

**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

1	Основные методы наведения	2
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
2	Системы координат для описания движения цели и ракеты	5
2.1	Биконическая система координат (БСК)	5
2.2	Связанная стартовая система координат	5
2.3	Скоростная система координат	7
3	Системы управления зенитных управляемых ракет	9
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
4	Физические основы поражения цели зенитной управляемой ракетой	13

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 ($V_p = |\vec{V}_p|$).

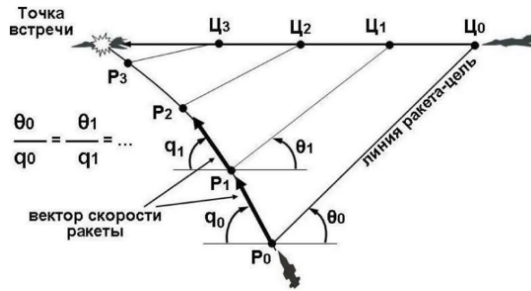


Рис. 1: Кинематика метода пропорционального сближения. Вектор скорости ракеты \vec{V}_p поворачивается с угловой скоростью $\dot{\theta}$, пропорциональной угловой скорости линии визирования \dot{q} .

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 устранить 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).

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

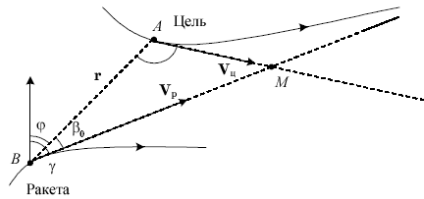


Рис. 2: Кинематика метода параллельного сближения. Линия визирования не вращается ($\dot{q} = 0$), вектор скорости ракеты \vec{V}_R направлен так, чтобы ракета (точка B) двигалась прямо в точку упреждённой встречи с целью (точка M).

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

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 θ_m и θ_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. Требуется, 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

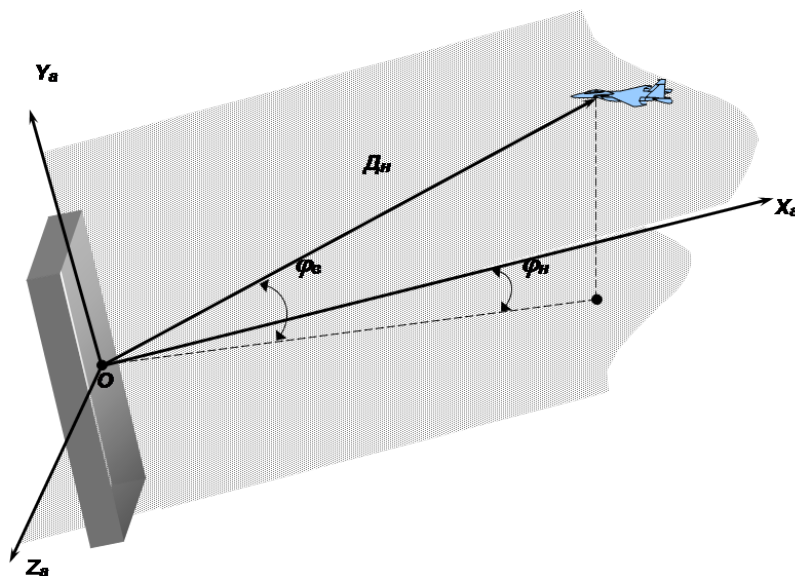


Рис. 3: Биконическая система координат

найти цель в пространстве, нужно знать три величины:

- **Дальность** (D_n) — расстояние от РЛС до цели.
- **Азимут** (φ_n) — боковой угол, показывающий, насколько цель смещена вправо или влево от направления "прямо вперед" от РЛС.
- **Угол места** (φ_v) — 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 связанной ($O_{X_{св}}, O_{Y_{св}}, O_{Z_{св}}$) и стартовой ($O_{X_{ст}}, O_{Y_{ст}}, O_{Z_{ст}}$) 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 $O_{X_{св}}$ идёт вдоль ракеты от хвоста к носу, ось $O_{Y_{св}}$ направлена вверх относительно ракеты, а ось $O_{Z_{св}}$ — 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.

