

Министерство образования и науки РФ
Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего профессионального образования
«Саратовский государственный технический университет имени
Гагарина Ю.А.»



Тема № 5.

«Зенитные управляемые ракеты»

Занятие № 1. Основы теории полета
ЗУР .

**Учебная
цель:**

Знать основы теории полета
ЗУР.

**Воспита-
тельная
цель:**

Заложить основы морально-
психологической
устойчивости и чувство
гордости за отечественную
военную технику

Литература:

1. Слуцкий В.З., Фогельсон Б.И. Импульсная техника и основы радиолокации. Изд.3-е перераб. и дополн. – М.: Воениздат,1975.-439с.
2. Левичев В.Г.Радиопередающие и радиоприёмные устройства. Изд. 3-е перераб. и дополн.- М.: Воениздат,1974.-510 с.

Учебные вопросы:

- 1. Системы координат используемые в теории и практике наведения ЗУР**
- 2. Внешние воздействия, действующие на ЗУР в полете**
- 3. Методы наведения, используемые при теленаведении и в системах с самонаведением**

1 учебный вопрос:

**Системы координат используемые в теории
и практике наведения ЗУР**

Основные требования, предъявляемые к ЗУР:

Иметь заданные тактико-технические характеристики:

- боевую дальность;**
- диапазон боевых высот;**
- скорость полета;**
- располагаемые перегрузки;**
- вероятность поражения и др.**

Иметь эксплуатационные характеристики:

- возможность боевого применения при температуре окружающей среды от -50 до $+50$ °С;**
- большой гарантийный срок хранения в любых условиях;**
- минимальное время подготовки к стрельбе;**
- минимальное потребляемое количество наземного оборудования;**
- возможность транспортировки всеми видами транспорта;**
- минимальный объем технического обслуживания.**

**Тенденциями совершенствования ЗУР
является улучшение следующих
характеристик:**

Боевые дальность, скорость, высота – диапазон дальностей, скоростей, высот, в пределах которого ракета способна поражать цель.

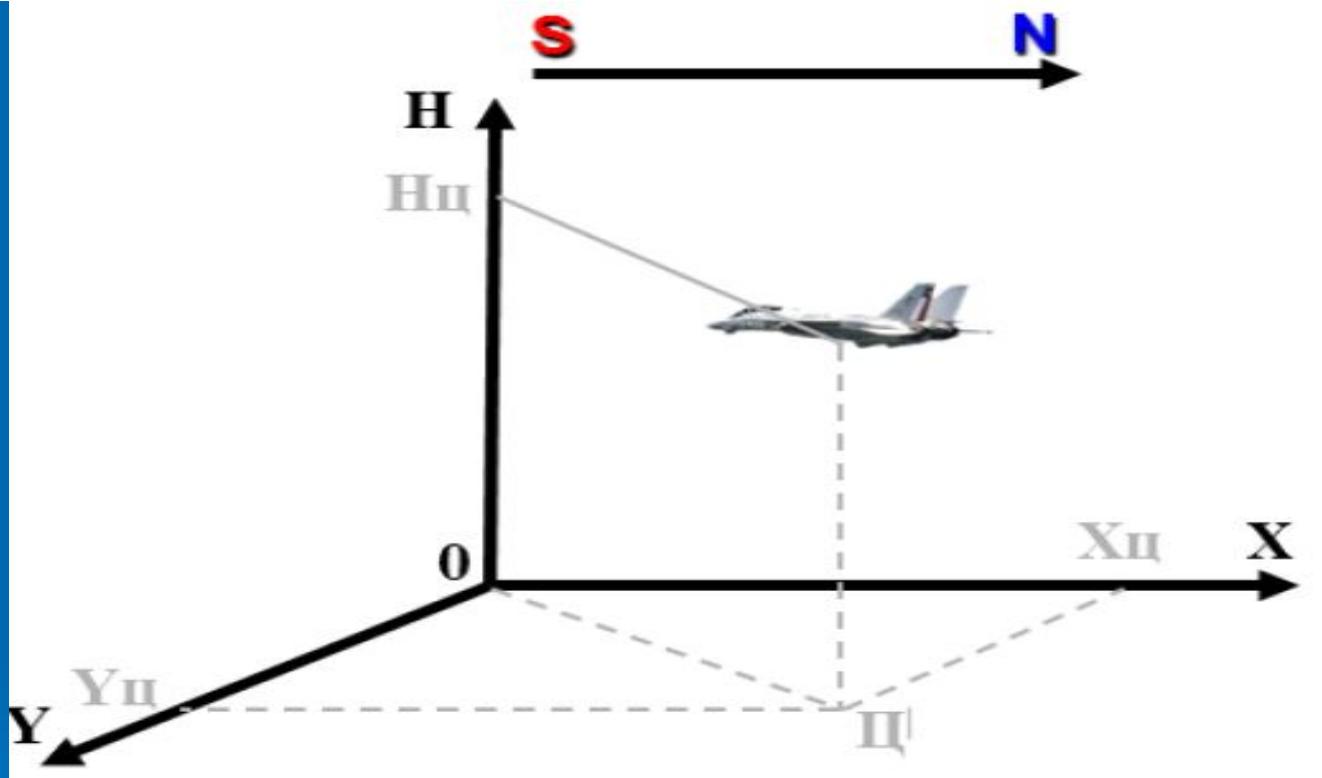
Располагаемые перегрузки – нормальные перегрузки, которые можно получить на ракете при максимальном отклонении ее рулей. Их величина зависит от скорости и высоты полета ракеты, ограничена прочностью планера.

