

ТЕМА № 1. Основы построения ЗРС.
ЗАНЯТИЕ № 5. Методы наведения ЗУР.

Учебные вопросы

1. Понятие о методах наведения ЗУР, основные требования предъявляемые к ним.
2. Метод пропорционального сближения.

1. ПОНЯТИЕ О МЕТОДАХ НАВЕДЕНИЯ ЗУР,
ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ

Пусть в каждый момент времени радиолокационная станция сопровождения целей и наведения ракет определяет сферические координаты цели $r_{ц}$, $\varepsilon_{ц}$, $\beta_{ц}$ и ракеты r_p , ε_p , β_p . Эти координаты поступают в счетно-решающий прибор (устройство выработки команд) и используются для выработки команд управления.

Для определения ошибки в положении ракеты (параметра управления) необходимо для каждого момента времени задать требуемые координаты зенитной управляемой ракеты как функции координат и параметров движения цели. Эти функции принято называть *уравнениями связи*.

Известно, что управление ракетой, как правило, осуществляется по направлению, т. е. в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Понятие о требуемой дальности до ракеты не вводится. Следовательно, для наведения ракеты достаточно задать уравнения связи лишь для угловых координат ракеты (например, ε_p и β_p). Запишем эти уравнения в общем виде:

$$\varepsilon_k = F_1(\varepsilon_{ц}, r_{ц}, r_p, \dot{\varepsilon}_{ц}, \dot{r}_{ц}, \dots);$$

(1)

$$\beta_k = F_2(\beta_{ц}, r_{ц}, r_p, \dot{\beta}_{ц}, \dot{r}_{ц}, \dots),$$

где ε_k и β_k – требуемые угол места и азимут ракеты;

$\varepsilon_{ц}$ и $\beta_{ц}$ – угол места и азимут цели.

Вид уравнений связи, т. е. функций F_1 и F_2 , определяет метод наведения ракеты на цель.

Следовательно, *методом наведения* называется заданный закон сближения ракеты с целью, который в зависимости от координат и параметров движения цели определяет требуемое движение ракеты, обеспечивающее попадание ЗУР в цель.

Теоретическую траекторию ракеты, определяемую уравнением метода наведения, принято называть *кинематической* или *требуемой траекторией*. Характер этой траектории устанавливается на основе кинематического исследования наведения ракеты на цель, движение которой заранее задано. При кинематическом исследовании ракета принимается за точку, движущуюся под действием определенных сил.

Реальная траектория будет отличаться от кинематической из-за воздействия на систему управления различных внешних воздействий, инерционности ракеты и других элементов системы управления, наличия инструментальных ошибок и т. д. Однако это отличие должно быть в пределах заданной точности наведения ракеты на цель.

В предыдущем занятии указывалось, что выработка команд управления, т. е. наведение зенитной управляемой ракеты на цель, как правило, осуществляется лишь по направлению в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Меру нарушения связи в каждой плоскости наведения принято называть *параметром управления h* или *сигналом рассогласования*.

Суть параметра управления иллюстрируется на рис. 1, на котором точками K и P показаны соответственно требуемое и действительное положения ракеты.

