

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**  
**Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение высшего образования**  
**«Национальный исследовательский  
Нижегородский государственный университет  
им. Н.И. Лобачевского»**

Реферат на тему:  
«Физические основы перехвата воздушных  
целей зенитной управляемой ракеты(ЗУР)»

Выполнил: Ремизов Кирилл, Москаев Владимир  
Взвод: ИТ-23-2

г. Нижний Новгород  
2026 год

# Содержание

<b>1 Основные методы наведения</b>	<b>2</b>
1.1 Метод пропорционального сближения (Погони) . . . . .	2
1.2 Метод параллельного сближения . . . . .	3
1.3 Трёхточечный метод (метод совмещения) . . . . .	3
1.4 Метод половинного спрямления . . . . .	4
<b>2 Системы координат для описания движения цели и ракеты</b>	<b>5</b>
2.1 Биконическая система координат (БСК) . . . . .	5
2.2 Связанная стартовая система координат . . . . .	5
2.3 Скоростная система координат . . . . .	7
<b>3 Системы управления зенитных управляемых ракет</b>	<b>9</b>
3.1 Командные системы телеуправления . . . . .	9
3.1.1 Система телеуправления первого вида (ТУ-1) . . . . .	9
3.1.2 Система телеуправления второго вида (ТУ-2) . . . . .	9
3.2 Системы теленаведения (наведение по лучу) . . . . .	10
3.3 Системы самонаведения . . . . .	11
3.3.1 Активное самонаведение . . . . .	11
3.3.2 Полуактивное самонаведение . . . . .	11
3.3.3 Пассивное самонаведение . . . . .	11
3.4 Комбинированные системы управления . . . . .	12
3.4.1 Типовые комбинации систем . . . . .	12
<b>4 Физические основы поражения цели зенитной управляемой ракетой</b>	<b>13</b>

# Основные методы наведения

## 1.1 Метод пропорционального сближения (Погони)

Наиболее распространённый метод терминального самонаведения. Его суть заключается в том, что угловая скорость поворота вектора скорости ракеты  $\dot{\theta}$  прямо пропорциональна угловой скорости вращения **линии визирования**  $\dot{q}$  – воображаемой прямой, соединяющей ракету (точка  $B$ ) и цель (точка  $A$ ).

$$\dot{\theta} = k \cdot \dot{q}, \quad (1)$$

где:

- $\dot{\theta}$  – угловая скорость вектора скорости ракеты  $\vec{V}_p$  (требуемое управляющее воздействие),
- $\dot{q}$  – угловая скорость линии визирования (измеряется головкой самонаведения – ГСН),
- $k > 1$  – коэффициент пропорциональности (**коэффициент упреждения**). Чем больше  $k$ , тем прямее будет траектория и больше упреждение.

Из уравнения (1) выводится формула для требуемого **нормального (поперечного) ускорения**  $a_n^{req}$  ракеты, которое обеспечивает данный поворот вектора скорости:

$$a_n^{req} = V_p \cdot \dot{\theta} = k \cdot V_p \cdot \dot{q}, \quad (2)$$

где  $V_p$  – модуль скорости ракеты ( $V_p = |\vec{V}_p|$ ).

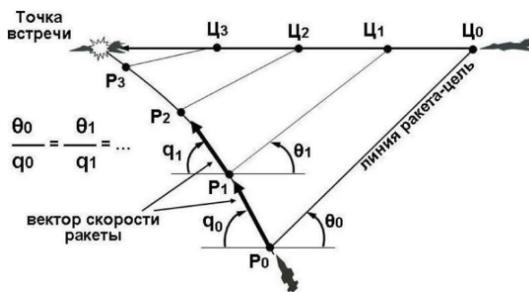


Рис. 1: Кинематика метода пропорционального сближения. Вектор скорости ракеты  $\vec{V}_p$  поворачивается с угловой скоростью  $\dot{\theta}$ , пропорциональной угловой скорости линии визирования  $\dot{q}$ .

**Преимущества:** Высокая точность против маневрирующих целей. **Недостатки:** При  $k \rightarrow 1$  (чистая погоня) траектория сильно изогнута, что ведёт к большим энергозатратам и возможному промаху при высокой скорости сближения.

