

УДК 681.513.3

С.Н. Кириллов, А.Д. Токарь

ЭФФЕКТИВНЫЙ АЛГОРИТМ НАВЕДЕНИЯ ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ НА МАНЕВРИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНЫЕ ЦЕЛИ

Проведен синтез алгоритма траекторного управления летательным аппаратом, обеспечивающий его самонаведение на маневрирующие воздушные цели. Доказано, что при наведении на маневрирующие воздушные цели требуются значения ускорения ракеты на 10...20 % меньше, по сравнению традиционным методом пропорционального наведения.

Введение. В настоящее время в системах самонаведения широкое распространение получили методы [1] прямого наведения, прямого наведения с постоянным углом упреждения, наведения по кривой погони, параллельного сближения и пропорционального наведения. Методы прямого наведения, а также метод по кривой погони находят применение только как вспомогательные в сочетании с другими, обеспечивающими меньшую кривизну траектории в районе точки встречи. Для реализации метода параллельного сближения необходимо в каждый момент времени иметь информацию о дальности до летательного аппарата (ЛА), т.е. метод отличается плохой помехозащищенностью. Это является основным недостатком метода. Метод пропорционального наведения в силу сравнительно небольшой кривизны кинематических траекторий, простоты реализации, высокой помехозащищенности (для реализации метода достаточно измерять только угловую скорость вращения линии визирования ЛА) получил широкое распространение. Однако все ранее описанные методы не удовлетворяют предъявленным к ним требованиям по точности перехвата ЛА, способных совершать такие маневры, как «кобра», «колокол», «мангуст». Сущность таких маневров [2] состоит в энергичном (до 60...70 град/с) повороте ЛА вокруг поперечной оси в нужном направлении с последующей его фиксацией, при этом ЛА выходит на сверхбольшие углы атаки. Использование таких маневров практически исключает эффективный пуск объекта управления (ОУ). В связи с этим, при наведении на такие ЛА, для уменьшения динамических ошибок наведения, уменьшения требуемых поперечных ускорений, требуемых перегрузок ОУ, необходимо разрабатывать алгоритмы на основе комбинированных критериев.

Цель работы – синтез алгоритма наведения ОУ, реализованного на основе функционала ка-

чества, обеспечивающего взвешенную сумму минимума квадрата сигнала ошибки и минимума квадрата производной сигнала ошибки.

Теоретическая часть. Синтез будет выполняться при условии, что соблюдаются следующие допущения:

- цель маневрирует с максимальным мгновенным поперечным ускорением $j_{ц0}$. Объект управляется так, что модуль скорости сближения остается постоянным;

- все фазовые координаты измеряются идеально;

- каналы управления наводимого ОУ не влияют друг на друга;

- значения угловой скорости вращения линии визирования ракета-цель в начале и в конце самонаведения определяются выражениями:

$$\omega_p(t_0) = \omega_0, \quad \omega_p(t_n) \rightarrow 0. \quad (1)$$

Кроме того, не учитываются - инерционность ракеты (ракета рассматривается как материальная точка, а ее система управления не имеет инерционности и ошибок), прочность конструкции, ограниченный запас топлива, влияние скорости ветра, плотность воздуха в точке нахождения ракеты.

С учетом всех этих допущений задачу синтеза можно сформулировать следующим образом. Для ОУ, перемещение которого относительно цели определяется типовым кинематическим уравнением [3]:

$$\dot{\omega}(t) = -2\dot{D}\omega(t)/D(t) - (j_p(t) - j_c(t))/D(t), \quad (2)$$

необходимо найти закон изменения требуемого ускорения $j_{pm}(t)$, обеспечивающий минимум функционала качества:

$$j(\omega, \dot{\omega}, t) = M \left\{ \int_0^{t_n} [a(t)^2 \cdot \alpha \cdot \dot{D}^2(t) + [a(t)]^2 \cdot \beta \cdot D^2(t)] dt \right\}, \quad (3)$$

где $a(t) = \omega_{ц0}(t) - \omega_p(t)$, $D(t)$, $\dot{D}(t)$ – дальность до ЛА от ОУ и скорость ее изменения; $\omega_p(t)$

и $\dot{\omega}_p(t)$ – угловая скорость вращения линии визирования и ее производная; ω_{pm} – требуемое значение угловой скорости вращения линии визирования; α – безразмерный весовой коэффициент, M – знак статистического усреднения (математического ожидания); $-\dot{D} = V_{сб}$ – скорость сближения ОУ – ЛА.