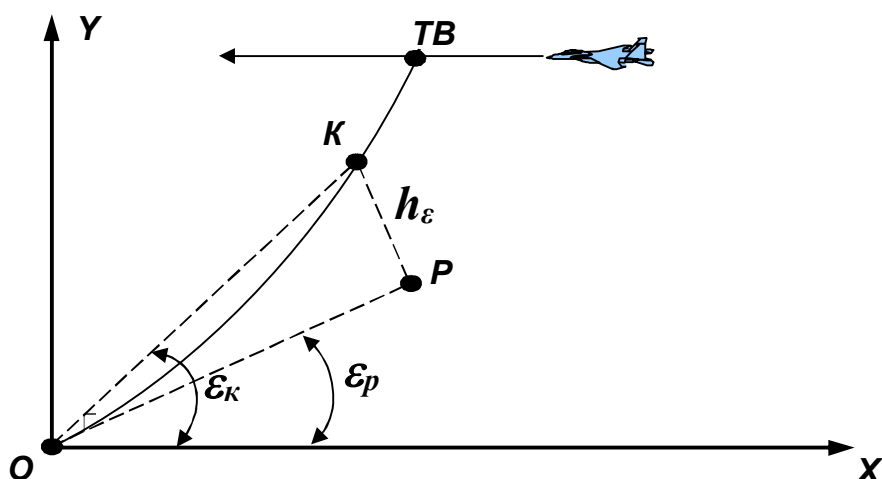


Рис. 1. Параметр управления h_ε

В качестве параметра управления принимается не угловое, а линейное отклонение ракеты от кинематической траектории. Фактически он показывает расстояние между точками реальной и кинематической траекторией наведения.

Равенство нулю параметра управления означает нахождение ракеты на требуемой траектории. При отклонении ракеты от кинематической траектории устройство выработки команд пункта наведения или ЗУР должно выработать команды, соответствующие величине параметра рассогласования h_ε и h_ρ .

Необходимо также отметить, что параметр управления может определяться не только в рассматриваемых плоскостях (h_ε и h_ρ), но и в любых других, как правило, взаимно перпендикулярных плоскостях ракеты.

Выбор метода наведения зенитной управляемой ракеты должен производиться с учетом ряда требований. Рассмотрим основные из них.

1. Метод наведения должен обеспечивать наименьшую кривизну кинематической траектории на всех участках полета, и особенно в районе точки встречи.

Зенитная управляемая ракета имеет ограниченную маневренность. В заданных условиях полета и при заданной скорости ракеты минимальный радиус кривизны траекторий, которые способна осуществить ракета, определяют ее располагаемые перегрузки.

Характер кинематической траектории определяют так называемые *потребные кинематические перегрузки* ракеты n_k , т.е. перегрузки, которыми должна обладать ракета для полета по этой траектории. Величина кинематических перегрузок при заданных параметрах движения цели и скорости ракеты является функцией метода наведения.

Сравнивая потребные перегрузки с располагаемыми, можно оценить возможность полета ракеты по требуемой траектории, т.е. в конечном счете возможность встречи ракеты с целью в данных условиях стрельбы. Для наведения ракеты на цель с допустимыми ошибками в каждой плоскости управления должно выполняться следующее условие:

$$n_{расп} \geq n_k + n_{фл} + n_v + n_w, \quad (2)$$

где $n_{расп}$ – располагаемая перегрузка ракеты;

n_k – потребная перегрузка ракеты для движения по кинематической траектории;

$n_{фл}$ – запас нормальных перегрузок ракеты для отработки случайных (флюктуационных) отклонений от кинематической траектории;

n_v – перегрузка для компенсации силы тяжести ракеты;

n_w – перегрузка для отработки изменения угловой скорости линии ракета – цель за счет продольного ускорения ЗУР (при методах самонаведения).

Таким образом, метод наведения определяет требования к маневренности ракеты, а при заданной маневренности – диапазон высот и параметров движения цели, при котором возможна встреча ракеты с целью.

Если метод наведения приводит к возрастанию кривизны кинематической траектории ракеты по мере ее приближения к цели, то для обеспечения заданных боевых возможностей зенитного ракетного комплекса по высоте потребуется создать более маневренную ракету.

Однако, всякое увеличение маневренности ракеты приводит к возрастанию ее массы и габаритов. Кроме того, кривизна кинематической траектории в районе точки встречи влияет на величину ошибок наведения ракеты на цель.

Следовательно, уменьшение кривизны кинематической траектории по мере приближения ракеты к цели – одно из существенных требований к методу наведения.

Спрямление кинематической траектории также приводит к уменьшению пути и полетного времени ракеты до цели, что позволяет улучшить характеристики ракеты и повысить огневую производительность комплекса.

2. Метод наведения должен обеспечивать встречу ракеты с воздушной целью во всем заданном диапазоне скоростей, высот и курсовых параметров ее движения.

