

УДК 681.513.3

*А.Д. Токарь*

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ОШИБОК МЕТОДА ПРОПОРЦИОНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ И МОДИФИЦИРОВАННОГО АЛГОРИТМА НАВЕДЕНИЯ НА ВОЗДУШНЫЕ ЦЕЛИ

*Проведен сравнительный анализ динамических ошибок метода пропорционального наведения и модифицированного алгоритма наведения на воздушные цели. Показано, что при наведении на удаленные и не маневрирующие объекты модифицированный метод имеет те же показатели эффективности, что и традиционный метод пропорционального наведения. Однако при малых дальностях начала самонаведения модифицированный метод имеет меньшее значение текущего промаха на 10 % при  $t=4$  с.*

**Введение.** Используемый в настоящее время метод пропорционального наведения основан на достаточно грубых предположениях относительно характеристик и наведения объекта [1]. К таким предположениям относятся отсутствие маневра цели и объекта управления, а также большая зависимость угловой скорости линии визирования (ЛВ) от дальности непосредственно перед поражением цели. Кроме того, в методе пропорционального наведения (МПН) не учитывается экономическая сторона процесса наведения, связанная с затратами энергии на управление наводимым летательным аппаратом. В связи с этим необходимо рассматривать алгоритмы траекторного управления объектами, оптимальные по критерию точность – экономичность.

Одним из таких алгоритмов является модифицированный метод наведения на воздушные цели [2].

Целью работы является сравнительный анализ двух методов самонаведения при использовании в качестве показателей эффективности самонаведения текущих значений промахов.

**Теоретическая часть.** Наиболее общим показателем качества системы управления при самонаведении является промах. Промах  $h$ , возникающий в системе самонаведения, можно определить как текущий промах  $h_t$ , соответствующий окончанию процесса самонаведения.

Текущий промах определяется по формуле [1]:

$$h_t = D^2 \omega / (V_p - V_{ЛА}), \quad (1)$$

где  $D$  – дальность между объектом управления (ОУ) и летательным аппаратом (ЛА);

$\omega$  – угловая скорость ЛВ;

$V_p$  и  $V_{ЛА}$  – векторы скоростей ОУ и ЛА.

Для анализа исследования контуров самонаведения будем использовать метод замораживания переменных коэффициентов.

Исследуем методом замораживания коэффициентов контур пропорционального самонаведения, линеаризованная функциональная схема которого изображена на рисунке 1 [2].

В качестве угломера возьмем устройство с силовым следящим гиروهридом [3], напряжение на выходе которого определяется выражением:

$$U_K = K_\omega \cdot \dot{\eta} / (1 + T_\omega p), \quad (2)$$

где  $\eta$  – угол визирования цели;

$K_\omega$  – коэффициент передачи угломера;

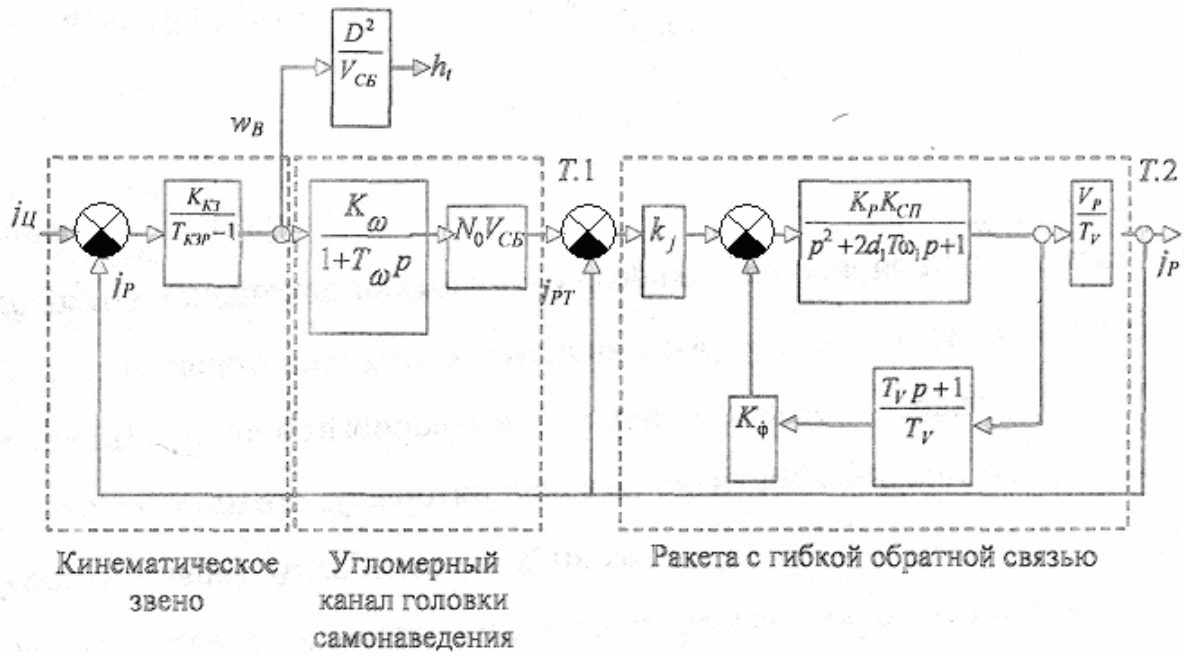
$T_\omega$  – постоянная времени угломера;

