МОСКОВСКИЙ ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
(ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ)
ВОЕННАЯ КАФЕДРА

Дисциплина «Военно-специальная подготовка»
(наименование дисциплины)

Военная специальность 530200 «Математическое и программное
(наименование специальности)
обеспечение функционирования автоматизированных систем»

Тема лекции № 6.14 «Методы наведения истребителей»
(номер и наименование лекции)

Обсуждена на заседании кафедры
«__» _____ 2010 г.

Москва – 2010

Введение

Методы наведения, устанавливающие зависимость управляющих воздействий (команд наведения) от координат и параметров движения цели и истребителя, по принципу управления курсом истребителя могут быть разделены на три группы:

в первой вектор скорости истребителя направляется непосредственно на цель (неупреждающий метод наведения «погоня»);

во второй обеспечивается движение истребителя в некоторую упрежденную относительно цели точку – точку встречи, а упреждение либо непосредственно рассчитывается на основании гипотезы о равномерном и прямолинейном движении цели (упреждающие методы наведения «перехват» и «маневр»), либо формируется так, чтобы скорость вращения линии визирования была равна 0 (метод «параллельное сближение»);

в третьей достигается максимум некоторого критерия качества (например, минимума математического ожидания времени перехвата) при заданном распределении плотности вероятности маневров цели в будущем – вероятностный метод наведения.

Принцип управления курсом полета истребителя либо может обеспечивать (с некоторой вероятностью) угол встречи с целью, близкий к заданному (методы наведения типа «маневр»), либо нет (остальные методы).

Применение того или иного метода наведения зависит от конкретной ситуации в целях повышения эффективности боевого применения, поэтому рассмотрение сущности методов наведения истребителей является весьма актуальным.

Для достижения поставленных целей рассмотрим следующие вопросы:

1. Метод наведения «параллельное сближение».
2. Метод наведения «погоня».
3. Метод наведения «перехват».
4. Метод наведения «маневр».

Данный учебный материал можно найти в следующих **источниках**:

1. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра / Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2004.

2. Бакулев П.А. Радиолокационные системы: Учебник для вузов. – М.: Радиотехника, 2004.

3. Белоцерковский Г.Б. Основы радиолокации и радиолокационные устройства. – М.: Советское радио, 1975.

1. Метод наведения «параллельное сближение»

Метод наведения «параллельное сближение» при постоянных скоростях истребителя и цели обеспечивает параллельное самой себе перемещение линии визирования, что достигается соблюдением равенства проекций на нормаль к ней их скоростей:

$$V_ц \sin q = V_и \sin \varphi,$$

где q, $Q = \pi - q$ (рис. 1) и φ – углы между линией визирования и векторами скорости цели и истребителя.

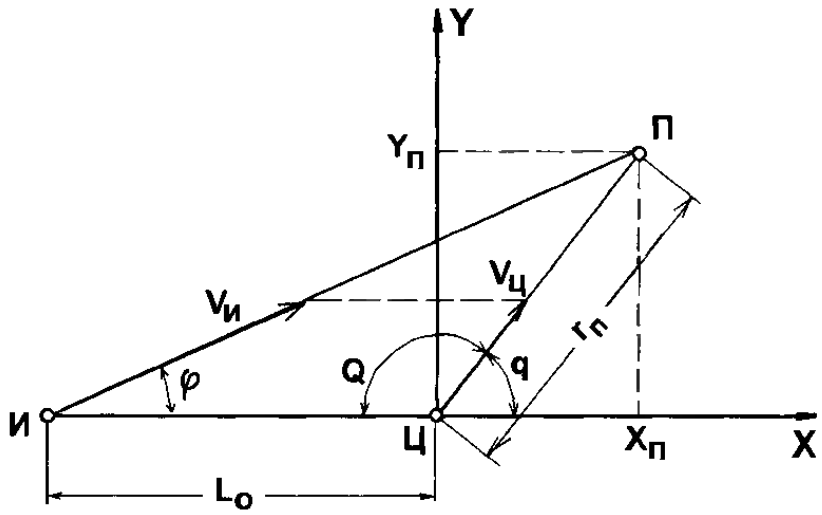

Рис. 1. Геометрия метода наведения «параллельное сближение»

Отсюда имеем

$$\sin \varphi = a \sin q, \tag{1}$$

где $a = V_ц/V_и$.

