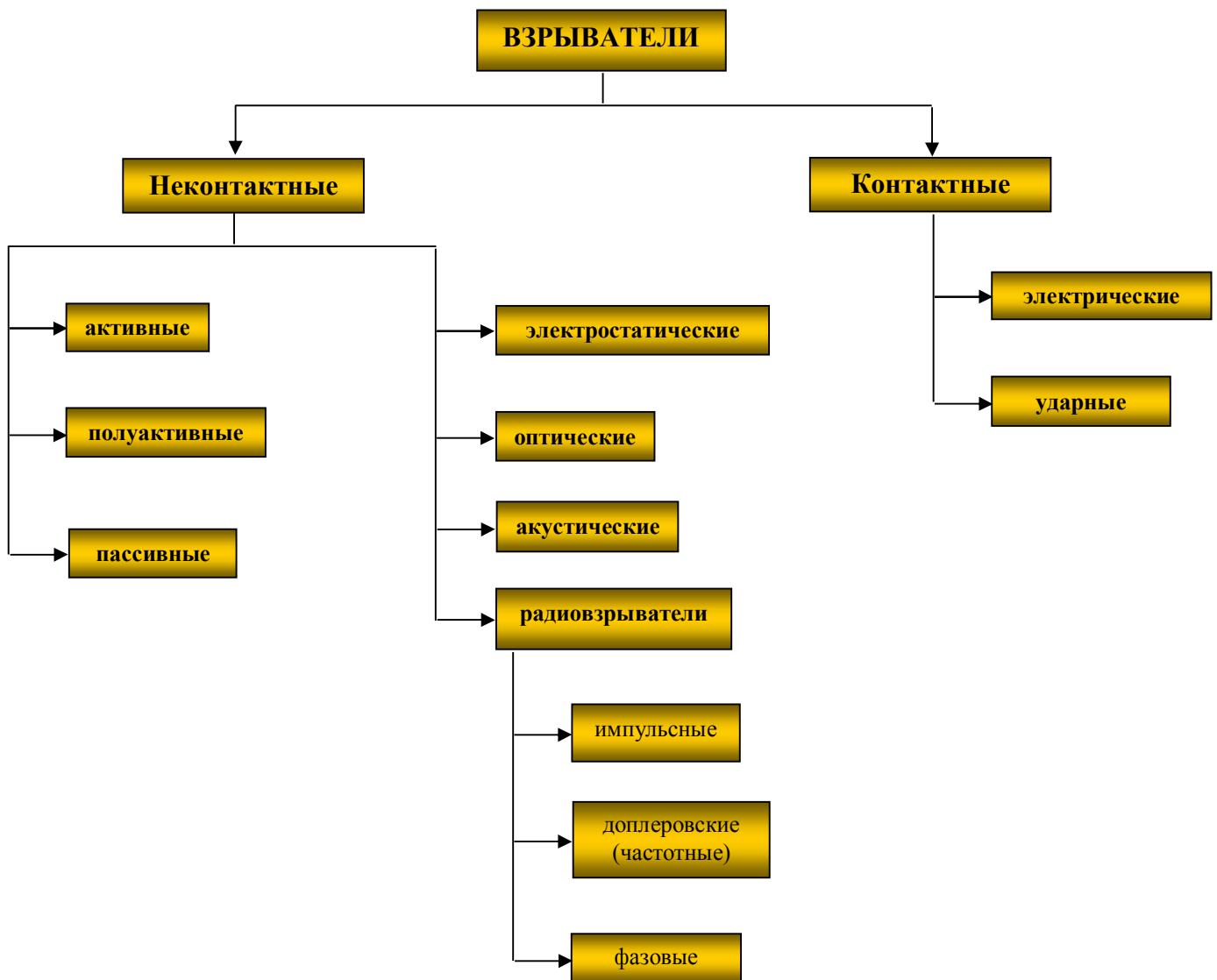


Рис. 14. Классификация взрывателей ЗУР

Неконтактные взрыватели в зависимости от места положения источника энергии, используемой для срабатывания взрывателя, подразделяются на:

- активные;

- полуактивные;
- пассивные.