Скорость воздушной цели может быть от десятков до тысячи метров в секунду, высота – от десятков метров до двух-трех десятков километров.

Уничтожение воздушных целей зенитными управляемыми ракетами предусматривает в первую очередь стрельбу на встречных курсах. Однако в ходе отражения воздушного налета не исключены случаи обстрела цели вдогон (маневр цели курсом, занятость ЗРК).

Поэтому выбор метода наведения должен учитывать в соответствии с основным предназначением ЗРК возможный диапазон изменения координат и параметров движения цели, а также случаи стрельбы вдогон.

3. Метод наведения должен обеспечивать требуемую точность сближения ракеты с целью в различных условиях стрельбы.

Необходимо подчеркнуть, что пилотируемая воздушная цель,

обнаружив старт ракеты и стремясь уйти от поражения, будет широко использовать противоракетный маневр, т.е. резко изменять параметры своего движения, поэтому при выборе метода наведения особое внимание необходимо обращать на его пригодность для стрельбы по маневрирующей цели. Маневр цели не должен приводить к существенному снижению точности наведения ракеты на цель.

Для учета условий стрельбы (стрельба по низколетящей цели, высотной и скоростной, вдогон и т. д.) метод наведения должен обладать некоторой степенью гибкости, т. е. допускать оптимизацию кинематической траектории за счет изменения некоторого управляемого параметра в уравнениях связи.

4. Метод наведения должен быть достаточно простым в смысле его технической реализации. Однако это требование всегда подчинено требованиям тактической задачи.

В зависимости от условий, при которых определяется положение ракеты в пространстве, методы наведения зенитных управляемых ракет можно разделить на две основные группы:

- трехточечные методы, применяемые в системах телеуправления;
- двухточечные методы, применяемые в системах самонаведения.

Трехточечными методами наведения называют такие методы, при реализации которых, определяется взаимное положение трех точек: цели, ракеты и пункта наведения.

В зенитных ракетных комплексах пункт наведения расположен на земле, поэтому положение цели и ракеты в пространстве определяется относительно пункта наведения (или относительно линии визирования цели «пункт наведения-цель»), как правило, в сферической системе координат.

Для реализации встречи ракеты с целью необходимо и достаточно, чтобы в момент равенства дальностей до цели и ракеты требуемые угловые координаты ракеты были равны угловым координатам цели, т. е. при $r_p = r_{ц}$, $\varepsilon_k = \varepsilon_{ц}$ и $\beta_k = \beta_{ц}$.

Уравнение (1) методов наведения телеуправляемых ракет можно записать в виде:

$$\begin{aligned}\varepsilon_k &= \varepsilon_u + A_\varepsilon \Delta r; \\ \beta_k &= \beta_u + A_\beta \Delta r,\end{aligned}\tag{3}$$

где A_ε и A_β – параметры метода наведения в соответствующей плоскости управления; параметр A может быть как постоянным в течение всего времени полета ракеты до точки встречи, так и переменным, зависящим в каждый момент времени от координат и параметров движения цели;

Δr – разность наклонных дальностей до цели и ракеты ($\Delta r = r_u - r_p$).

Уравнения (3) удовлетворяют условию встречи ракеты с целью, так как при $\Delta r = 0$ координаты $\varepsilon_k = \varepsilon_u$ и $\beta_k = \beta_u$.

Угловое отклонение ракеты от требуемой траектории, т. е. угловая ошибка в положении ракеты, равна:

$$\begin{aligned}\Delta_\varepsilon &= \varepsilon_k - \varepsilon_p; \\ \Delta_\beta &= \beta_k - \beta_p,\end{aligned}\tag{4}$$

Подставляя в формулы (4) уравнения связи (3), получим:

$$\begin{aligned}\Delta_\varepsilon &= \Delta\varepsilon + A_\varepsilon \Delta r; \\ \Delta_\beta &= \Delta\beta + A_\beta \Delta r,\end{aligned}\tag{5}$$

где $\Delta\varepsilon = \varepsilon_u - \varepsilon_p$ и $\Delta\beta = \beta_u - \beta_p$.