Проецируя скорости цели и истребителя на линию визирования, получаем *первое кинематическое уравнение* для определения скорости уменьшения расстояния L между ними

$$dL/dt = V_ц \cos q - V_и \cos \varphi.$$

Это выражение позволяет получить следующую формулу для расчета времени перехвата (в момент перехвата $L=L_K=0$):

$$t_П = \int_{L=L_0}^{L=L_K} \frac{dL}{V_Ц \cos q - V_И \cos \varphi} = \frac{L_0}{V_И \sqrt{1 - a^2 \sin^2 q} - V_Ц \cos q}. \tag{2}$$

Так как $x_П = r_П \cos q$, $y_П = r_П \sin q$, $r_П = t_П V_Ц = \sqrt{x_П^2 + y_П^2}$, выражение (2) можно преобразовать к следующему виду:

$$(x_П - D_{ПС})^2 + y_П^2 = l_{ПС}^2,$$

где $D_{ПС} = a l_{ПС}$, $l_{ПС} = a L_0/(1 - a^2)$.

Эти зависимости свидетельствуют о том, что геометрическим местом встречи истребителя с целью, т. е. рубежом перехвата, при различных

направлениях движения цели является для разных значений a семейство окружностей с радиусами $l_{ПС}$ и центрами, смещенными относительно цели на $D_{ПС}$ и расположенными вне отрезка ИЦ (рис. 2):

при $a < 1$ ($D_{ПС} > 0$) – за целью,

при $a > 1$ ($D_{ПС} < 0$) – за истребителем;

при $a = 1$ ($V_ц = V_и$) окружность вырождается в прямую.

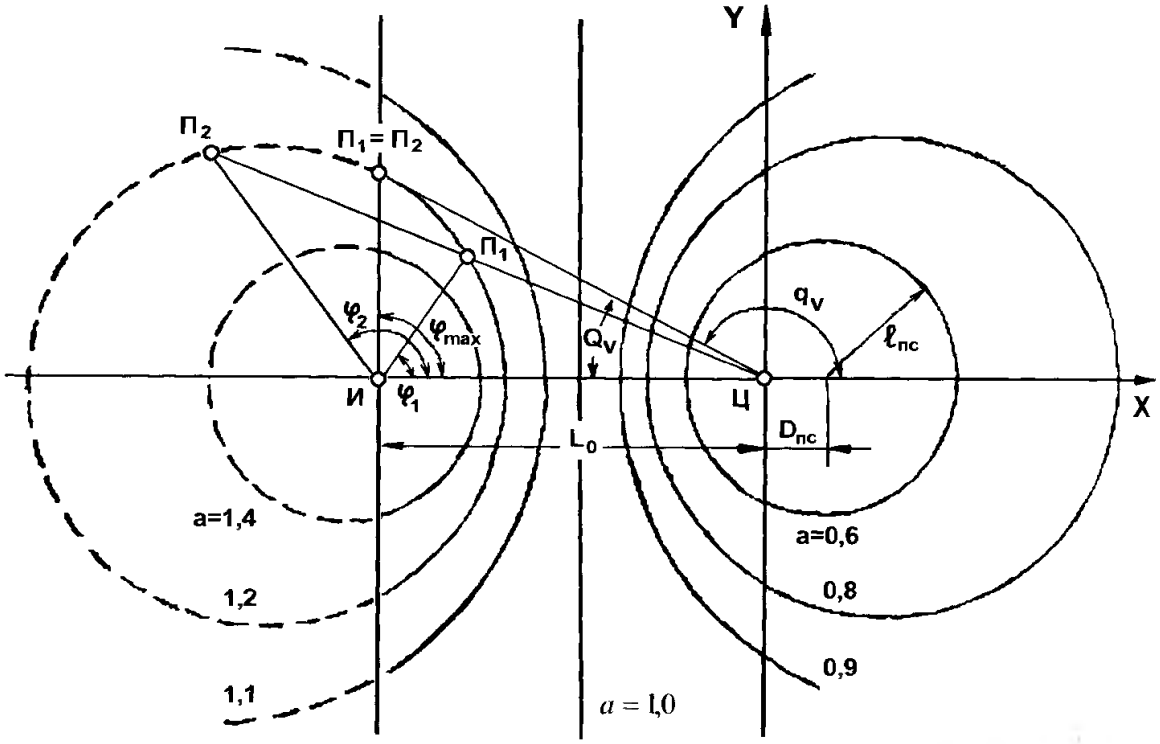

Рис. 2. Рубежи перехвата методом «параллельное сближение»

Несмотря на симметричность расположения окружностей, возможности перехвата для $a > 1$ и $a < 1$ принципиально различны. Если $a < 1$, то кинематически, т. е. без учета всякого рода ограничений и ошибок, перехват цели возможен при любом направлении ее полета. Если $a > 1$, перехват возможен в случае, когда цель летит навстречу истребителю с курсом, лежащим в секторе с углом при вершине, равным $2Q_V$. Значение Q_V определяется из (1) при $\sin\varphi = (\sin\varphi)_{max} = 1$: $Q_V = \arcsin(1/a)$.