## 1.2 Метод параллельного сближения

Данный метод является идеальным предельным случаем метода пропорционального сближения. Его цель — полностью устранив вращение линии визирования. Ракета (точка  $B$ ) должна двигаться так, чтобы линия визирования на цель (точка  $A$ ) оставалась параллельной самой себе, т.е. её угловая скорость была равна нулю. Фактически, ракета летит не на текущее положение цели, а в расчётную точку встречи (точка  $M$ ).

$$\dot{\vartheta} = 0 \quad (3)$$

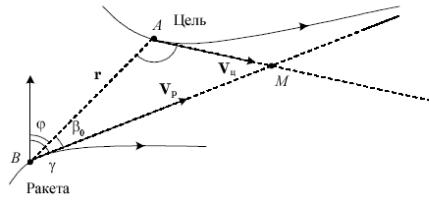


Рис. 2: Кинематика метода параллельного сближения. Линия визирования не вращается ( $\dot{\vartheta} = 0$ ), вектор скорости ракеты  $\vec{V}_p$  направлен так, чтобы ракета (точка  $B$ ) двигалась прямо в точку упреждённой встречи с целью (точка  $M$ ).

На практике абсолютный нуль  $\dot{\vartheta}$  недостижим, поэтому используется **модифицированный метод параллельного сближения**, где система управления стремится поддерживать минимально возможное, близкое к нулю значение  $\dot{\vartheta}$ .

**Преимущества:** Оптимальная (прямая или близкая к прямой) траектория, минимальные энергозатраты и время перехвата. **Недостатки:** Крайне высокие требования к точности начального целеуказания, расчёта точки упреждения и быстродействию системы управления.

## 1.3 Трёхточечный метод (метод совмещения)

Классический метод для телеуправления первого рода. Траектория ракеты жёстко привязана к наземному пункту управления (точка встречи  $P_0$ ). Ракета должна постоянно находиться на прямой линии, соединяющей пункт управления (точка встречи) и цель (точка  $_0$ ).

$$\theta_m(t) = \theta_t(t), \quad (4)$$

где  $\theta_m$  и  $\theta_t$  — угловые положения ракеты и цели относительно пункта управления.

Управляющая команда формируется как сигнал рассогласования между текущим  $\theta_m(t)$  и требуемым  $\theta_t(t)$  угловым положением ракеты в системе координат пункта управления.

**Преимущества:** Простота технической реализации, отсутствие необходимости в сложной ГСН на борту. **Недостатки:** Сильно искривлённая траектория (особенно на встречных курсах), большой расход скорости ракеты на манёвр, низкая эффективность против резко маневрирующих целей.

## 1.4 Метод половинного спрямления

Компромиссный метод, применяемый в системах телеуправления. Требует, чтобы ракета находилась на линии, которая делит пополам угол между текущей и будущей линией визирования «Пункт управления (точка встречи) — Цель ( $0$ )».

$$\theta_m(t) = \theta_t(t) - \frac{1}{2}[\theta_t(t) - \theta_t^{future}(t)], \quad (5)$$

или в дифференциальной форме: угловая скорость ракеты относительно пункта управления должна быть вдвое меньше угловой скорости цели:

$$\dot{\theta}_m = 0.5 \cdot \dot{\theta}_t. \quad (6)$$

Траектория ракеты получается более пологой, чем в трёхточечном методе, что снижает требуемую перегрузку и увеличивает дальность действия комплекса.

# Системы координат для описания движения цели и ракеты

Адекватное математическое описание процесса перехвата невозможно без выбора удобных систем координат (СК).

## 2.1 Биконическая система координат (БСК)

Это самая важная система для управления зенитной ракетой. Её начало находится в точке, откуда ведется управление — обычно это радиолокационная станция (РЛС), которая "видит" цель. Как видно из рисунка, чтобы