Как было указано ранее, в качестве параметра управления h принимается не угловое, а линейное отклонение ракеты от кинематической траектории.

Таким образом, при малых угловых отклонениях, параметры

управления, в двух взаимноперпендикулярных плоскостях можно представить в виде:

$$\begin{aligned} h_{\varepsilon} &= \Delta_{\varepsilon} r_p = r_p (\Delta \varepsilon + A_{\varepsilon} \Delta r); \\ h_{\beta} &= \Delta_{\beta} r_p = r_p (\Delta \beta + A_{\beta} \Delta r). \end{aligned} \quad (6)$$

Для определения параметров управления дальность до ракеты может приближенно задаваться временной функцией, вводимой в устройство выработки команд с помощью программного механизма, включаемого в момент пуска ракеты.

Равенство нулю составляющих параметра управления \mathbf{h} означает нахождение ракеты на кинематической траектории. При отклонении ракеты от кинематической траектории устройство выработки команд пункта наведения должно выработать команды, соответствующие величине параметра рассогласования h_{ε} и h_{β} .

Из уравнений (6) видно, что при некоторых методах наведения ($A=0$, $A=const$) для выработки параметра управления на пункте наведения достаточно иметь данные лишь об относительном положении ракеты и цели, т.е. разность их координат.

Наиболее известными трехточечными методами являются:

- метод трех точек;
- методы упреждения (с постоянным коэффициентом упреждения, спрямления траектории, последовательных упреждений).

Методом трех точек называется такой метод наведения, при котором ракета в любой момент времени находится на линии визирования цели (то есть на линии «пункт наведения-цель»).

В этом случае коэффициенты A_{ε} и A_{β} равны нулю и уравнения связи (3) принимают вид:

$$\begin{aligned}\varepsilon_k &= \varepsilon_u; \\ \beta_k &= \beta_u.\end{aligned}\tag{7}$$

Параметры управления в двух взаимноперпендикулярных плоскостях (ошибки угловых координат точки нахождения ракеты) соответственно равны:

$$\begin{aligned}h_\varepsilon &= r_p (\varepsilon_k - \varepsilon_p) = r_p (\varepsilon_u - \varepsilon_p); \\ h_\varepsilon &= r_p (\beta_k - \beta_p) = r_p (\beta_u - \beta_p).\end{aligned}\tag{8}$$

На рисунке 2 представлены кинематические траектории данного метода в вертикальной плоскости для различных соотношений скоростей ракеты и цели ($\frac{V_{p1}}{V_u} > \frac{V_{p2}}{V_u}$).