При $Q < Q_V$ существуют два решения (рис. 2). Однако второе из них, соответствующее дальнему от цели, практического интереса не представляет, так как в этом случае в роли «догоняющего» оказывается не истребитель, а цель.

Таким образом, при методе «параллельное сближение» скорость вращения линии визирования равна 0.

2. Метод наведения «погоня»

Из рис. 1 можно показать:

$$(V_и \sin\varphi - V_ц \sin q)\,\Delta t = L\Delta\varepsilon,$$

где ε – угол линии визирования.

Или $d\varepsilon/dt = (V_и \sin\varphi - V_ц \sin q)/L$ – второе кинематическое уравнение.

Полагая скорости истребителя и цели постоянными и проецируя их на линию визирования и нормаль к ней, из первого и второго кинематических уравнений, с учетом малости угла φ и ε≈*q*, получим следующие уравнения:

$$\frac{dL}{dt} = V_ц \cos q - V_и; \quad L\frac{dq}{dt} = -V_ц \sin q.$$

Выполнив их интегрирование и перейдя к полярным координатам *r*, *q* (рис. 3, а), имеем $r_{пог} = V_Ц t_п = D_{пс}\, cosq + l_{пс}$.

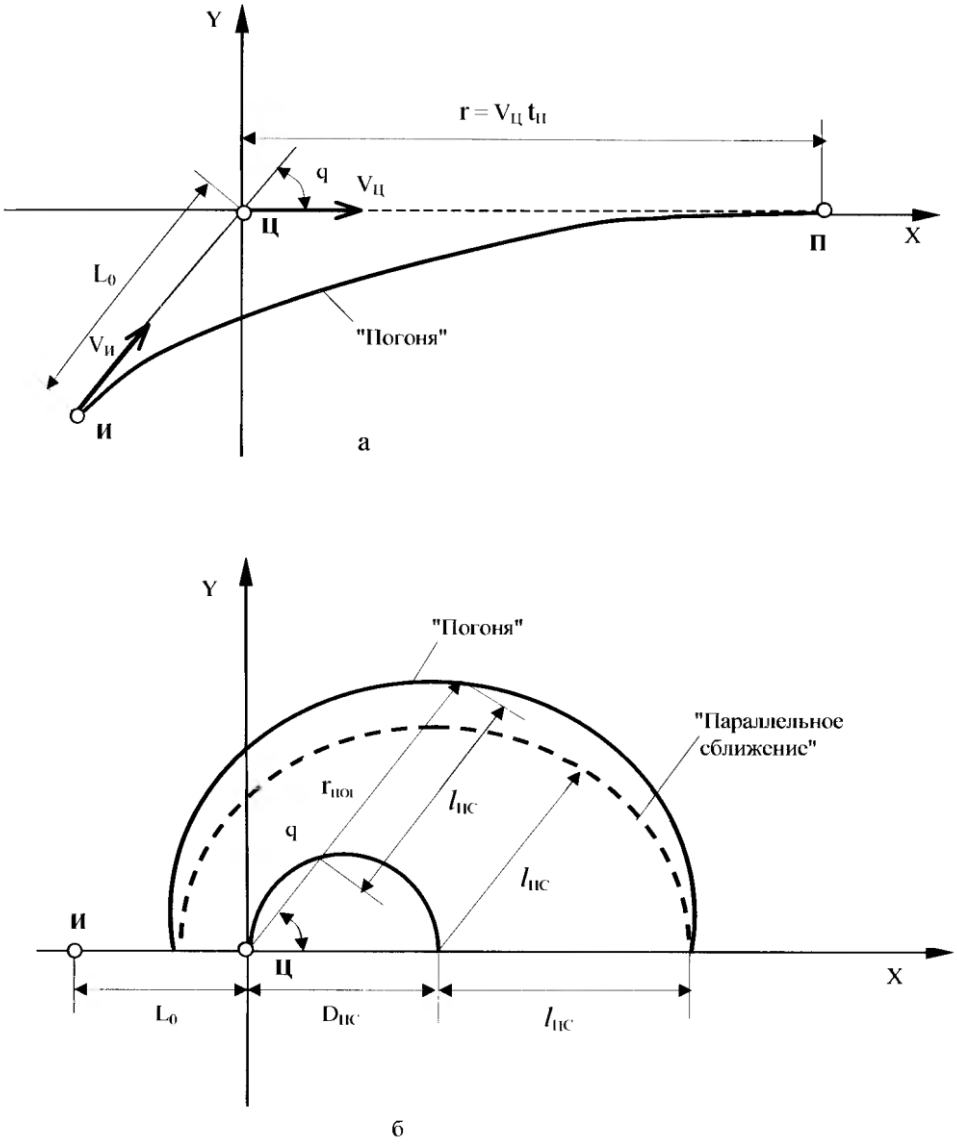

Рис. 3. Траектории наведения (а) и рубежи перехвата (б) методом «погони»

На рис. 3, б, где для некоторого значения $a<1$ приведены рубежи перехвата цели методами «параллельное сближение» и «погоня», видно, что искривление траектории наведения, свойственное методу «погоня», приводит к более позднему перехвату. При q = 90° относительное увеличение времени перехвата определяется формулой

$$\bar{t}_{ПГ} = \frac{t_{ПГ}}{t_{ПС}} = \frac{1}{\sqrt{1-a^2}}.$$

Из этого равенства следует, что при a = 0,8 $\bar{t}_{ПГ} = 1{,}67$, а при a = 0,9 $\bar{t}_{ПГ} = 2{,}3$. При q, несколько больших 90°, соответствующие значения $\bar{t}_{пд}$ имеют еще большие величины. Например, при a = 0,8 $(\bar{t}_{ПГ})_{\max} = 1{,}887$ достигается при q=112°.

Таким образом, применение метода «погоня» в процессе всего наведения явно нецелесообразно, но этот метод, в отличие от любого упреждающего метода, на результаты применения которого оказывают влияние ошибки в определении вектора скорости цели, практически не чувствителен к радиолокационным ошибкам и маневрам цели по курсу, поэтому его применение может оказаться целесообразным в случаях, когда истребитель уже выведен в заднюю полусферу маневрирующей цели.