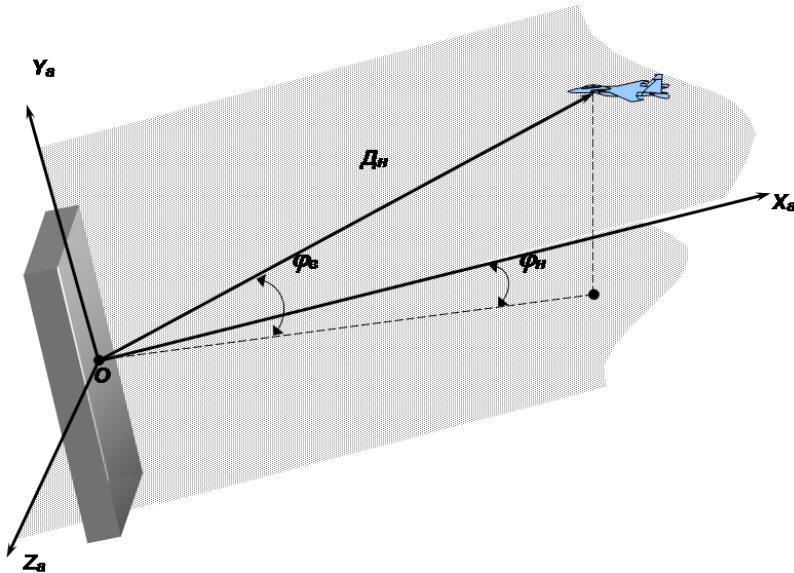


Рис. 3: Биконическая система координат

найти цель в пространстве, нужно знать три величины:

- **Дальность** ( $D_n$ ) — расстояние от РЛС до цели.
- **Азимут** ( $\varphi_n$ ) — боковой угол, показывающий, насколько цель смещена вправо или влево от направления "прямо вперед" от РЛС.
- **Угол места** ( $\varphi_b$ ) — вертикальный угол, показывающий, насколько цель выше или ниже горизонтальной плоскости.

Представьте, что вы стоите с фонариком: дальность — это как далеко объект, азимут — в какую сторону по горизонтали светить, угол места — поднимать или опускать луч фонарика. Именно так РЛС "следит" за целью.

## 2.2 Связанная стартовая система координат

Необходимые для выведения стартующей ЗУР на кинематическую траекторию метода наведения, могут осуществляться в связанный ( $O_{X_{cb}}, O_{Y_{cb}}, O_{Z_{cb}}$ ) и стартовой ( $O_{X_{ct}}, O_{Y_{ct}}, O_{Z_{ct}}$ ) системах координат

- **Связанная система координат** — это внутренняя система отсчёта, которая жёстко привязана к самой ракете. Её начало находится в центре масс ракеты. Оси этой системы закреплены на корпусе: ось  $O_{X_{cb}}$  идёт вдоль ракеты от хвоста к носу, ось  $O_{Y_{cb}}$  направлена вверх относительно ракеты, а ось  $O_{Z_{cb}}$  — вбок, чтобы все три оси были перпендикулярны друг другу. Когда ракета поворачивается в полёте, эта система координат поворачивается вместе с ней. Благодаря гироскопам, которые ориентированы по этим осям, ракета "чувствует" свои повороты и может стабилизировать своё положение.

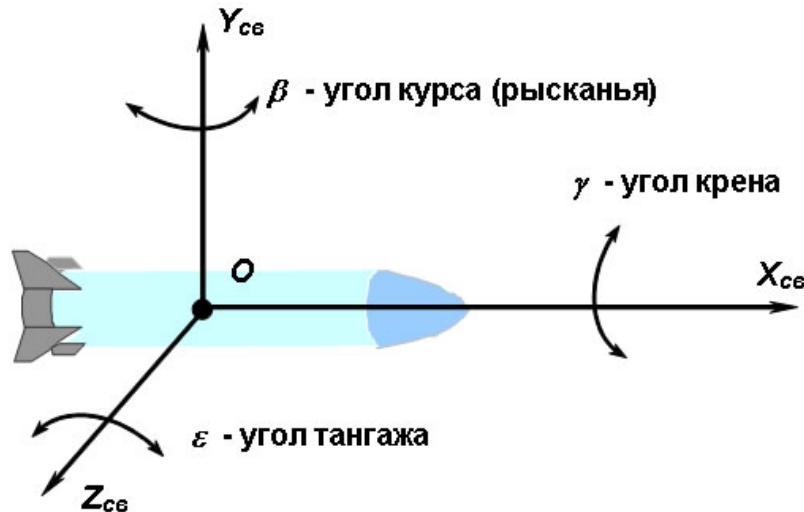


Рис. 4: Связанная система координат

- **Стартовая система координат** — это система, которая строится в момент пуска ракеты для наведения на цель. Её центр находится в ракете. Ось  $O_{X_{ct}}$  горизонтально направлена в сторону цели, ось  $O_{Y_{ct}}$  лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ракету, а ось  $O_{Z_{ct}}$  перпендикулярна этой плоскости.