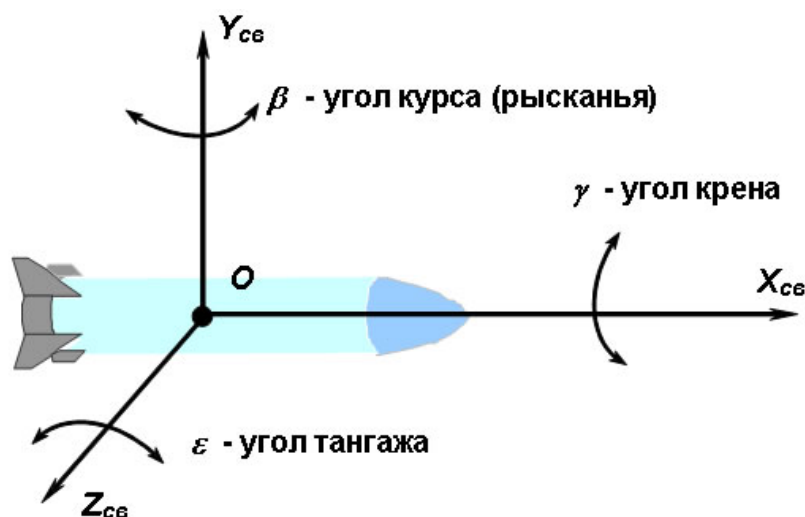


Рис. 4: Связанная система координат

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

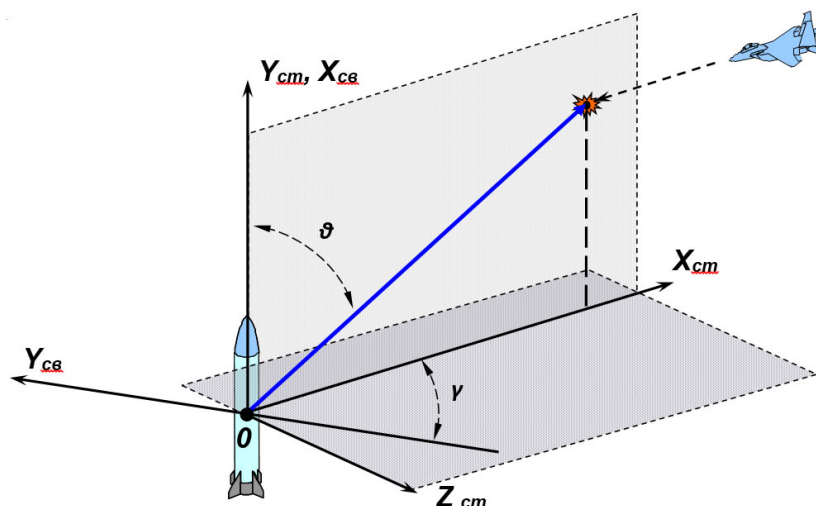


Рис. 5: Связанная стартовая система координат

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 $O_{X_{св}}$)
- **Скоростная система** привязана к направлению полёта (куда реально движется ракета)

Важные углы:

- **Угол атаки (α)** — угол между носом ракеты и направлением полёта (как угол между стрелой и траекторией)
- **Угол скольжения (β)** — 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.

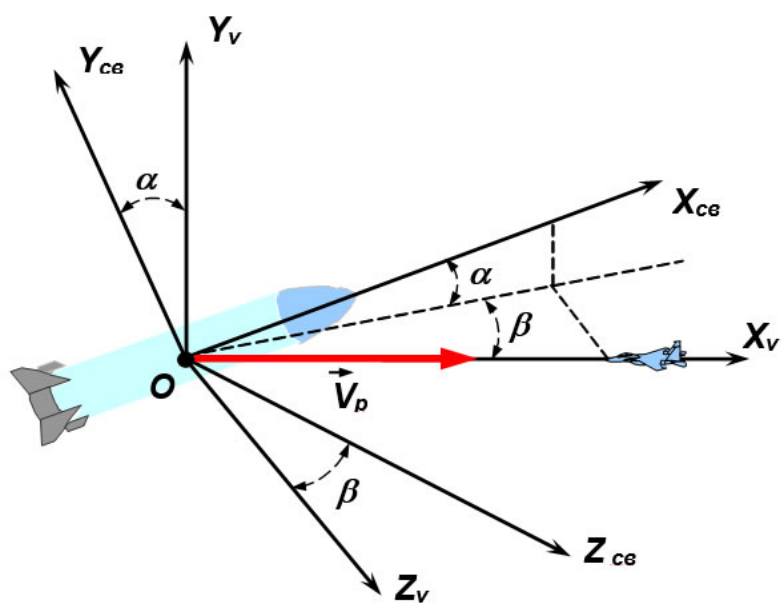


Рис. 6: Скоростная система координат

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.