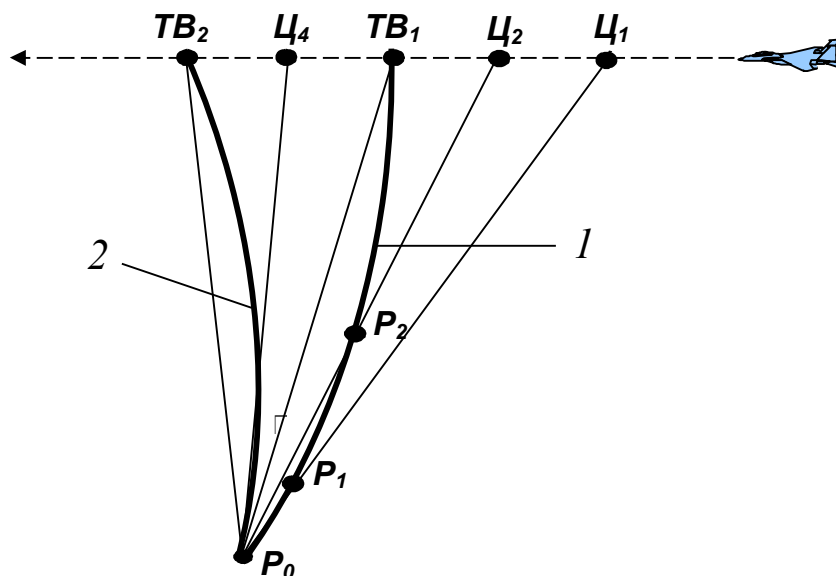


Рис. 2. Кинематические траектории по методу трех точек

Динамика процесса сближения ракеты с целью по методу трех точек такова, что, чем меньше отношение скорости ракеты к скорости цели, тем больше кривизна требуемой траектории (в данном случае траектории 2).

Такое условие характерно при стрельбе по малоскоростным и пикирующим на ЗРК целям. Кроме того, применение метода трех точек

целесообразно при срыве сопровождения цели по дальности и при теленаведении по лучу, то есть в условиях, когда реализация других методов наведения затруднительна или невозможна.

Методом упреждения называется метод, при котором текущая точка кинематической траектории K опережает (упреждает) линию «пункт наведения-цель» на некоторый угол φ_0 .

Этот метод реализуется при постоянных значениях коэффициентов A_ε и A_β , отличных от нуля ($A=const$).

Уравнения связи метода упреждения имеют вид:

$$\begin{aligned}\varepsilon_k &= \varepsilon_u + C_\varepsilon \Delta r; \\ \beta_k &= \beta_u + C_\beta \Delta r.\end{aligned}\tag{9}$$

Значения параметров управления при этом будут определяться следующим образом:

$$\begin{aligned}h_\varepsilon &= r_p(\varepsilon_k - \varepsilon_p) = r_p(\Delta\varepsilon + C_\varepsilon \Delta r); \\ h_\beta &= r_p(\beta_k - \beta_p) = r_p(\Delta\beta + C_\beta \Delta r),\end{aligned}\tag{10}$$

где $\Delta\varepsilon = \varepsilon_u - \varepsilon_p$ и $\Delta\beta = \beta_u - \beta_p$.

Из анализа уравнений (9,10) следует (рис. 3), что при обстреле скоростной цели кривизна кинематической траектории данного метода (сплошная кривая) меньше кривизны траектории метода трех точек (пунктирная кривая).

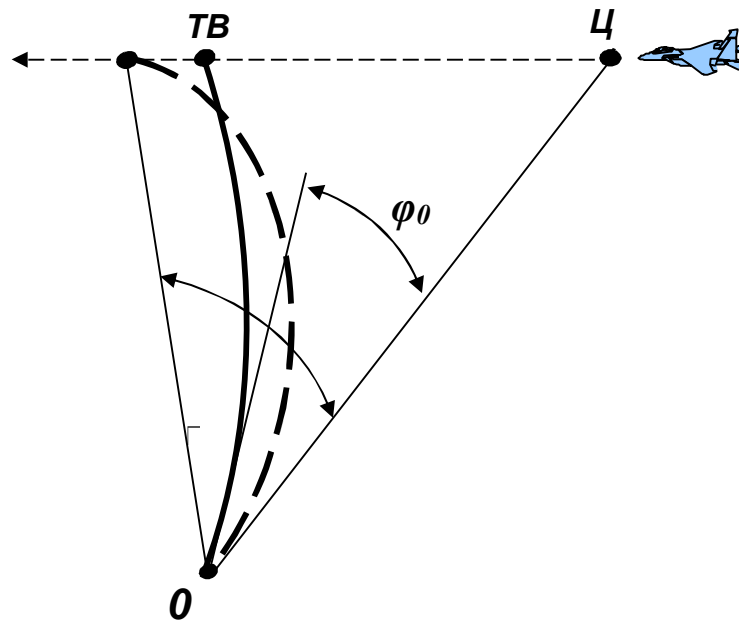


Рис. 3. Кинематическая траектория.