3. Метод наведения «перехват»

Рассмотренные выше методы наведения не учитывали того обстоятельства, что скорость истребителя, точнее, системы «истребитель – ракета» в процессе наведения не остается постоянной, а изменяется от 0 на пассивном этапе подготовки истребителя к взлету после получения команды на перехват до скорости полета ракеты в процессе атаки цели. Неучет этого при наведении методом «параллельное сближение» приведет к утрате «параллельности» сближения, т. е. к вращению линии визирования и, следовательно, к искривлению, а значит, удлинению траектории наведения и «уходу» рубежа перехвата в процессе наведения. Учесть переменность скорости системы «истребитель – ракета» можно следующим образом.

Обеспечение равенства суммы пассивного (если истребитель еще не взлетел) и полетного времени истребителя и ракеты с временем полета цели до точки ее встречи с ракетой (а это необходимое условие перехвата) достигается путем определения продолжительности балансного участка полета, проходимого со скоростью $V_б = V_{КР}$ либо $V_б = V_N$. Поэтому при расчете времени наведения методом «перехват» следует полагать $a = a_Б = \frac{V_Ц}{V_Б}$, а отличие $V_б$ от значения средней скорости системы $V_{ср}$ на остающемся до точки встречи участке траектории наведения, кроме балансного, учитывать путем фиктивного смещения положения цели относительно истребителя вдоль вектора ее скорости в «присоединенную» точку, находящуюся от реальной цели на расстоянии

$$\Delta S_{на}^{Ц} = V_{Ц}(t_{на}^{*} - \frac{S_{на}}{V_{Б}}),$$

где $t_{на}^{*} = t_{на} + t_{ПАС}$, $t_{на}$, $S_{на}$ – время и горизонтальная составляющая пути, потребные на набор высоты и скорости атаки и на ее выполнение, включая время подготовки к пуску ракеты и время ее полета до цели; $t_{пАС}$ – пассивное время, потребное для подготовки к взлету из соответствующей степени боевой готовности (для истребителя, находящегося в воздухе, $t_{пАС}$ =0).