Потребные перегрузки – перегрузки, необходимые для удержания ракеты на кинематической траектории при стрельбе по маневрирующей цели.

**В теории и практике наведения ЗУР
используются следующие системы координат:**

- 1) прямоугольная;**
- 2) сферическая (полярная);**
- 3) параметрическая;**
- 4) связанная;**
- 5) скоростная.**

Прямоугольная система координат



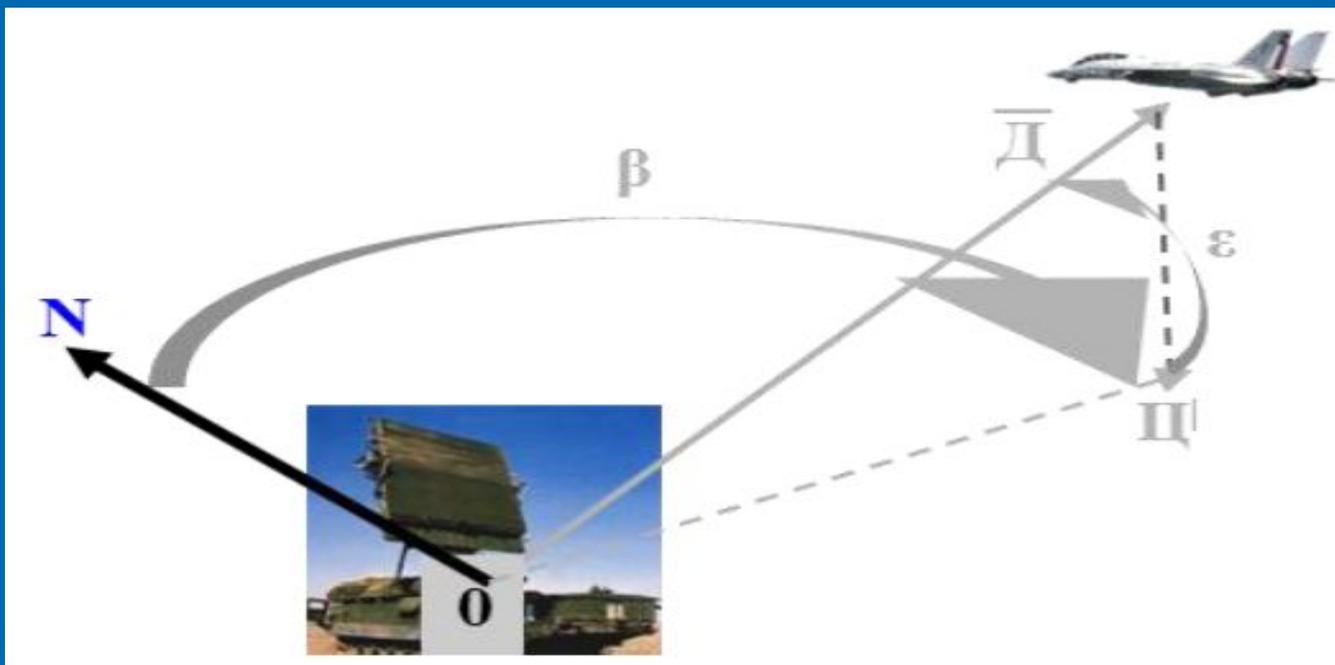
В этой системе начало координат – точка 0 – находится в точке стояния пункта управления полетом ЗУР (СНР), ось $0H$ направлена вертикально вверх, ось $0X$ – на север, а ось $0Y$ – на восток. При этом пространственное положение объекта (как материальной точки Ц) описывается тремя координатами $X_{\text{ц}}$, $Y_{\text{ц}}$, $H_{\text{ц}}$.