Перед стартом рассчитывают два угла: угол  $\vartheta_{скл}$  — для поворота вправо-влево, и угол  $\gamma_{скл}$  — для подъёма-опускания. Эти углы загружают в компьютер ракеты. После пуска ракета летит сама, удерживая эти углы, чтобы выйти в точку встречи с целью, где её уже точно захватит система наведения.

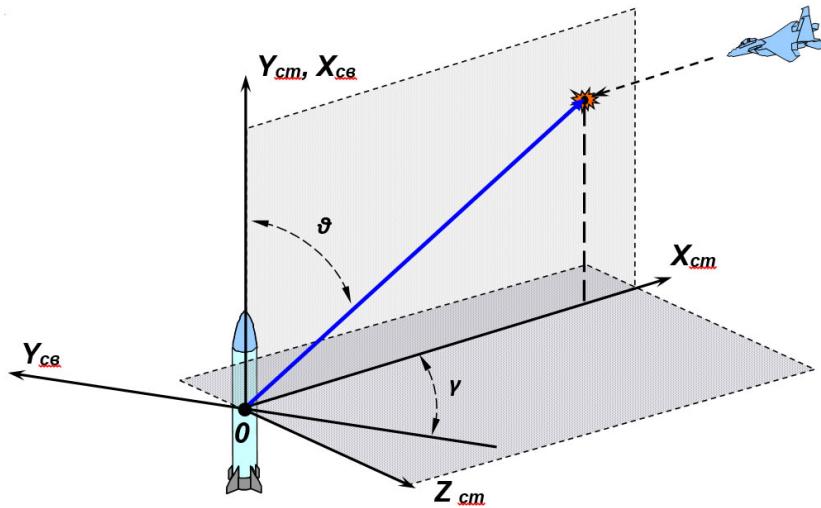


Рис. 5: Связанная стартовая система координат

### 2.3 Скоростная система координат

Скоростная система координат — это система, в которой положение ракеты определяется относительно направления её полёта. Её центр находится в центре масс ракеты:

- **Ось**  $O_{X_V}$  направлена туда, куда ракета летит в данный момент (по вектору скорости)
- **Ось**  $O_{Y_V}$  направлена вверх в вертикальной плоскости ракеты
- **Ось**  $O_{Z_V}$  направлена вбок, дополняя систему

Главные отличия от связанной системы:

- **Связанная система** привязана к корпусу ракеты (нос всегда по оси  $O_{X_{\text{св}}}$ )
- **Скоростная система** привязана к направлению полёта (куда реально движется ракета)

Важные углы:

- **Угол атаки ( $\alpha$ )** — угол между носом ракеты и направлением полёта (как угол между стрелой и траекторией)
- **Угол скольжения ( $\beta$ )** — угол бокового смещения направления полёта

Зачем это нужно: Именно в этой системе оценивают ошибки наведения и рассчитывают команды для рулей, чтобы ракета летела точно к цели.