Смысл этой операции легко понять из рис. 4, на котором для случая перехвата на встречных курсах показано влияние наличия пассивного времени и переменности скорости системы «истребитель – ракета» на положение рубежа перехвата. На этом графике все участки полета истребителя (условимся далее для сокращения под термином «истребитель» понимать систему «истребитель – ракета») со скоростью $V \neq V_б$ вынесены на начальный этап зависимости $S(t)$.

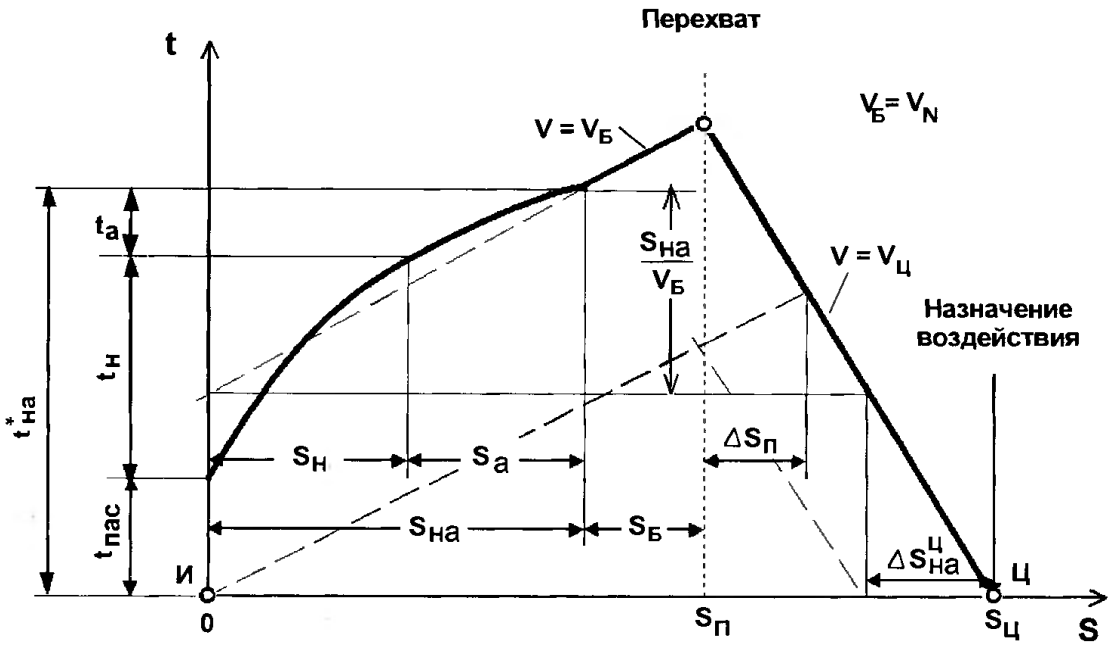

Рис. 4. Влияние наличия пассивного времени и переменности скорости полета системы «истребитель – ракета» на положение рубежа перехвата

Вместо выражения для расстояния $\Delta S_{на}^{Ц}$ удобнее пользоваться выражением $\Delta S_{на} = \Delta S_{на}^{Ц} / a_{Б} = V_{Б} t_{на}^{*} - S_{на}$, значение которого не зависит от скорости цели и определяется только характеристиками истребителя и значением балансной скорости. Поскольку $t_{на}^{*} = S_{на} / V_{СР}$, ясно, что $V_{ср} > V_б$ $\Delta S_{ПЛ} < 0$ и наоборот.

Выведем формулу для расчета рубежа перехвата рассматриваемым методом. Воспользуемся правой системой координат П, Б с началом, совпадающим с целью, и осью П, направленной по вектору ее скорости. Из условий временного и путевого балансов имеем (рис. 5):

$$t^*_{на} + \tau_Б = t_Ц, \quad S_{на} + V_Б \tau_Б = S = \sqrt{(П_И - П_{П.П})^2 + Б_И^2} = \sqrt{(П_И - V_Ц t_Ц)^2 + Б_И^2},$$

где $\tau_б$ – время полета на балансном участке; $t_ц$ – время полета цели до рубежа перехвата.