Прямоугольная система координат

Прямоугольная (земная) система координат
используется при:

- **решении задач взаимного ориентирования боевых средств ПВО при развертывании комплекса на позиции;**
- **передачи данных целеуказания с пункта управления на огневые средства;**
- **при машинных расчетах координат точки выстреливания и траектории полета ЗУР.**

Сферическая система координат



В этой системе начало координат – точка 0 – в точке стояния РЛС, а местонахождение цели описывается радиус-вектором наклонной дальности D и двумя углами его ориентации: β – азимут (в горизонтальной плоскости), ε – угол места (в вертикальной плоскости). Угол места может быть отрицательным.

Сферическая система координат

Сферическая (полярная) система координат используется для определения пространственного положения объекта с помощью РЛС обнаружения или сопровождения целей.

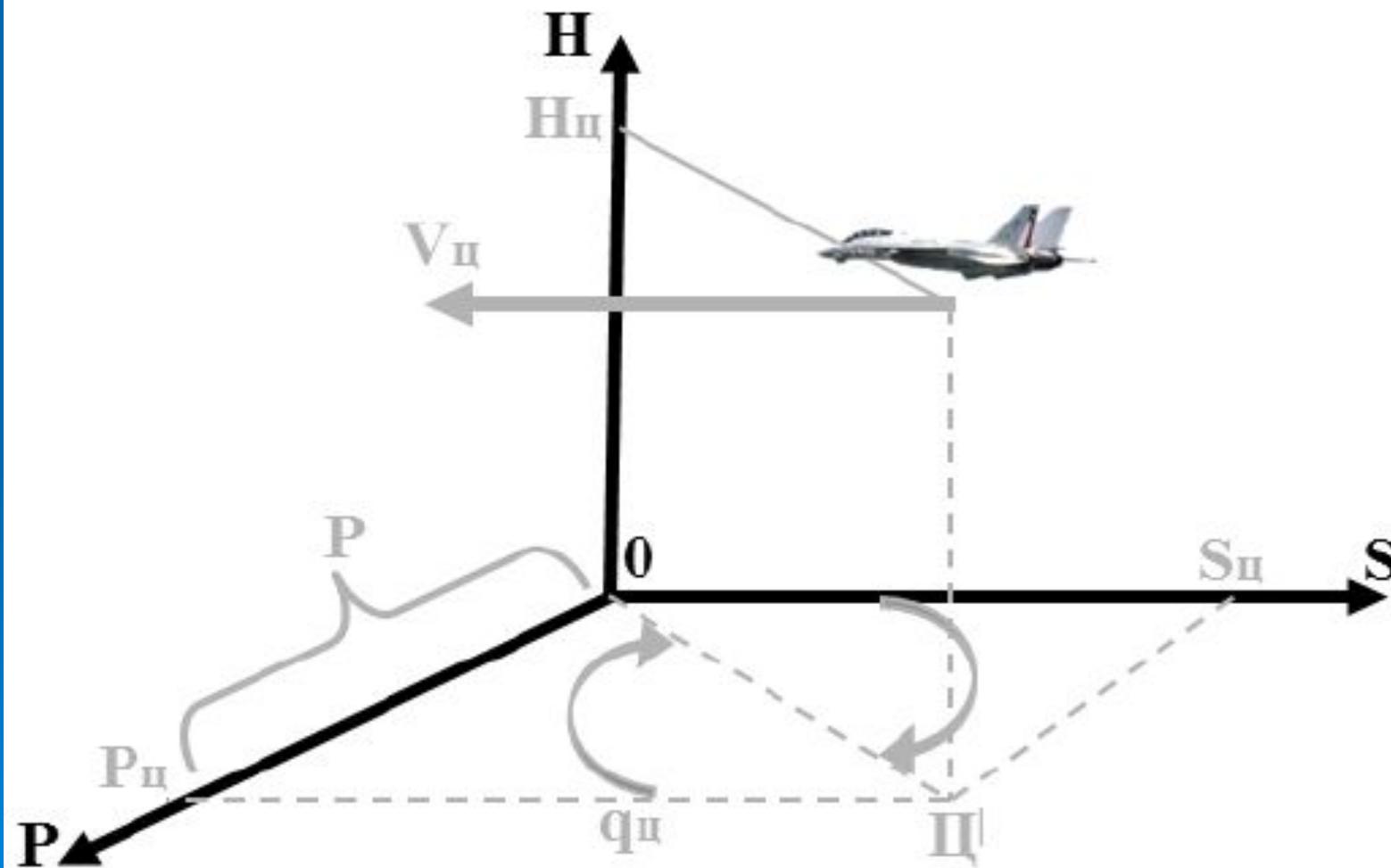
Для пересчета сферических координат в прямоугольные используются следующие формулы:

$$X_{ц} = D \cdot \cos(\varepsilon) \cdot \cos(\beta); \quad Y_{ц} = D \cdot \cos(\varepsilon) \cdot \sin(\beta); \quad H_{ц} = D \cdot \sin(\varepsilon)$$

и наоборот:

$$D = \sqrt{X^2 + Y^2 + H^2}; \quad \beta = \arctg(Y/X); \quad \varepsilon = \arctg \frac{H}{\sqrt{X^2 + Y^2}}$$

Параметрическая система координат



Параметрическая система координат

Используется для расчета зон поражения и пуска.