Это объясняется тем, что в первом случае угловое перемещение ракеты меньше углового перемещения цели $\Delta \varepsilon_{ц}$, а во втором случае оно меньше $\Delta \varepsilon_{ц}$ на величину начального упреждения φ_0 . При этом встреча с целью произойдет раньше, так как полетное время ракеты также меньше.

2. МЕТОД ПРОПОРЦИОНАЛЬНОГО СБЛИЖЕНИЯ

При значительном увеличении дальности стрельбы методы командного телеуправления становятся малоэффективными. Это связано с тем, что с увеличением дальности стрельбы по воздушным целям возрастают как ошибки наведения, так и случайные (флюктуационные) ошибки ЗУР, в основном, за счет увеличения внутренних шумов приемных устройств СНР, а это приводит в итоге к уменьшению вероятности поражения цели.

Отмеченные недостатки в меньшей степени проявляются в системах самонаведения, так как по мере сближения ракеты с целью точность работы системы наведения до известного предела повышается. Таким образом, для обеспечения больших дальностей стрельбы и высокой точности наведения ЗУР на цель, в ЗРК необходимо применять

самонаведение (активное, пассивное или полуактивное).

Из рассмотренной группы двух точечных методов наведения ЗУР

Методом пропорционального сближения называется метод наведения, при котором в течение всего времени полета ракеты к цели угловая скорость поворота вектора скорости ракеты остается пропорциональной угловой скорости линии ракета – цель (рис. 4).

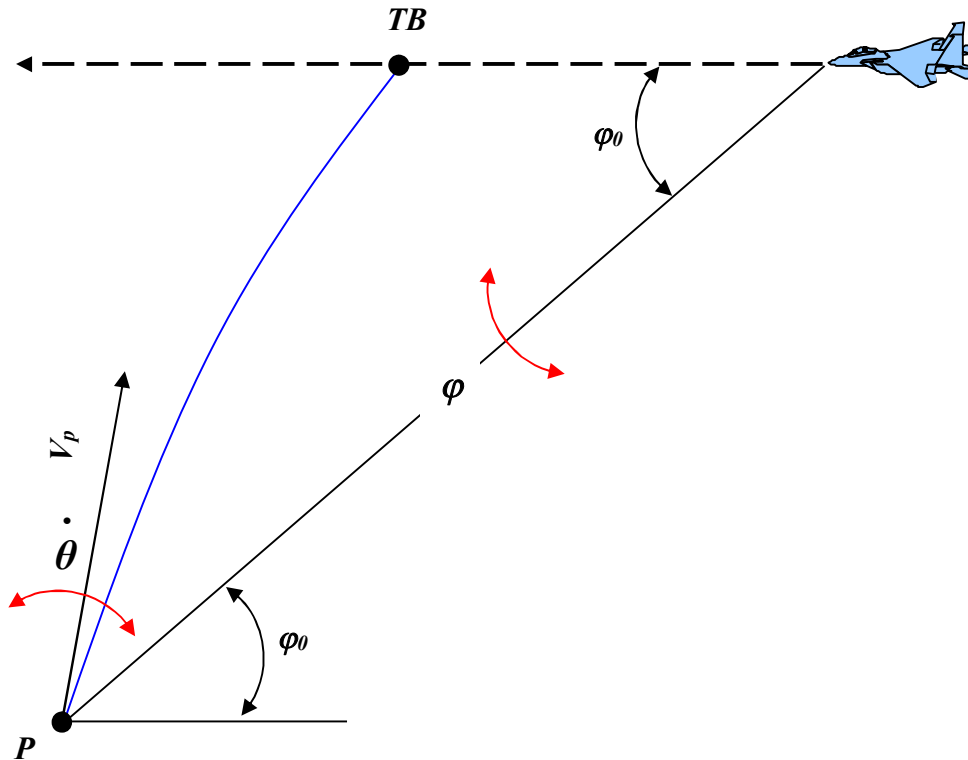


Рис. 4. Метод пропорционального сближения

Уравнение метода:

$$\dot{\theta} = k \dot{\varphi} \quad (7)$$

где $\dot{\theta}$ – угловые скорости поворота вектора скорости ракеты в соответствующей плоскости управления;

$\dot{\varphi}$ – угловые скорости поворота линии ракета-цель в соответствующей

плоскости управления;

k – коэффициенты пропорциональности.