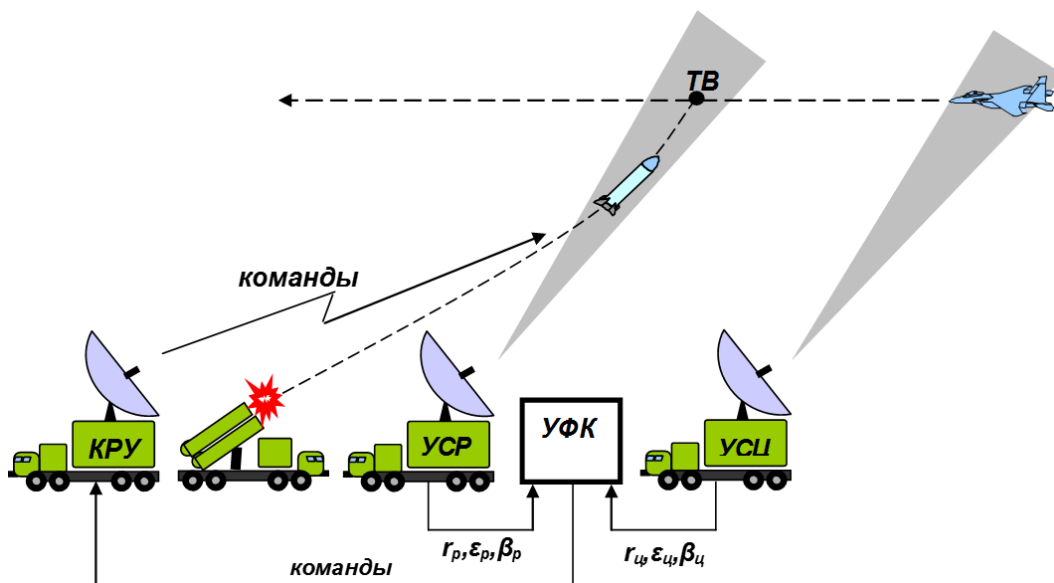


Рис. 7: Командная система телеуправления 1-го вида

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.

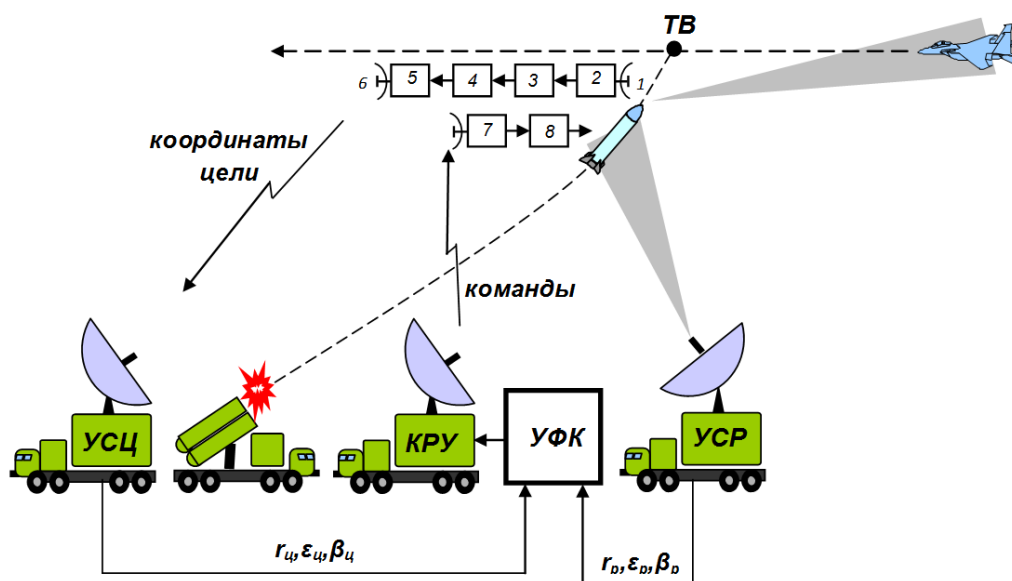


Рис. 8: Командная система телеуправления 2-го вида

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).