Кроме того, неконтактные взрыватели подразделяются на:

- электростатические;
- оптические;
- акустические;
- радиовзрыватели.

В современных образцах ракет чаще применяются радио- и оптические взрыватели. В отдельных случаях одновременно 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 к принципам работы радиовзрыватели могут быть:

- импульсными;
- доплеровскими (частотными);
- фазовыми.

В импульсном радиовзрывателе (рис. 15) передатчик вырабатывает высокочастотные импульсы малой длительности, излучаемые антенной в направлении цели. Луч антенны согласован в пространстве с областью разлета осколков боевой части.

Отраженные сигналы принимаются антенной РВ, проходят приемное устройство и поступают на каскад совпадений, куда подается строб-импульс. При их совпадении выдается сигнал подрыва детонатора боевой части.

Длительность строб-импульсов обуславливает диапазон возможных дальностей срабатывания взрывателя. Минимальная дальность срабатывания:

$$D_{PBmin} = \frac{c\tau_u}{2}, \quad (1)$$

где c – скорость света;

τ_u – длительность импульса передатчика.

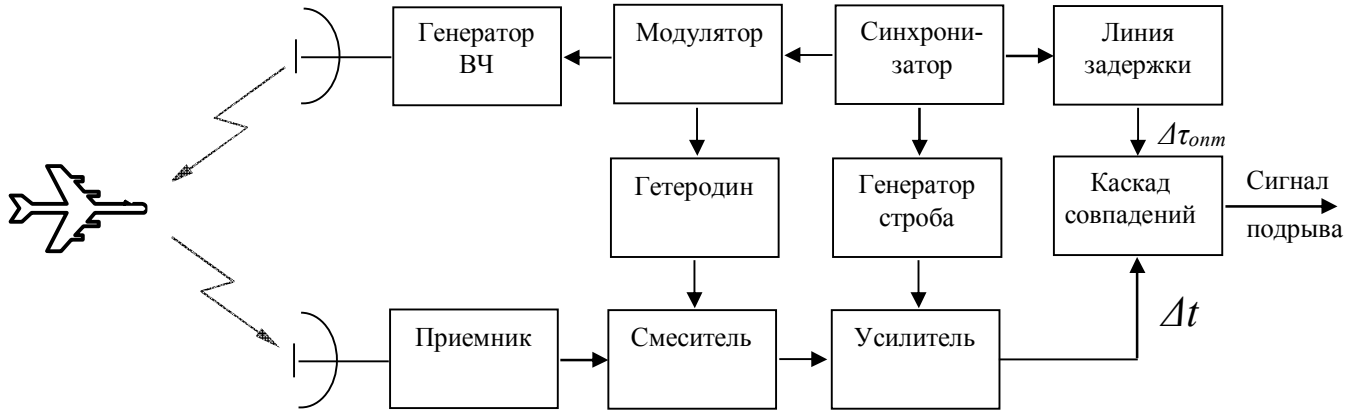


Рис. 15. Структурная схема импульсного радиовзрывателя

Другой способ согласования области срабатывания РВ с областью разлета осколков заключается в измерении угла срабатывания $\varphi_{ср}$ по изменению доплеровской частоты, которая для систем с полуактивным наведением может быть найдена из соотношения:

$$\Delta F_d = \frac{r_{ц} + V_{отн} \cos \varphi_{ср}}{\lambda}, \quad (2)$$

где $r_{ц}$ – скорость цели;

$V_{отн}$ – относительная скорость ЗУР;

λ – длина волны;

$\varphi_{ср}$ – угол срабатывания радиовзрывателя.

Изменение доплеровской частоты определяется лишь относительной скоростью сближения ракеты с целью и измеряется в диапазоне пороговых значений ΔF_d . Поэтому для повышения надежности срабатывания РВ и его

помехоустойчивости на практике, чаще всего, используют два канала с различными значениями отстройки ΔF_{d1} , и ΔF_{d2} , а также включают в состав РВ фазовый сигнал, который с одинаковым успехом пеленгует как переотраженный сигнал от цели так и помеховый.