$P$  – оператор дифференцирования.

$N_0$  – навигационный параметр;

$V_{сб}$  – относительная скорость сближения ОУ и ЛА.

Кинематическое звено представлено в виде интегратора, охваченного положительной обрат-



ной связью, где  $K_{K3} = 1/2V_{CB}$  - коэффициент усиления кинематического звена;  $T_{K3} = D/2V_{CB}$  - постоянная времени кинематического звена.

Рис. 1. Функциональная схема линейризованного контура метода пропорционального наведения

Модель ракеты представим в виде колебательного звена с гибкой обратной связью [4].  $K_j$  - коэффициент передачи датчика ускорения ракеты;  $K_P$  и  $K_{СП}$  - коэффициенты передачи ракеты и силового привода;  $d_1$  - коэффициент демпфирования ракеты;  $T$  - постоянная времени демпфирования ракеты;  $T_V$  - постоянная времени ракеты (характеризует инерционность ракеты);  $K_\phi$  - коэффициент передачи скоростного гироскопа.

Пусть при резком маневре радиальное ускорение цели нарастает по экспоненциальному закону:

$$j_{ц}(t) = j_{max} (1 - \exp(-t/\tau_m)), \quad (3)$$

$j_{max}$  - максимальное значение ускорения;  $\tau_m$  - постоянная времени нарастания радиального ускорения цели (для современных самолетов  $\tau_m \approx (0,5 \dots 1)$  с [5]).

Определим передаточную функцию ракеты с гибкой обратной связью  $K_{12,3}(p)$  от выхода угломерного канала до выхода эквивалентного звена ракеты:

$$K_{12}(p) = A \cdot V_P / [T_V + A \cdot k_\phi (T_V p + 1)], \quad (4)$$

где  $A = K_P K_{СП} / (p^2 + 2d_1\omega_0 p + 1)$ .

$K_{12}(p)$  - передаточная функция ракеты от выхода угломерного канала до выхода эквивалентного звена ракеты без учета обратной связи.

$$K_{12,3}(p) = a_1 / (T_V p^2 + a_2 p + a_3), \quad (5)$$

где  $a_1 = K_P K_{СП} K_j V_P$ ;

$$a_2 = 2d\omega T_V + K_P K_{СП} K_\phi T_V$$

$$a_3 = K_P K_{СП} (K_\phi + K_j V_P) + T_V$$

Для определения текущего промаха  $h_t$  преобразуем схему на рис. 1 к виду, показанному на рис. 2.

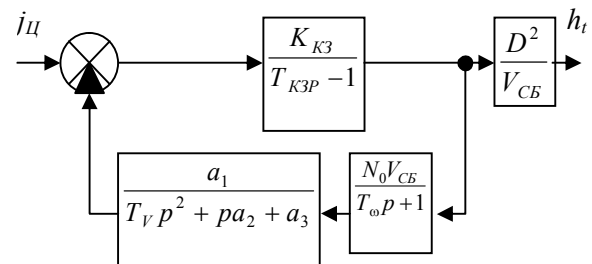


Рис. 2. Функциональная схема линейризованного контура

$$K_{hj}(p) = a_4 D^2 / [a_4 (T_{K3} \cdot p - 1) + a_5] \cdot V_0, \quad (6)$$

где  $a_4 = (T_V p^2 + a_2 p + a_3)(T_\omega p + 1)$ ;  
 $a_5 = a_1 K_{K3} N_0 V_{CB}$ .