Начало координат – точка O – в точке стояния РЛС наведения или старта ЗУР, ось OH – направлена вертикально вверх, ось OS – параллельна вектору скорости цели $V_{ц}$, ось OP – правая.

При этом координата $H_{ц}$ характеризует высоту полета цели, координата $P_{ц}$ – курсовой параметр – кратчайшее расстояние от начала координат до проекции курса цели на плоскость горизонта. Различают левый и правый (относительно РЛС) параметр движения цели. Положительная координата $S_{ц}$ определяет путь цели до параметра, отрицательная – после параметра.

В этой системе угол $OЦ'P_{ц}$ (равный $\angle SOЦ'$) называется курсовым углом цели $q_{ц}$. Его величина $0-90^\circ$ означает приближение цели, а $90-180^\circ$ – удаление.

Связанная система координат

Используется в теории полета для описания положения ЗУР (как пространственного объекта) относительно пункта полетом, а также при анализе действия сил и моментов.

Начало координат – точка O_1 – находится в центре масс ЗУР,
- ось O_1X_1 – совмещена с продольной осью ракеты и направлением ее полета,

- поперечные оси O_1Y_1 и O_1Z_1 – в плоскостях управления ЗУР.

Ориентация связанной системы координат (ЗУР) относительно земной прямоугольной (ПУ) задаётся тремя углами:

- φ – угол курса (между связанной осью O_1X_1 и вертикальной плоскостью HOX);

- u – угол тангажа (между связанной осью O_1X_1 и горизонтальной плоскостью OXY);

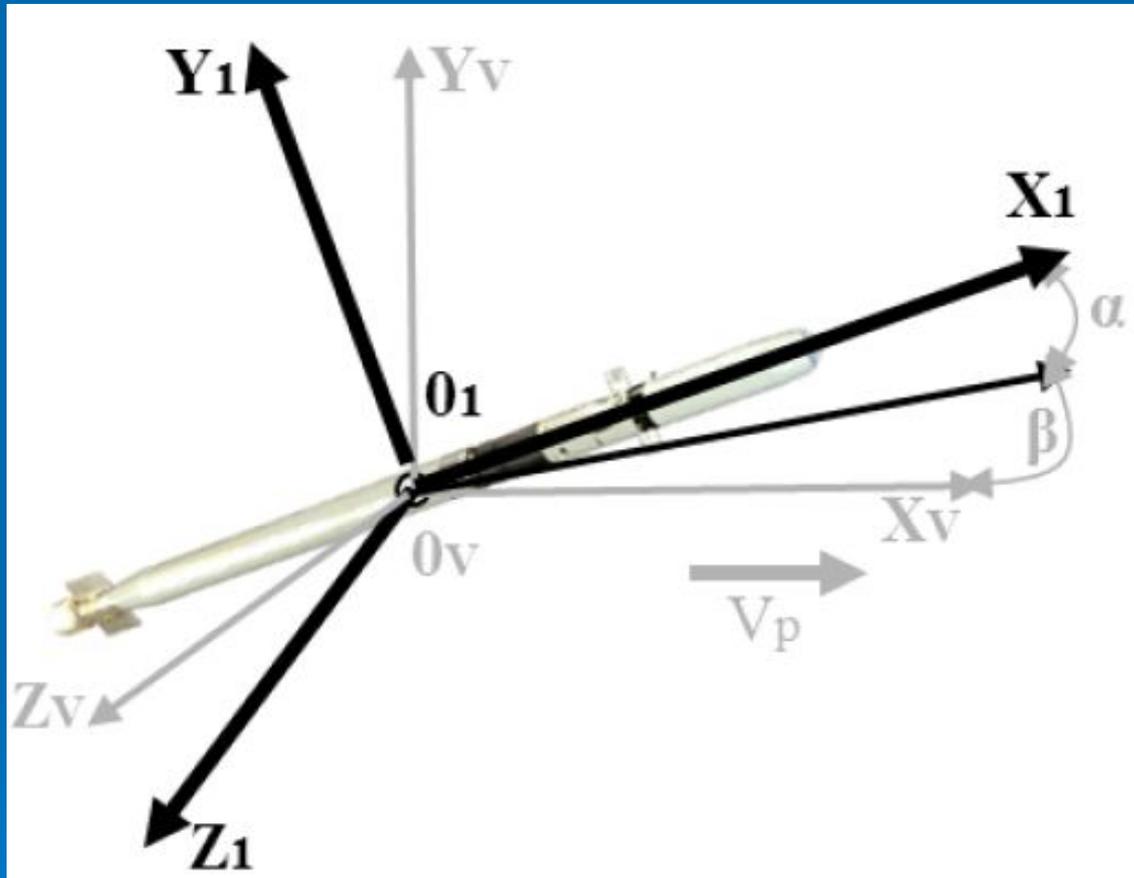
- γ – угол крена [между связанной осью O_1Y_1 (или O_1Z_1) и вертикальной плоскостью HOX (или XOY)].