Таким образом, пеленгационные РВ с одним или двумя доплеровскими каналами (рис. 16) построены на сравнении доплеровского сдвига частоты с заранее известной.

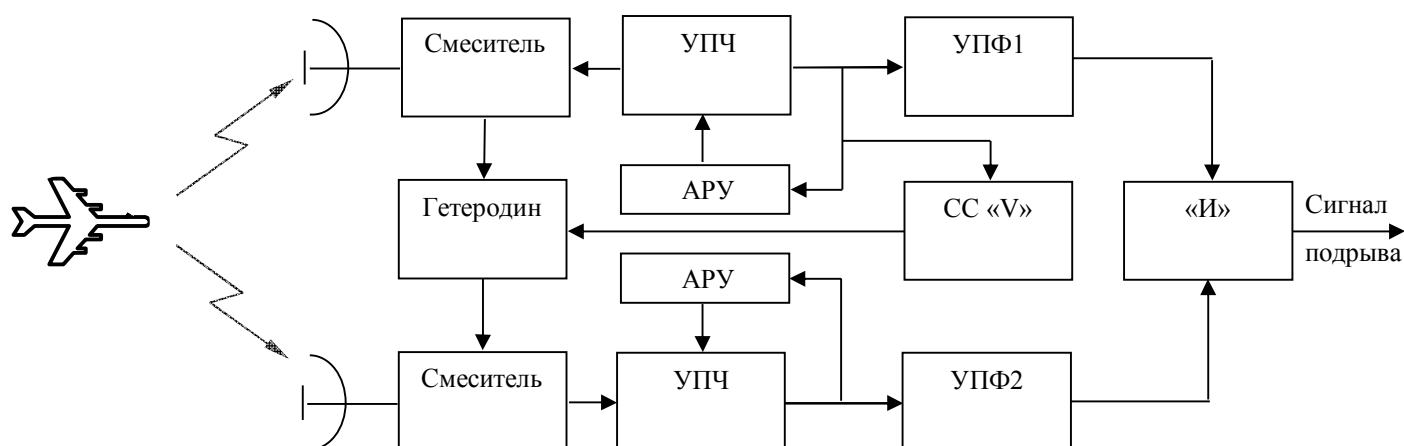


Рис. 16. Структурная схема доплеровского радиовзрывателя

Каждый канал содержит смеситель, УПЧ с АРУ и узкополосные фильтры (УПФ1 и УПФ2). Следящая система по скорости поддерживает на большом удалении ракеты от цели постоянство частоты гетеродина. После срыва слежения по скорости начинается резкое изменение промежуточной частоты в обоих каналах.

Узкополосные фильтры отстроены от канала промежуточной частоты приемника РВ на величины ΔF_{d1} и ΔF_{d2} . В моменты времени, когда $\Delta F_d = \Delta F_{d1}$ и $\Delta F_d = \Delta F_{d2}$ в каналах вырабатываются сигналы, поступающие на схему "И". При их последовательном появлении выдается сигнал подрыва. Использование двух или более каналов повышает надежность и помехозащищенность РВ.

При выборе частот отстройки доплеровских каналов учитывается запаздывание в исполнительных устройствах РВ.

Для улучшения согласования РВ с БЧ, особенно в условиях помех и при

малых скоростях сближения ракеты с целью, в РВ может вводиться частотный экстраполятор, который в зависимости от промаха и скорости сближения ракеты с целью (времени Δt_{1-2} изменения частоты сигнала на величину, равную расстройке фильтров относительно друг друга) формирует регулируемое время задержки ($\tau_{зад}$) в срабатывании исполнительной схемы РВ.

При использовании фазового метода пеленгации в приемные каналы РВ до старта или перед включением выдается разность фаз:

$$\psi_{cp} = \frac{2\pi d}{\lambda} (1 - \cos \varphi_{cp}), \quad (3)$$

где d – расстояние между фазовыми центрами приемных антенн РВ.