Величина управляющего сигнала определяется:

$$u(t) = j_p(t) - j_u(t). \quad (4)$$

Из (1) следует, что для получения текущего промаха $h = 0$ необходимо обеспечить требуемое значение угловой скорости линии визирования $\omega_{pm} = 0$. Решение функционала (3) сводится к решению уравнения Эйлера-Лагранжа:

$$\frac{\partial F(D, \omega, \dot{\omega}, t)}{\partial \omega(t)} - \frac{d}{dt} \frac{\partial F(D, \omega, \dot{\omega}, t)}{\partial \dot{\omega}(t)} = 0, \quad (5)$$

$$\partial F(D, \omega, \dot{\omega}, t) = \alpha \dot{D}^2 \omega^2(t) + (1 - \alpha) D^2(t) \dot{\omega}^2(t).$$

Решая уравнение (5), получаем:

$$D^2(t) \ddot{\omega}(t) + 2D(t) \dot{D}(t) \dot{\omega}(t) - \alpha \dot{D}^2(t) \frac{\omega(t)}{1 - \alpha} = 0.$$

Произведем подстановку:

$$D(t) = \tau; \dot{\omega}(t) = \omega_\tau(\tau) \dot{D}(t); \quad (6)$$

$$\ddot{\omega}(t) = \omega_{\tau\tau}(\tau) \dot{D}^2(t) + \omega_\tau(t) \ddot{D}(t).$$

Подставляя (6) в уравнение (5), получаем:

$$\tau^2 \dot{D}(t)^2 \omega_{\tau\tau}(\tau) + \tau^2 \omega_\tau(\tau) \ddot{D}(t) + 2\tau \dot{D}(t)^2 \omega_\tau(\tau) - \alpha \dot{D}(t)^2 \omega(\tau) / (1 - \alpha) = 0. \quad (7)$$

Разделим все слагаемые в (7) на $\dot{D}^2(t)$, в результате уравнение примет вид:

$$\tau^2 \omega_{\tau\tau}(\tau) + 2\tau \omega_\tau(\tau) - \alpha \omega(\tau) / (1 - \alpha) = 0. \quad (8)$$

Делаем подстановки в уравнение (8): $\omega(\tau) = \tau^k$, $\omega_\tau(\tau) = k\tau^{k-1}$, $\omega_{\tau\tau}(\tau) = k(k-1)\tau^{k-2}$.

В результате получаем:

$$\tau^2(k-1)k\tau^{k-2} + 2k\tau^k - \alpha\tau^k / (1 - \alpha) = 0. \quad (9)$$

Из (10) следует, что: $k^2 + k - \alpha / (1 - \alpha) = 0$,

$$\text{где } k_{1,2} = (-1 \pm \sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)}) / 2. \quad (10)$$

В результате решение уравнения (5) можно записать в виде:

$$\omega(t) = C_1 D(t)^{k_1} + C_2 D(t)^{k_2}, \quad (11)$$

где C_1, C_2 – постоянные коэффициенты.

Первое слагаемое в (11) не имеет физического смысла, так как является отрицательной величиной. Для получения C_2 подставим начальные условия (2) в уравнение (11). При $t = t_0$

$$\omega_0 = C_2 D_0^{k_2} \quad (12)$$

$$\text{Из (12): } C_2 = \omega_0 / D_0^{k_2}.$$

Окончательно закон изменения угловой скорости линии визирования ОУ-ЛА можно записать:

$$\omega_\delta(t) = \omega_0 (D / D_0)^{(-1 + \sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)}) / 2}. \quad (13)$$

Подставляя (13) в (4), получаем закон изменения управляющего сигнала $u(t) = \dot{D}(t) \omega_p(t) b(t)$, где

$$b(t) = (\sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)} + 3) / 2.$$

$$j_p(t) = \dot{D}(t) \omega(t) b(t) + j_u(t). \quad (14)$$

Если $\alpha = 0$, из (15) следует, что

$$j_\delta(t) = j_\delta(t) + 2V_{на} \omega(t), \quad (15)$$

а в случае $\alpha = 0,9$:

$$j_\delta(t) = j_\delta(t) + 4,5V_{на} \omega(t). \quad (16)$$

Анализируя выражения (15) и (16), можно сделать следующие выводы.

1. При уменьшении значения α в интервале $[1; 0]$ требуемое начальное поперечное ускорение ракеты $j_{pm}(t)$ уменьшается, при этом для $\alpha \rightarrow 0$ $j_p(t) \approx j_u(t)$.