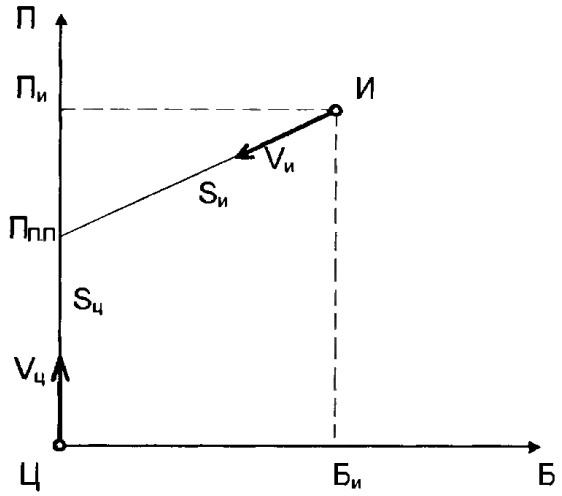

Рис. 5. Геометрия расчета координат $П_{ПП}$ точки встречи при наведении методом «перехват»

Определив $\tau_б$ из первого уравнения и подставив его во второе, получим

$$V_Б t_Ц - \Delta S_{на} = \sqrt{(П_П - V_Ц t_Ц)^2 + Б_И^2}.$$

Разрешив это квадратное относительно $П_{ПП} = V_Ц t_Ц$ уравнение, после преобразований имеем

$$П_{П.П} = \frac{a_Б}{1 - a_Б^2}[-a_Б \overline{П} + \sqrt{\overline{П}^2 + (1 - a_Б^2) Б_И^2}] + a_Б \Delta S_{на}, \qquad (3)$$

где $\overline{П} = П_И - a_Б \Delta S_{на}$.

В частном случае $Б_и = 0$ эта формула упрощается и приобретает вид

$$(П_{П.П})_{Б_и = 0} = \frac{a_Б}{1 \pm a_Б}(\Delta S_{на} \pm П_И), \qquad (4)$$

где знаки плюс соответствуют случаю $П_И \geq a_Б \Delta S_{на} = \Delta S^{и}_{на}$, а знаки минус – случаю $П_и < a_б \Delta S_{на}$.

При $a_б = 1$ формула (3) приводит к неопределенности типа 0/0. После ее раскрытия

$$(П_{П.П})_{a_б = 1} = \frac{1}{2}(\overline{П} + \frac{Б^2{}_И}{\overline{П}}) + \Delta S_{на} = \frac{1}{2}(П_И + \Delta S_{на} + \frac{Б_И^2}{П_И - \Delta S_{на}}). \qquad (5)$$

Таким образом, для современных истребителей, имеющих ЗВА, близкие к круговым, наиболее часто применяется именно метод наведения «перехват», поскольку он обеспечивает минимум времени перехвата.

4. Метод наведения «маневр»

Для истребителей, не обладающих круговыми зонами возможных атак, а также при координированных действиях нескольких истребителей по групповой цели, необходимо обеспечить возможность выведения истребителя в атаку под углом к цели, близким к заданному значению. Для этого необходимо применение метода «маневр», траектория наведения которого (рис. 6) с учетом необходимости выполнения разворота на курс наведения после взлета в общем случае состоит из двух окружностей радиусов R_1 и R_0, трех прямых длиной d, S_l, l_K, на последней из которых, направленной под заданным углом $\overline{\psi}_K$ к курсу цели, осуществляется выполнение атаки.