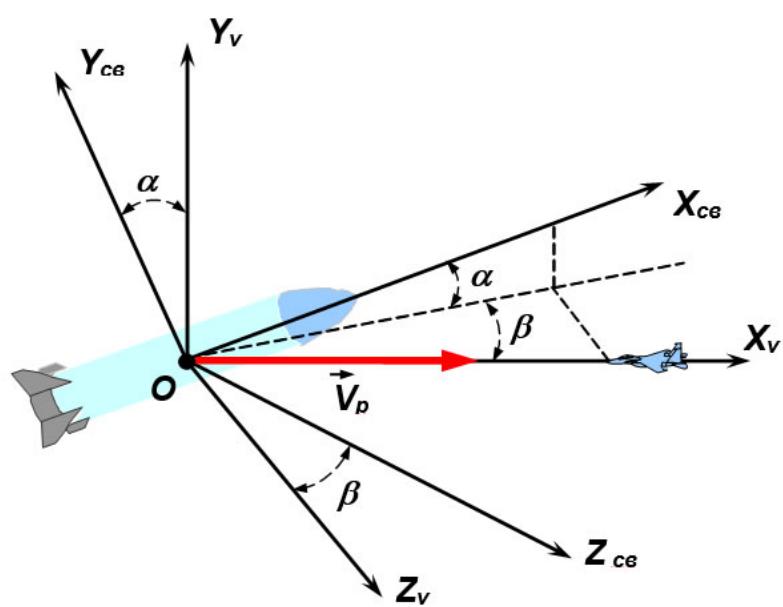


Рис. 6: Скоростная система координат

# Системы управления зенитных управляемых ракет

## 3.1 Командные системы телеуправления

Принцип действия командных систем заключается в формировании управляющих команд на наземном (или корабельном) пункте управления (ПУ) на основе данных о цели и ракете с последующей их передачей на борт по радиоканалу. Выделяют две основные разновидности таких систем.

### 3.1.1 Система телеуправления первого вида (ТУ-1)

В системе ТУ-1 вся информация измеряется наземными средствами. Устройство сопровождения цели (УСЦ) измеряет координаты цели, а после пуска ракеты устройство сопровождения ракеты (УСР) измеряет её координаты. Эти данные поступают в устройство формирования команд (УФК), где вычисляется управляющее воздействие. Сформированные команды через командную радиолинию управления (КРУ) передаются на борт ракеты, где дешифруются и исполняются автопилотом.

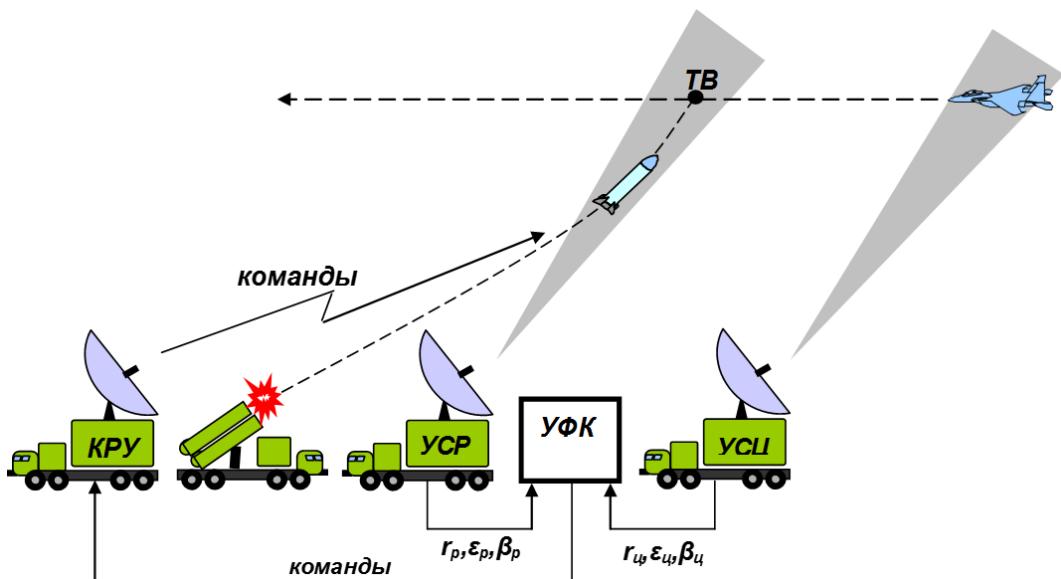


Рис. 7: Командная система телеуправления 1-го вида

### 3.1.2 Система телеуправления второго вида (ТУ-2)

Система ТУ-2 отличается тем, что информация о цели получается бортовым устройством ракеты — координатором или бортовым радиопеленгатором (БРП). После предварительной обработки данные о цели передаются по радиолинии на ПУ и вводятся в УФК. Координаты ракеты, как и в системе ТУ-1, измеряются наземным УСР. Дальнейший процесс формирования и передачи команд управления аналогичен.