2. При $\alpha = 0,9$, если ЛА не маневрирует, то оптимальный алгоритм управления вырождается в известный метод пропорционального наведения при условии, что $N_0 = 4,5$. $N_0 = 3 \div 5$ – навигационный коэффициент [4]. При маневре ЛА значения требуемых поперечных ускорений возрастают на величину $j_u(t)$. В соответствии с (15) в состав оптимальной информационной вычислительной системы самонаведения ОУ на воздушные маневрирующие ЛА должны входить устройства оптимального оценивания $V_{сб}, \omega_p(t), j_u(t), j_p(t)$. Значения оценок $V_{сб}, \omega_p(t), j_u(t)$ можно получить в бортовой радиолокационной станции, обрабатывая радиосигналы, отраженные от перехватываемого ЛА. Оценки $j_p(t)$ собственных поперечных ускорений ракеты по осям координат достаточно просто формируются по результатам измерений $j_p(t)$ акселерометрами, сориентированными по соответствующим осям ракеты. Для адаптации параметров значения α в зависимости от $V_{сб}, \omega_p(t), j_u(t)$ необходимо в контур управления ввести устройство формирования значения α , которое будет хранить массив констант. В зависимости от значений оценок $V_{сб}, \omega_p(t), j_u(t)$ из данного устройства будет выбираться конкретное значение α . Функциональная схема линейаризованного контура полученного алгоритма управления ракетой представлена на рисунке 1.

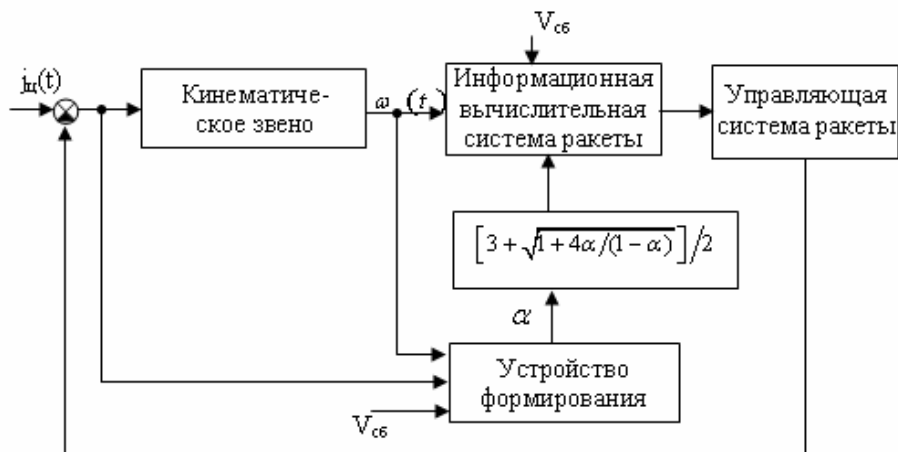


Рисунок 1

Экспериментальная часть. Проверка эффективности полученного алгоритма самонаведения и сравнение его с методом пропорционального наведения осуществлялись с помощью имитационного моделирования, которое было направлено на выявление особенностей функционирования полученного метода в различных ситуациях.

В качестве маневра ЛА был выбран участок

полета истребителя, который совершает маневр типа «кобра». На рисунке 2 представлены траектории полета ОУ и ЛА полученного алгоритма и метода пропорционального наведения, где 1, 2 - наведение ракеты полученным алгоритмом при значениях α , равных 0,1 и 0,9; 3 - наведение ракеты методом пропорционального наведения; 4 - траектория полета летательного аппарата.