Связанная система координат

Таким образом, положение ЗУР относительно ПУ полностью описывается:

- тремя земными прямоугольными координатами центра масс ЗУР ($H_{\text{цм}}, X_{\text{цм}}, Y_{\text{цм}}$) и
- тремя углами Эйлера (φ, ν, γ).

Скоростная система координат



Используется в теории полета при анализе явлений обтекания ЗУР воздушным потоком.

Скоростная система координат

В этой системе начало координат – точка O_v – находится в центре масс ЗУР, ось $O_v X_v$ совмещена с вектором скорости ракеты V_p , а ось $O_v Y_v$ и $O_v Z_v$ образуют прямоугольную систему.

Ориентация скоростной системы координат относительно связанной описывается двумя углами:

- α – угол атаки (угол в вертикальной плоскости между вектором скорости V_p (осью $O_v X_v$) и связанной плоскостью $O_1 X_1 Z_1$);
- β – угол скольжения (угол в горизонтальной плоскости между вектором скорости V_p и связанной плоскостью $O_1 X_1 Y_1$).

2 учебный вопрос:

**Внешние воздействия, действующие
на ЗУР в полете**

В соответствии со вторым законом Ньютона полет ракеты определяется системой сил, действующих на нее:

$$F = G + P + R;$$

где $F = M \cdot a$ – сила Ньютона;

G – сила тяжести;

P – сила тяги реактивного двигателя;

R – полная аэродинамическая сила.

Сила тяжести G

Сила тяжести G обусловлена притяжением ракеты к Земле и равна произведению массы ракеты (M) на ускорение свободного падения (g):

$$G = M \cdot g;$$

Учитывая изменение массы ракеты и принимая $g = \text{const}$, можно записать:

$$G = \left(M_0 - \int_0^t m_c dt \right) \cdot g;$$

где M_0 – начальная масса ракеты;
 m_c – секундный массовый расход топлива.

Сила тяжести приложена в центре масс, направлена вертикально вниз и не используется для управления полетом.

Сила тяги реактивного двигателя P

Сила тяги реактивного двигателя P обусловлена реакцией (противодействием) на истечение продуктов сгорания топлива из сопла двигателя и неуравновешенностью сил внутреннего и атмосферного давления:

$$P = m_c \cdot V_c + (P_c - P_a) \cdot S_c;$$

где m_c – секундный массовый расход топлива;

V_c – скорость истечения продуктов сгорания на срезе сопла;

$m_c \cdot V_c$ – реактивная сила;

P_c – давление продуктов сгорания на срезе сопла;

P_a – атмосферное давление;

S_c – площадь среза сопла;

$(P_c - P_a) \cdot S_c$ – равнодействующая сил внутреннего и атмосферного давления.

Сила тяги реактивного двигателя P

Сила тяги направлена в сторону, противоположную истечению продуктов сгорания топлива, и может использоваться для управления полетом путем поворота сопла (газодинамическое управление).

При аэродинамическом управлении стремятся, чтобы направление действия силы тяги проходило через центр масс и считается, что она приложена к нему.

Полная аэродинамическая сила

Полная аэродинамическая сила R является равнодействующей сил взаимодействия воздуха с поверхностью движущейся ракеты. Она создается силами давления (в результате неравномерного разряжения и сжатия воздуха ракетой), а так же силами трения воздуха о поверхность ракеты.

В общем случае:

$$R = C_R \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S$$

где C_R – коэффициент аэродинамического сопротивления;

$\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор воздуха;

S – площадь наибольшего поперечного сечения ракеты.

Она будет приложена в некоторой точке, называемой центром давления (ЦД). Направление R зависит от формы ракеты и ее углов атаки и скольжения.