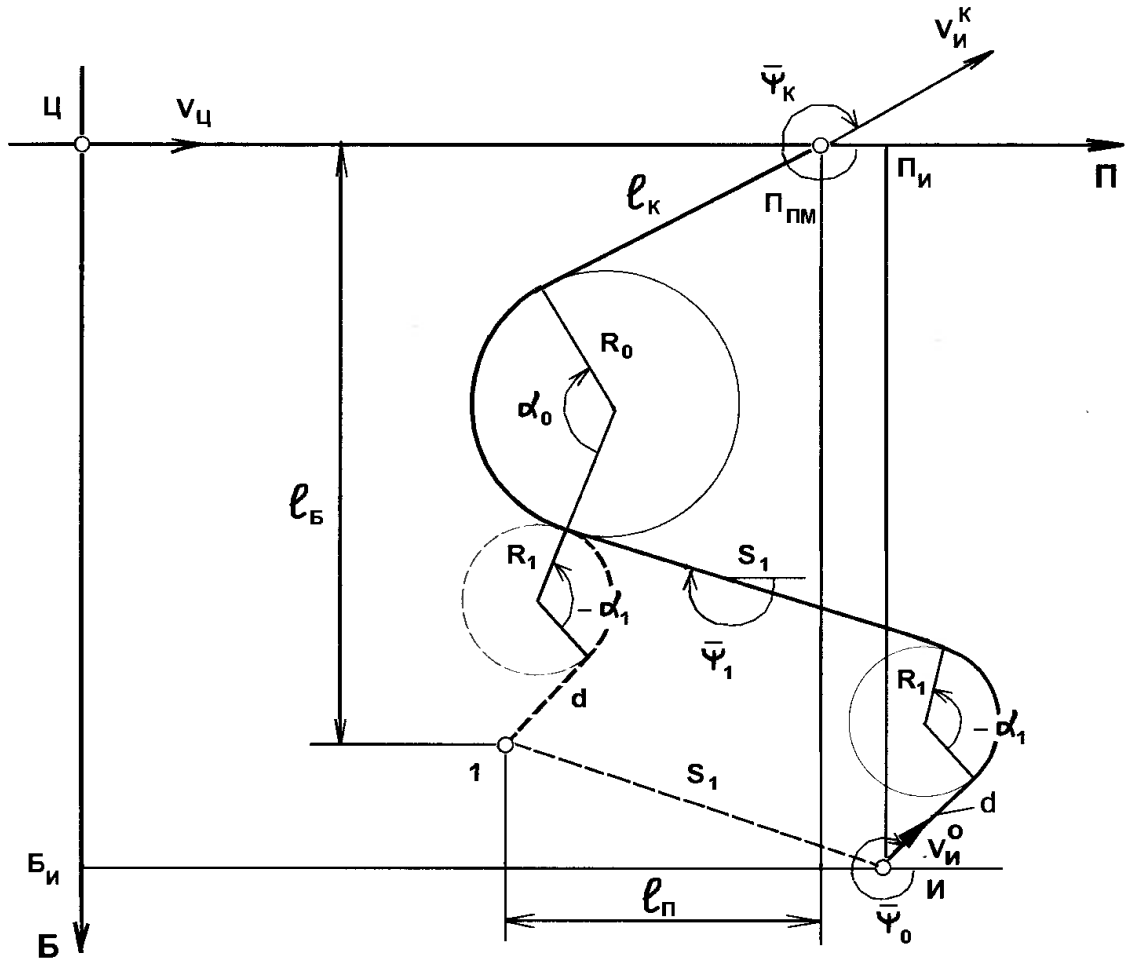

Рис. 6. Расчетная схема наведения методом «маневр»

Параметры d и R_1 при взлете истребителя с аэродрома можно задавать в виде некоторых констант, а рациональные значения R_0, l_K и $\overline{\psi}_K$ определять заранее в функции типа истребителя и номера N программной скорости V_N (при перенацеливании истребителя на сверхзвуковых скоростях $R_1 = R_0$). При $R_1 = R_0$

$$\alpha_{сум} = \alpha_1 + \alpha_0 = \overline{\psi}_K - \overline{\psi}_0 + (\text{sign } R_0)\, 2\, k\, \pi,$$

где k=0 при $(\text{sign } R_0)(\overline{\psi}_ж - \overline{\psi}_0) \geq 0$, k = 1 при $(\text{sign } R_0)(\overline{\psi}_ж - \overline{\psi}_0) < 0$, $\overline{\psi}_0$ – начальный курс истребителя относительно курса цели.

В остальных случаях значения и знаки углов разворота a_1 и a_0 могут быть определены *итерационным путем*. Будем полагать, что они известны. Тогда неизвестной остается только длина прямой S_1 между разворотами. Для ее определения, а следовательно, и расчета координаты $П_{пм}$ рубежа перехвата необходимо выполнить показанную на рис. 6 операцию, при которой значение S_1 остается неизменным, и рассчитать значения координат $l_П$, $l_б$ точки 1 относительно точки встречи:

$$l_П = R_0(\sin\overline{\psi}_K - \sin\overline{\psi}_1) + R_1(\sin\overline{\psi}_1 - \sin\overline{\psi}_0) + l_K\cos\overline{\psi}_K + d\cos\overline{\psi}_0;$$

$$l_Б = -R_0(\cos\overline{\psi}_K - \cos\overline{\psi}_1) - R_1(\cos\overline{\psi}_1 - \cos\overline{\psi}_0) + l_K\sin\overline{\psi}_K + d\sin\overline{\psi}_0,$$

где значение $\overline{\psi}_1$ при $R_1 \neq R_0$ определяется в итерациях.