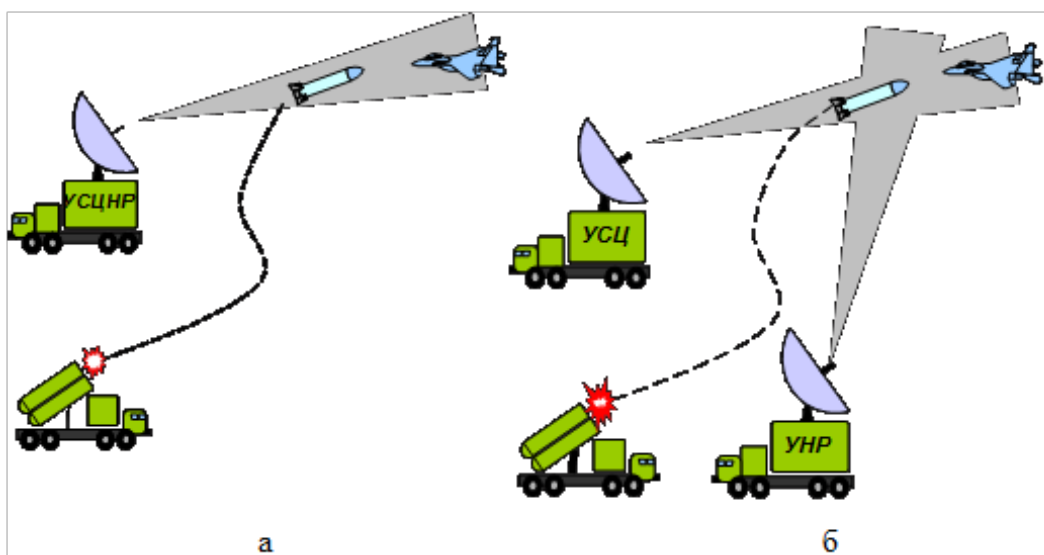


Рис. 9: Схема системы теленаведения: а-однолучевая, б-двухлучевая

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).

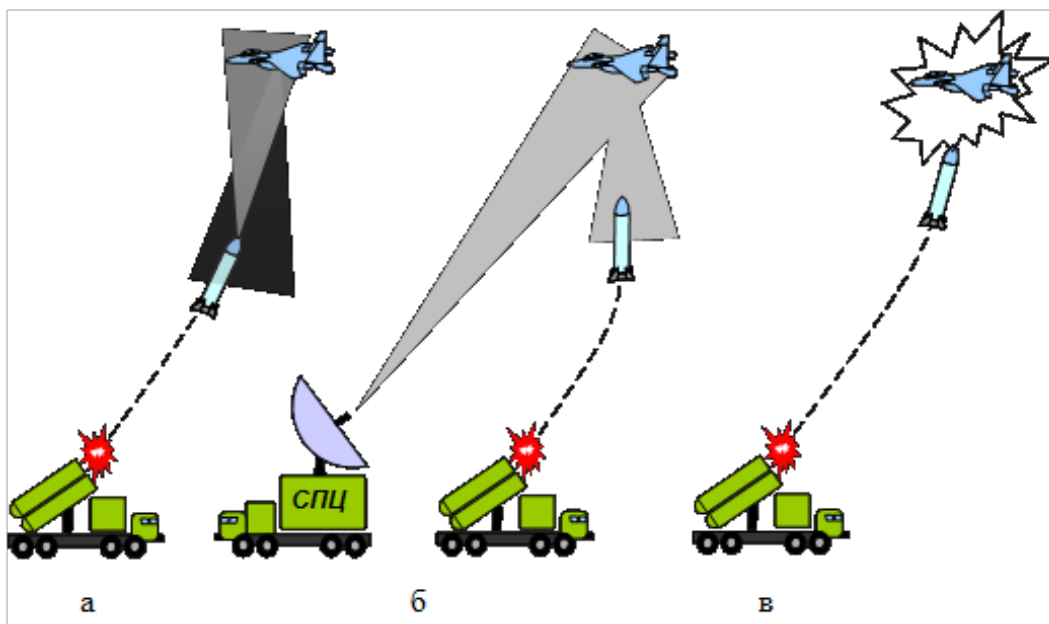


Рис. 10: схема систем самонаведения: а-активная, б-полуактивная, с-пассивная,

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 телеуправление (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.

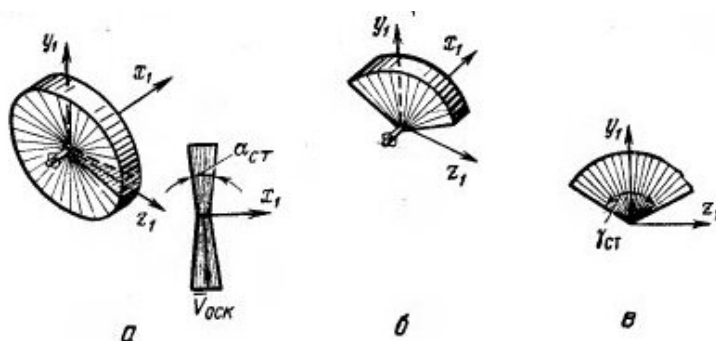


Рис. 11: Зоны разлёта осколков боевой части направленного действия

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

$\frac{(m_{оск} * V_{оск}^2)}{2} \geq \Theta_y * s * h$, где h - толщина преграды, s - площадь пробоины, Θ_y - удельная энергия вытеснения единицы объёма материала преграды

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.