Полная аэродинамическая сила

Для анализа действия на ракету системы всех сил R приводят к центру масс (ЦМ), компенсируя перенос введением *полного аэродинамического момента*:

$$M=R \cdot h;$$

где h – плечо переноса.

Приведенную полную аэродинамическую силу R' раскладывают на составляющие по осям скоростной системы координат:

$$R' = Q + Y + Z;$$

где Q – сила лобового сопротивления
(составляющая по оси $O_V X_V$);

Y – подъемная сила (составляющая по оси $O_V Y_V$), может использоваться как управляющая в вертикальной плоскости;

Z – боковая сила (составляющая по оси $O_V Z_V$), может использоваться как управляющая в горизонтальной плоскости.

Полный аэродинамический момент

Полный аэродинамический момент M раскладывают на составляющие по осям связанной системы координат:

$$M = M_{x_1} + M_{y_1} + M_{z_1}$$

где M_{x_1} – момент крена (относительно оси O_1X_1);

M_{y_1} – момент курса;

M_{z_1} – момент тангажа.

Полный аэродинамический момент M , исходя из природы вызывающих его сил, складывается из трех моментов:

- стабилизирующего $M_{\text{стаб}}$,
- демпфирующего $M_{\text{демпф}}$ и
- управляющего $M_{\text{упр}}$

Полный аэродинамический момент

Стабилизирующий момент $M_{\text{стаб}}$ возникает при отклонении продольной оси ракеты от вектора скорости, т. е. при появлении углов атаки и скольжения. Он создается относительно центра тяжести аэродинамическими силами, возникающими на стабилизаторах, крыльях, корпусе и рулях при их обтекании воздушным потоком под некоторыми углами.

Демпфирующий момент $M_{\text{демпф}}$ возникает при вращении ракеты относительно какой-либо оси. Он создается сопротивлением воздуха повороту ракеты. Его величина зависит от размеров и формы ракеты, скорости и высоты полета и прямо пропорциональна угловой скорости вращения ракеты.

Управляющий момент $M_{\text{упр}}$ возникает при отклонении рулей или иных органов управления. Он создается аэродинамическими силами, появляющимися на рулях при их обтекании воздушным потоком под углом.

При криволинейной траектории полета на ракету будут действовать нормальные (перпендикулярные вектору скорости) ускорения:

$$W_H = V_p \cdot \frac{d\theta_{vp}}{dt} = \frac{V_p^2}{R_T}$$

где: V_p – скорость ракеты;

$$\frac{d\theta_{vp}}{dt} = \frac{V_p^2}{R_T} \quad \text{– угловая скорость поворота вектора скорости;}$$

R_T – радиус кривизны траектории.

При совершении маневра создаются потребные перегрузки:

$$n_{\text{потр}} = W_H / g$$

Из условия прочности или максимального отклонения рулей при максимальной скорости ракета имеет

располагаемые перегрузки – $n_{\text{расп}}$

Очевидно, что $n_{\text{расп}} \geq n_{\text{потр}}$

Характеристики управления ракетой

Маневренность ракеты - быстрота изменения направления полета.

Устойчивость – способность ракеты восстанавливать равновесие после возмущения. Достигается размещением центра давления за центром масс

Управляемость – чувствительность ракеты к отклонению рулей.

Для повышения управляемости необходимо уменьшать устойчивость.

3 учебный вопрос:

**Методы наведения, используемые
при теленаведении и в системах
с самонаведением**

Методы наведения, используемые при теленаведении

Методом наведения называют реализованный закон сближения ракеты с воздушной целью.

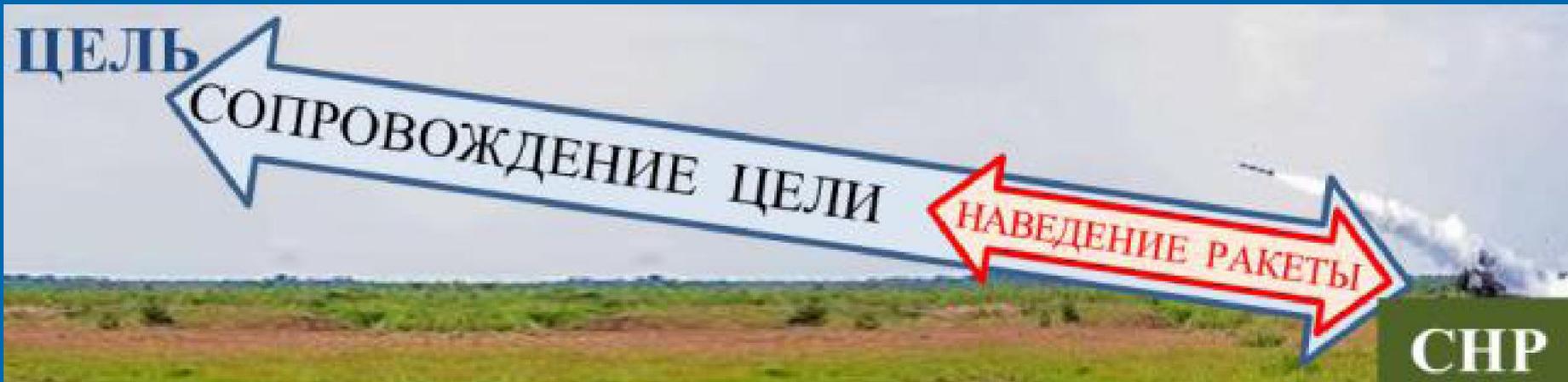
Заданная траектория полета ракеты определяется принятым методом наведения.