Поскольку траектория наведения методом «маневр» не прямолинейна, в исходную систему уравнений помимо временного и путевого балансов следует добавить уравнение баланса путей перехвата в горизонтальной и вертикальной плоскостях. При наличии одного балансного участка имеем:

$$t_H^* + t_a + \tau_Б = t_Ц, \quad S_1^2 = [П_И - (П_{П.М} - l_П)]^2 + (Б_И + l_Б)^2 = (П_И + l_П - V_Ц t_Ц)^2 + (Б_И + l_Б)^2;$$

$$S_l + a_1R_1 + a_0R_0 + d + l_K = S_H + S_a + V_б\tau_б, \qquad (6)$$

где l_K равно пути атаки S_a.

Выразив значение $\tau_б$ из первого уравнения и подставив его в третье, получим

$$S_1 = V_б t_Ц - \Delta S_{наR},$$

где $\Delta S_{наR} = V_Б t_H^* - S_H + \alpha_1 R_1 + \alpha_0 R_0 + d + V_Б t_a$; t_a - время атаки, т. е. время, потребное на подготовку к пуску ракет после выхода истребителя на прямую l_K и на полет ракеты к цели.

Подставив выражение для S_1 во второе уравнение системы (6), после преобразований получим искомую формулу для расчета положения рубежа перехвата методом «маневр»:

$$П_{П.М} = \frac{a_Б}{1 - a_Б^2}[-a_Б П + \sqrt{П^2 + (1 - a_Б^2)Б^2}] + a_Б \Delta S_{наR}, \qquad (7)$$

где $П = П_И + l_П - a_б\,\Delta S_{наR}$; $Б = Б_И + l_Б$.

Естественно, что при $Б = Б_и = 0$, т. е. при перехвате на чисто встречных или догонных курсах, это выражение сводится к формуле (4), а при $a_Б = 1$ – к формуле (5) с заменой $\overline{П}$ на $П$, $Б_и$ *на* $Б$ *и* $\Delta S_{на}$ на $\Delta S_{наR}$.

При неизмененных значениях параметров наведения $\overline{\psi}_K$, l_K, R_0 координаты точки 1 (рис. 6) могут быстро изменяться, так как они связаны с положением точки встречи, определяемым курсом цели, который рассчитывается с ошибками и может вообще существенно измениться из-за маневра цели. Поскольку в это время положение истребителя в пространстве существенно не меняется, направление касательной к окружности основного разворота при приближении истребителя к ней может резко изменяться от команды к команде, что весьма осложняет пилотирование. Кроме того, в процессе выполнения разворота истребитель может оказаться внутри окружности, что во-

обще приведет к срыву перехвата из-за невозможности построения касательной, что заставляет осуществлять регулирование величины параметров наведения, что весьма осложняет решение задачи в процессе наведения и привело к разработке целого семейства методов наведения типа «маневр».

Таким образом, для истребителей, не обладающих круговыми ЗВА и при координированных действиях нескольких истребителей по групповой цели необходимо применение метода наведения «маневр».

Заключение

1. При методе «параллельное сближение» скорость вращения линии визирования равна 0.

2. Применение метода «погоня» в процессе всего наведения явно нецелесообразно, но этот метод, в отличие от любого упреждающего метода, на результаты применения которого оказывают влияние ошибки в определении вектора скорости цели, практически не чувствителен к радиолокационным ошибкам и маневрам цели по курсу, поэтому его применение может оказаться целесообразным в случаях, когда истребитель уже выведен в заднюю полусферу маневрирующей цели.

3. Для современных истребителей, имеющих ЗВА, близкие к круговым, наиболее часто применяется именно метод наведения «перехват», поскольку он обеспечивает минимум времени перехвата.

4. Для истребителей, не обладающих круговыми ЗВА и при координированных действиях нескольких истребителей по групповой цели необходимо применение метода наведения «маневр».

На самоподготовке необходимо подготовиться к контрольной работе по следующим вопросам:

1. Рубежи перехвата методом «параллельное сближение».
2. Траектории наведения и рубежи перехвата методом «погони».
3. Особенности использования метод наведения «перехват».
4. Расчетная схема наведения методом «маневр».