Структурная схема полуактивного РВ с фазовым методом пеленгации приведена на рис. 17. Каждый канал содержит смеситель и усилитель с АРУ. Сопровождение по скорости (частоте Доплера) осуществляется следящей системой (СС "V"), изменяющей частоту гетеродина. Один из каналов содержит управляемый фазовращатель (ФВ), куда вводится фазовый сдвиг (ψ_{cp}), соответствующий расчетному углу срабатывания. Когда разность фаз в каналах сравнивается с заданной, фазовый детектор (ФД) выдает сигнал подрыва.

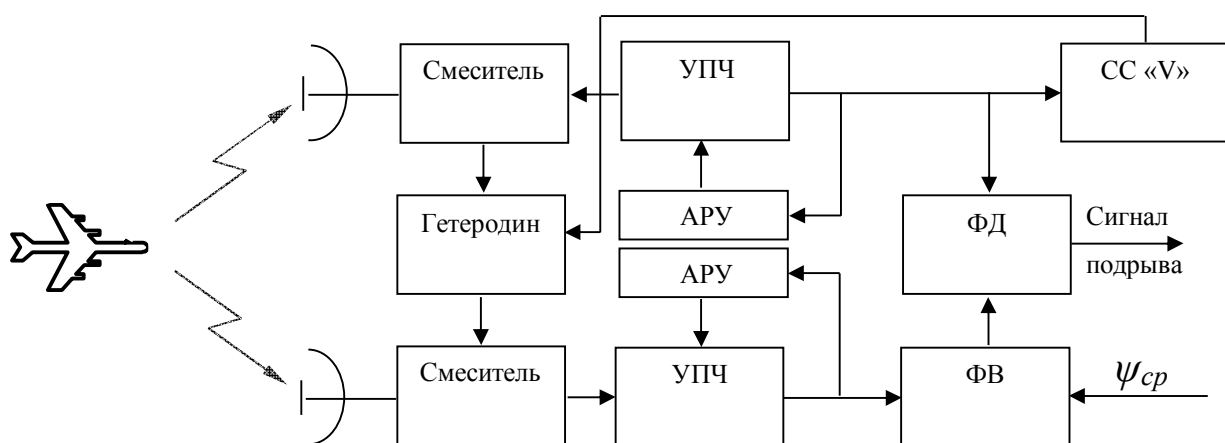


Рис. 17. Структурная схема фазового радиовзрывателя

В ЗРК фазовый сдвиг, пропорциональный величине относительной скорости ($1/2 \dot{\alpha}$), может вводиться до старта (для ЗРК с самонаведением) либо непосредственно перед встречей ракеты с целью (для ЗРК с телеуправлением).

Контактные взрыватели могут быть:

- электрическими;
- ударными.

Они находят применение в ракетах малой дальности при высокой точности стрельбы, что обеспечивает подрыв боевой части при прямом попадании ракеты.

Поскольку прямое попадание ракеты в цель практически исключается из-за больших скоростей полета целей, то подрыв боевого заряда осуществляется без непосредственного соприкосновения ракеты с целью.

Для повышения вероятности поражения цели осколками боевой части принимаются меры по согласованию областей срабатывания взрывателя и разлета осколков. Реализация некоторых из этих мер, была рассмотрена при изучении принципов действия неконтактных радиовзрывателей. При хорошем согласовании область разлета осколков, как правило, совпадает в пространстве с областью нахождения цели.

Неконтактный радиовзрыватель управляет не только подрывом боевого заряда при нахождении ракеты в заданной области относительно цели, но и направлением разлета осколков боевой части. Этим обеспечивается заданная вероятность поражения цели.

Таким образом, для выполнения своего назначения зенитная управляемая ракета должна обладать определенными (заданными) летно-техническими характеристиками, выражающими количественно дальность, высоту и скорость полета, геометрические и массовые данные ракеты. Значения этих характеристик для современных ЗУР лежат в широком диапазоне, они определяются назначением зенитного ракетного комплекса, составной частью которого, является ракета.

ЗАДАНИЕ НА САМОСТОЯТЕЛЬНУЮ РАБОТУ

На самостоятельной подготовке подробно ознакомится с материалом данного занятия, и дополнить свои конспекты.