В системах с теленаведением этот закон может описывать взаимное положение в пространстве **линии сопровождения цели** («СНР–цель») и **линии наведения ракеты** («СНР–ракета»).

Реализованы следующие методы:

- **Метод *трех точек***
- **Метод *спрямления траектории***

1. Метод *трех точек*



Физическая сущность:

в любой момент времени наведения ракета должна находиться на прямой линии, соединяющей СНР и цель (линия «СНР–ракета–цель»);

Достоинство:

не требуется определения дальности до цели и простота аппаратурной реализации;

Недостаток:

большая крутизна траектории при стрельбе по скоростным целям.

2. Метод спрямления траектории



Физическая сущность:
при наведении линия «СНР–ракета» перемещается с некоторым уменьшающимся упреждением относительно линии «СНР–цель».

Особенности построения систем с самонаведением

Принцип действия систем с самонаведением: бортовая аппаратура управления полетом ракеты самостоятельно получает информацию о цели, обрабатывает ее и ведет ракету по заданной траектории в точку встречи с целью.

Классификация систем с самонаведением

Активные

Полуактивные

Пассивные

ЗРК большей дальности

ЗРК ближнего действия

Система самонаведения ЗУР и функциональные связи



Методы наведения, используемые в системах с самонаведением

В системах с самонаведением метод наведения описывает взаимное положение в пространстве направление вектора скорости ракеты и линии визирования «ракета–цель».

метод погони

***метод параллельного
сближения***

***метод пропорционального
сближения***

Метод погони

Физическая сущность: во время наведения вектор скорости ракеты направлен на цель



Параметром управления является угол отклонения вектора скорости ракеты от направления на цель

$$\Delta\varphi(t) = q_{Vp} - q_{p-ц},$$

где q_{Vp} - угол наклона вектора скорости к горизонту;

$q_{p-ц}$ - угол наклона линии «ракета-цель» к горизонту

Метод параллельного сближения

- математическое выражение: $q_{p-c} = \text{const}$

или
$$\frac{dq_{p-c}}{dt} = 0$$

Второе выражение предпочтительнее при реализации самонаведения.

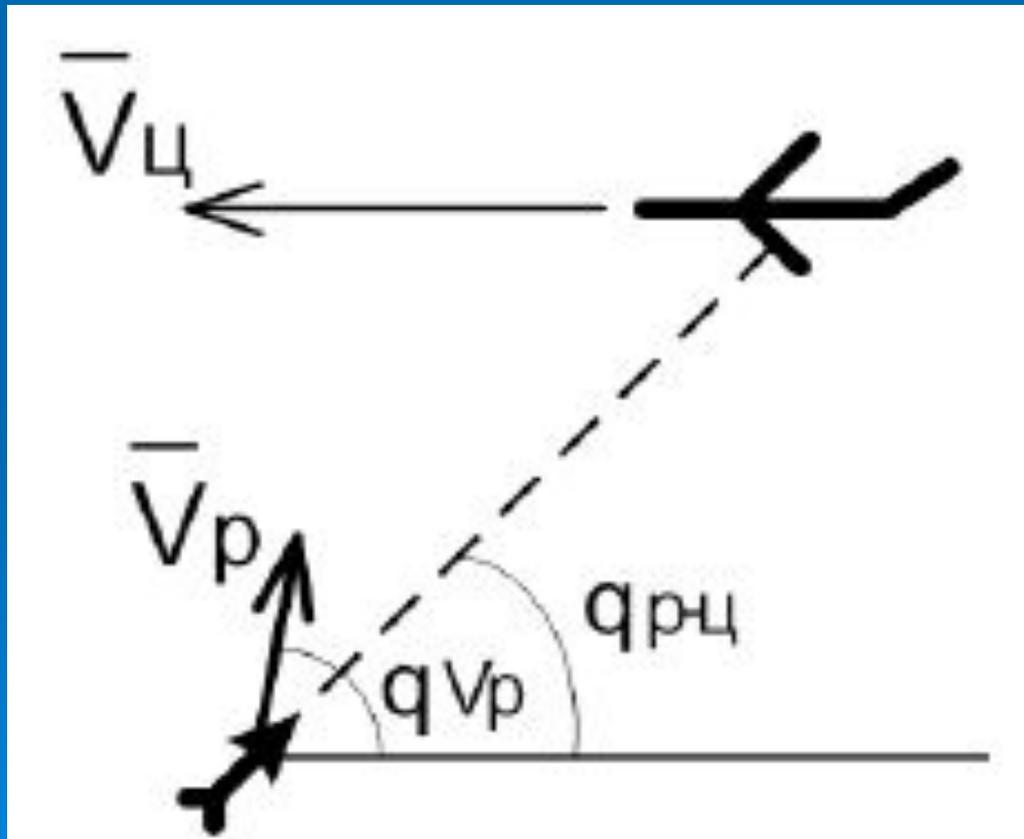
- кинематическая траектория при равномерном движении цели и ракеты – прямая.