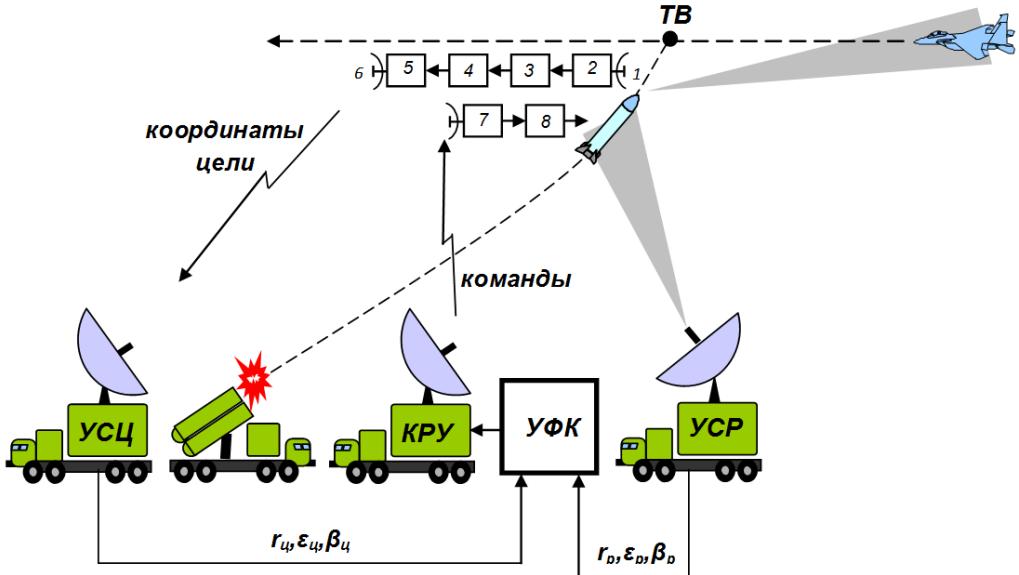


Рис. 8: Командная система телеуправления 2-го вида

**Примечание: Бинарное наведение** В современных ЗРК системы ТУ-2 в чистом виде используются редко. Для повышения надёжности и точности применяется *бинарное наведение*, при котором координаты цели одновременно измеряются как бортовыми средствами ракеты, так и наземными средствами ПУ, с выбором источника, обеспечивающего наилучшую точность.

### 3.2 Системы теленаведения (наведение по лучу)

В системах теленаведения управляющие команды формируются непосредственно на борту ракеты. Величина команды пропорциональна отклонению ракеты от равносигнального направления радиолокационного луча («луча наведения»), формируемого пунктом управления. Различают:

- **Однолучевые системы:** Ракета наводится по тому же лучу, что и сопровождается цель (луч УСЦНР — устройства сопровождения цели и наведения ракеты).
- **Двухлучевые системы:** Для наведения ракеты формируется отдельный луч устройством наведения ракеты (УНР).