Для реализации метода пропорционального сближения необходимо в каждый момент времени измерять угловую скорость линии ракета – цель и сравнивать ее с угловой скоростью вращения вектора скорости ракеты. Система управления соответственно должна содержать два типа измерителей: следящий угломер цели и измеритель угловой скорости вращения вектора скорости ракеты. В качестве последнего может быть использован датчик нормальных ускорений, расположенный на автопилоте ЗУР.

Ошибка наведения определится как разность (8):

$$\Delta\varphi = k\varphi - \Theta \quad (8)$$

Возможны и другие способы приближенной реализации метода пропорционального сближения. Автопилот ракеты в установившемся режиме полета обычно обеспечивает пропорциональность команд управления нормальным ускорениям ракеты (угловой скорости касательной к траектории, т.е. Θ). Если команду управления сформировать пропорциональной угловой скорости линии ракета-цель, т.е. за параметр управления принять φ , то, в конечном счете, будет достигнута пропорциональность угловых скоростей вектора скорости ракеты и линии ракета-цель.

При представлении сигнала рассогласования, когда для формирования команд управления достаточно в каждый момент времени иметь информацию лишь об угловой скорости линии ракета-цель, применение метода пропорционального сближения в принципе становится возможным не только в системах самонаведения (телеуправления второго вида), но и в командных системах телеуправления первого вида. При самонаведении (использовании бортового радиопеленгатора) угловая скорость φ непосредственно измеряется на борту ракеты, а при командном

телеуправлении первого вида вычисляется в системе выработки команд (ЭВМ) по данным станции сопровождения целей и наведения ракет (по разности их дальностей и скоростей). Очевидно, универсализация метода наведения ЗУР на цель для систем телеуправления и самонаведения сама по себе решает задачу сопряжения требуемых траекторий ракеты при их последовательной комбинации.

В теории пропорциональной навигации доказывается, что параметры траектории полета ЗУР и ее потребные нормальные ускорения в районе точки встречи зависят от начальных условий старта ракеты (φ_0 и Θ_0) и величины коэффициента пропорциональности k .

Пределы измерения угла φ , а следовательно, и кривизна траектории тем меньше, чем больше коэффициент пропорциональности.

Например, при $k \geq 4$ нормальные потребные перегрузки ракеты при наведении по методу пропорционального сближения стремятся к нулю независимо от начальных условий ее старта. Если предположить, что угол поворота руля δ в зависимости от параметров угла поворота линии ракета-цель определяется равенством (9):

$$\delta = A_1 \varphi + A_2 \dot{\varphi} + A_3 \ddot{\varphi}, \quad (9)$$

где A_1 , A_2 , A_3 – коэффициенты, зависящие от аэродинамических и конструктивных особенностей ракеты.

Можно показать, что при $k \geq 8$ угол поворота руля δ стремится к нулю. В этом случае имеет место *кинематически точная встреча*. При коэффициенте $k=4$ угол поворота руля в районе точки встречи стремится к нулю при подходе ракеты к цели с задней полусферы и неограниченно возрастает при подходе с передней полусферы. С увеличением коэффициента пропорциональности k диапазон углов подхода ракеты к цели с передней полусферы, при которых угол отклонения руля неограниченно растет, сужается и при $k = 8$ становится равным нулю.

Таким образом, при скорости ракеты, превышающей скорость цели, и реализации больших коэффициентов пропорциональности k угол φ в процессе

наведения изменяется незначительно, а требуемые кинематические перегрузки ракеты в районе точки встречи стремятся к нулю. Метод пропорционального сближения обеспечивает возможность обстрела цели навстречу и вдогон. Причем с точки зрения кривизны траектории и получения кинематически точной встречи условия стрельбы вдогон более благоприятны, чем навстречу.