Особенности метода:

- 1) это метод упреждения;
- 2) при прямолинейном движении цели траектория ракеты – прямая линия (I);
- 3) при маневре цели траектория искривляется, однако перегрузки ракеты меньше перегрузок цели (II).

Метод пропорционального сближения

физическая сущность: во время наведения угловая скорость вращения вектора скорости ракеты должна быть пропорциональна угловой скорости вращения линии «ракета-цель»



Метод пропорционального сближения

- математическое выражение (для вертикальной плоскости наведения):

$$\frac{dq_{\vec{v}_p}}{dt} = k \frac{dq_{p-c}}{dt}$$

где $\frac{dq_{\vec{v}_p}}{dt}$ – угловая скорость вектора скорости;

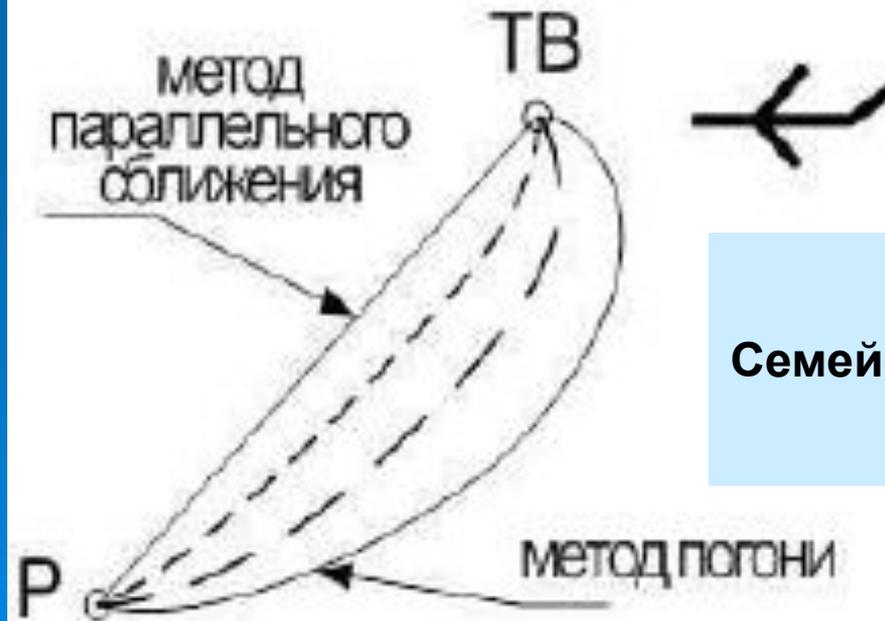
$\frac{dq_{p-c}}{dt}$ – угловая скорость линии «ракета–цель»;

k – коэффициент пропорциональности, имеющий смысл коэффициента упреждения, в принципе, может быть:

- 1) постоянным;
- 2) дискретно изменяющимся в зависимости от условий сближения;
- 3) функцией параметра сближения (скорость, дальность).

Метод пропорционального сближения

кинематическая траектория: из уравнения метода следует, что при $k = 1$ имеем уравнение и траекторию метода *погони*, а при $k = \infty$ имеем уравнение и траекторию метода *параллельного сближения*, т. е. метод пропорционального сближения является универсальным и может, в зависимости от заданного k , обеспечить семейство траекторий полета.



Семейство траекторий полёта ракеты