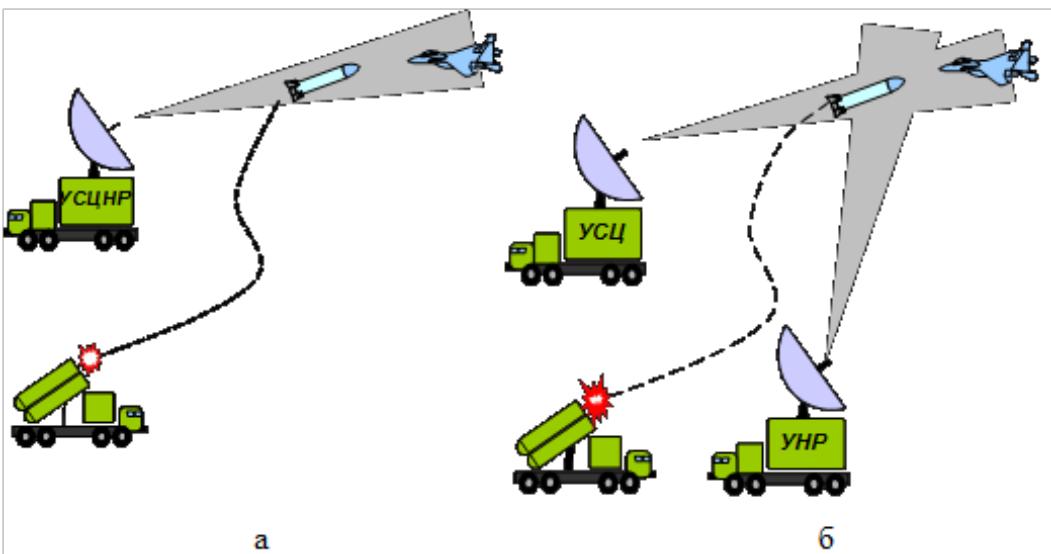


Рис. 9: Схема системы теленаведения: а-однолучевая, б-двухлучевая

### 3.3 Системы самонаведения

В системах самонаведения управление полётом осуществляется полностью автономно бортовой аппаратурой ракеты. Пункт управления в процессе наведения участия не принимает. Классификация систем самонаведения проводится по виду энергии, используемой для получения информации о цели.

#### 3.3.1 Активное самонаведение

Источник облучения цели (радиолокатор) установлен непосредственно на борту ракеты. Бортовой координатор принимает сигнал, отражённый от цели, и измеряет параметр рассогласования.

#### 3.3.2 Полуактивное самонаведение

Цель облучается внешним источником — станцией подсвета цели (СПЦ), размещённой на ПУ. Бортовой координатор ракеты принимает отражённый от цели сигнал.

#### 3.3.3 Пассивное самонаведение

Для измерения параметров движения цели используется энергия, излучаемая самой целью (например, тепловая, радиотепловая, световая).

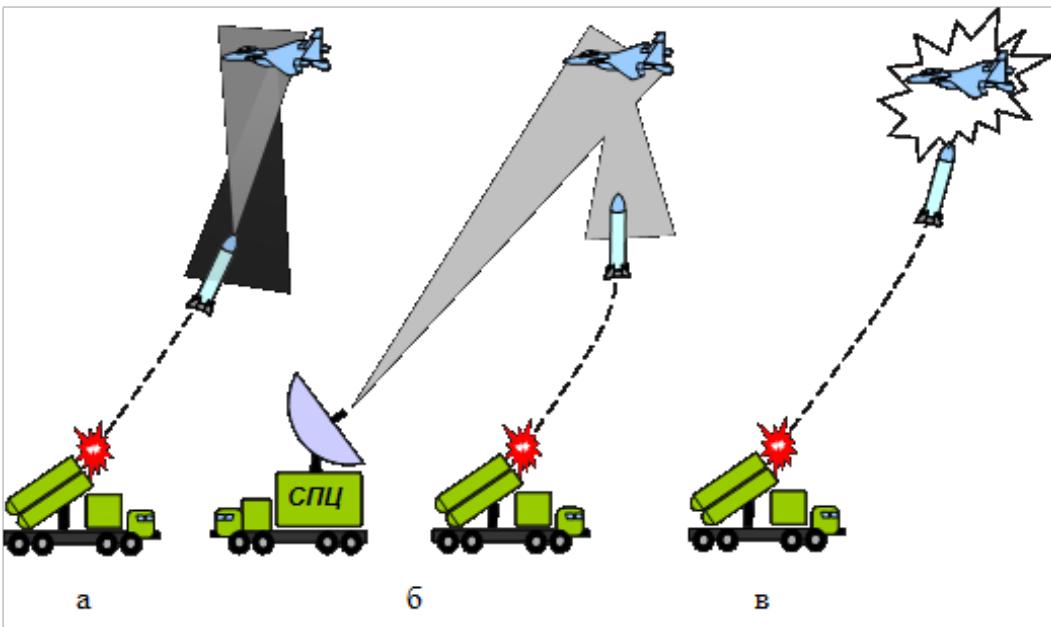


Рис. 10: схема систем самонаведения: а-активная, б-полуактивная, в-пассивная,

### 3.4 Комбинированные системы управления

Для обеспечения высокой точности наведения на больших дальностях в комплексах средней и большой дальности применяются комбинированные системы. В них на различных участках траектории полёта ракеты последовательно используются разные принципы управления.

#### 3.4.1 Типовые комбинации систем

- Командное телевидение (на начальном участке) + Самонаведение (на конечном участке).
- Теленаведение (по лучу на маршевом участке) + Самонаведение (на терминальном участке).
- Инерциальное наведение (на основном участке) + Телеуправление 2-го вида или Самонаведение (на конечном участке).

Использование комбинированных систем позволяет оптимально распределить функции между носителем и ракетой, повысив общую эффективность комплекса.