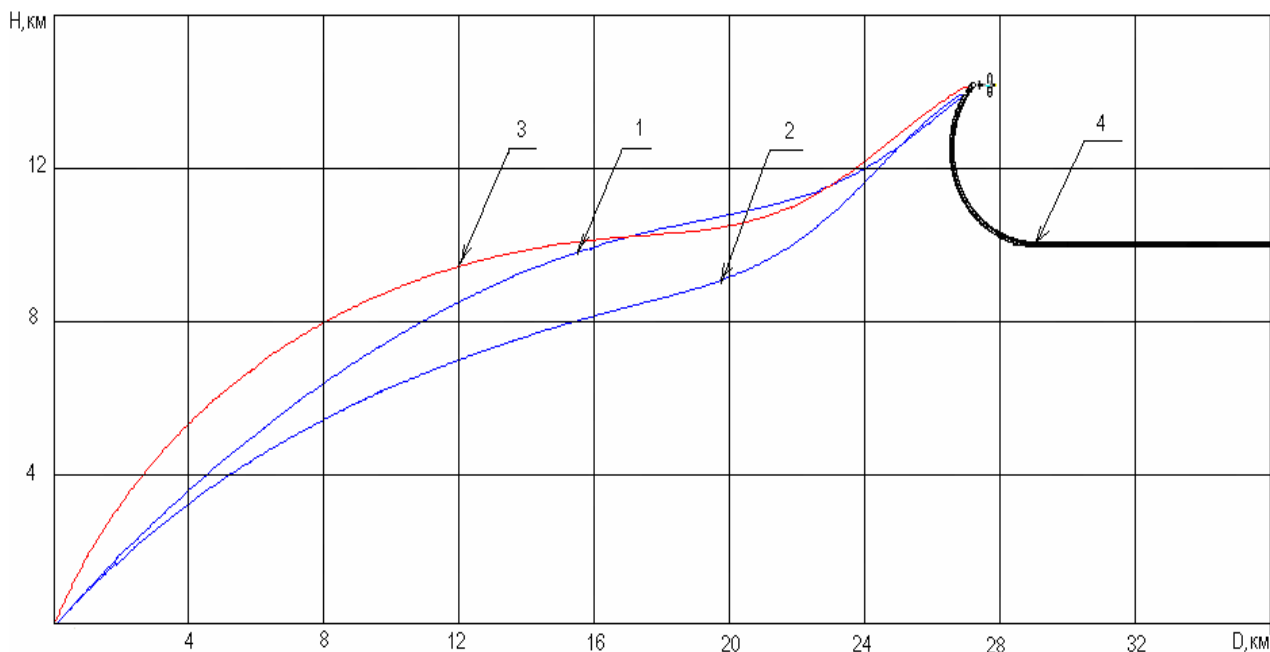


Рисунок 2

В качестве показателей эффективности самонаведения использовались текущие значения промахов. Текущий промах наведения в каждой плоскости управления определяется формулой [3]:

$$h \approx D^2 \cdot \omega_p / V_{сб} . \quad (17)$$

На рисунке 3 приведены зависимости относительных текущих промахов h_i/h_0 от времени для двух объектов управления, один из которых (1) использует традиционное пропорциональное самонаведение, а второй (2) – модифицированный метод. При этом цель – неманеврирующая. На рисунке 4 представлены зависимости относи-

тельных текущих промахов h/h_0 от времени для двух объектов управления, когда цель движется

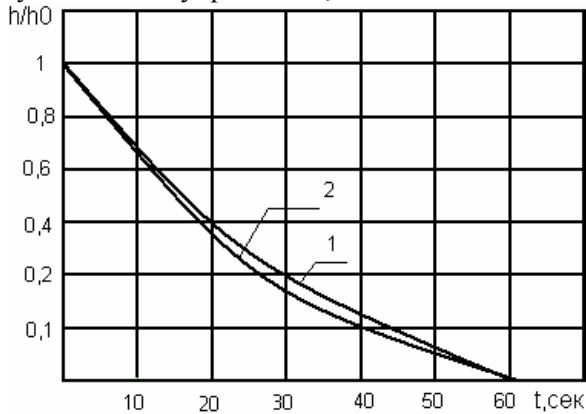


Рисунок 3

с ускорением.

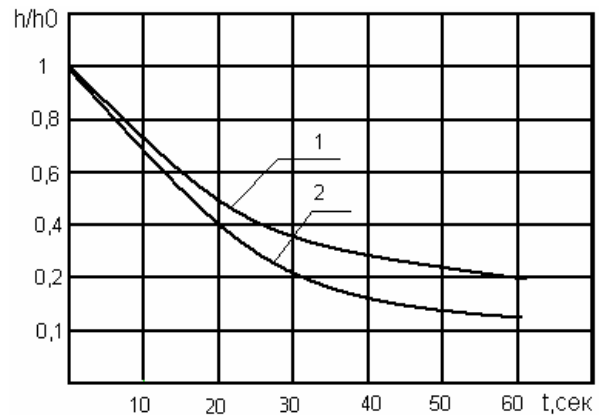


Рисунок 4

Выводы. Результаты исследования показали, что при наведении на маневрирующие ЛА полученный алгоритм имеет те же показатели эффективности, что и традиционный метод пропорционального наведения, однако полученный алгоритм более эффективен при наведении на ЛА, которые совершают такие маневры, как «кобра», «колокол», «мангуст». Изменяя значение коэффициента α от 1 до 0 (варьируя вес членов, входящих в функционал качества (4)), можно изменять крутизну траектории ОУ, тем самым осуществлять изменение значения поперечного ускорения ОУ.

Библиографический список

1. Демидов В.П. Управление зенитными ракетами. - М.: Воениздат, 1999. С. 23-31.
2. Акоюн И.Г., Вексин С.И. Особенности построения и развития техники радиолокационных головок самонаведения в системах ракетного вооружения ВВС и ЗРК // Радиотехника. 2005. № 2. С. 31-39.
3. Вейцель В.А. Радиосистемы управления. М.: Дрофа, 2005. - С. 24-34.
4. Канащенков А.И., Меркулов В.И. Авиационные системы радиоуправления. Радиоэлектронные системы самонаведения. Т2 - М.: Радиотехника, 2003. - С. 30-36.