## Физические основы поражения цели зенитной управляемой ракетой

Заключительным и решающим этапом работы зенитной управляемой ракеты является поражение цели её боевой частью (БЧ). Эффективность этого этапа определяется типом БЧ, её конструкцией и соответствием характеристикам воздушной цели. По способу воздействия боевые части ЗУР подразделяются на осколочные, фугасные и кумулятивные, причём наибольшее применение нашли осколочные БЧ. Важнейшим конструктивным отличием является деление осколочных БЧ на ненаправленного и направленного действия.

- **Боевые части ненаправленного действия** поражают цель равномерно во всех направлениях. Их преимущество — простота применения: для подрыва достаточно информации о моменте наибольшего сближения с целью.
- **Боевые части направленного действия** обеспечивают большее поражающее действие в заданном секторе пространства. За счёт концентрации потока осколков они в несколько раз увеличивают плотность поражающих элементов в зоне нахождения цели при той же массе БЧ, что делает их энергетически более выгодными. Однако их применение требует дополнительной информации для правильной ориентации в пространстве в момент подрыва.

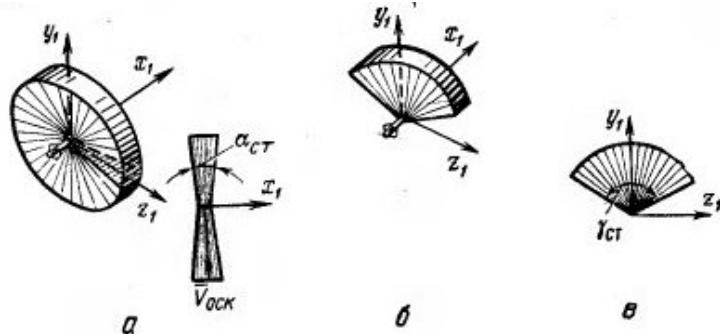


Рис. 11: Зоны разлёта осколков боевой части направленного действия

Радиус зоны поражения зависит от скорости поражающих элементов, их массы и формы. Для поражения цели осколок должен обладать определённой кинетической энергией:

$$\frac{(m_{оск} * V_{оск}^2)}{2} \geq \mathcal{E}_y * s * h, \text{ где } h - \text{толщина препятствия, } s - \text{площадь пробоины,} \\ \mathcal{E}_y - \text{удельная энергия вытеснения единицы объёма материала препятствия}$$

Однако для реализации поражающего потенциала БЧ критически важен точный момент её подрыва. В современных ЗУР это обеспечивается неконтактными взрывателями (НВ), автономно определяющими оптимальную точку детонации. Наиболее распространены радиовзрыватели, которые по принципу действия делятся на:

- **Активные** (ракета сама облучает цель радиосигналом и принимает отражение);

- **Полуактивные** (принимают сигнал, отражённый от цели, которую облучает внешний источник, например, наземная РЛС);
- **Пассивные** (реагируют на собственное радиоизлучение цели, эффективны против постановщиков помех);

Ключевым требованием является согласование области срабатывания взрывателя с областью возможного поражения БЧ. Область срабатывания — это пространство вокруг ракеты, при попадании в которое центра цели взрыватель инициирует подрыв. Если эти области не совпадают, подрыв происходит либо преждевременно, либо с опозданием, что резко снижает вероятность поражения даже при идеально рассчитанной БЧ. Конечной же мерой эффективности всего процесса перехвата служит уязвимость конкретной воздушной цели — её способность противостоять поражающим факторам. Уязвимость не является константой; она зависит от:

- **прочности конструкции и наличия средств защиты** (броня, протекторы баков);
- **расположения и дублирования жизненно важных элементов** (двигатели, топливные системы, экипаж);
- **внешних условий встречи:** высоты полёта и взаимной ориентации цели и ракеты;

Таким образом, физические основы поражения цели ЗУР представляют собой последовательную цепь взаимосвязанных условий: создание направленного поля высокой плотности энергии (конструкция БЧ) → его точная активация в нужной точке пространства (работа взрывателя) → преодоление этим полем конструкционной устойчивости объекта (учёт уязвимости цели). Нарушение любого из этих звеньев сводит на нет эффективность всей системы.