Установившееся значение текущего промаха  $h_t$  [6] можно представить как:

$$h(t) = c_0 j_{Ц}(t) + c_1 j_{Ц}'(t) + \frac{1}{2!} j_{Ц}''(t) + \dots, \quad (7)$$

где  $c_K = \left( d^K K_{h_j}(p) / (dp^K) \right) \Big|_{p=0}$ .

$$K_{h_j}(p) \Big|_{p=0} = (D^2 / 2V_{CB}^2) (1 / (N_0 - 2)). \quad (8)$$

$$K'_{h_j}(p) \Big|_{p=0} = D^2 / [2V_{CB}^2 (a_6 - 1)], \quad (9)$$

где  $a_6 = T_{K3} a_1 / [a_2 + T_\omega K_P K_{СП} K_j V_P]$ .

При определении текущего промаха, ограничимся двумя членами в выражении (7), так как остальные вносят несущественный вклад.

$$h_1(t) = (D^2 / 2V_{CB}^2) j_{\max} (1 - \exp(-t / \tau_m)) \times [1 / (N_0 - 2) + 1 / (a_6 - 1)], \quad (10)$$

Далее определим динамические ошибки алгоритма наведения на воздушные цели, оптимального по минимуму функционала [2]:

$$J = M \{ (\omega_T(t) - \omega(t))^2 q_\omega + k \int_0^t U^2(\tau) d\tau \}, \quad (11)$$

где  $\omega_T(t)$  и  $\omega(t)$  - требуемое и текущее значения угловой скорости ЛВ;  $q_\omega$  и  $k$  - коэффициенты штрафов за точность управления и величину обобщенного управляющего сигнала  $U(t)$ ;  $M$  - знак усреднения по времени.

В соответствии с [2] алгоритм траекторного управления для этого метода наведения определяется соотношением:

$$\Delta = j_{P_T} - j_P = \frac{3D_0}{D_0 - D_K} V_{CB} \omega_T + j_{Ц} - j_P, \quad (12)$$

где  $D_0$  - дальность целеуказаний, поступающая в ракету из бортовой радиолокационной станции истребителя;

$D_K$  - дальность окончания самонаведения,

$j_{P_T}$  и  $j_P$  - требуемое и текущее значения бокового ускорения объекта управления.

По аналогии с МПН для вычисления динамических ошибок составим эквивалентную функциональную схему (рис. 3):

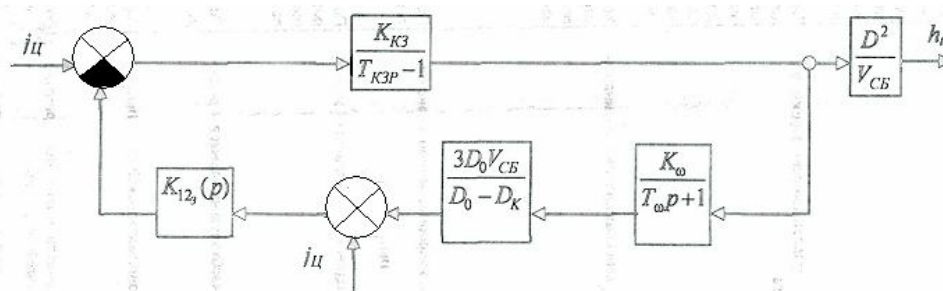


Рис. 3. Функциональная схема линейризованного контура самонаведения оптимизированного алгоритма наведения для вычисления динамических ошибок

Для этой схемы определим передаточную функцию линейризованного контура

$$K_{h_j}(p) \approx (D^2 / 2V_{CB}^2) [1 / (a_6 + a_7 - 2)], \quad (13)$$

где  $a_6 = j_u / V_{CB}$ ;  $a_7 = 3D_0 K_\omega \omega / (D_0 - D_K)$ .

$$K'_{h_j}(p) = D^2 / 2V_{CB}^2 \left[ 1 + \frac{T_\omega j_u a_1 k_{K3}}{(a_3 (T_{K3} - T_\omega) - a_2)} \right]. \quad (14)$$

$$h_2(t) = j_{\max} (1 - \exp(-t / \tau_m)) \cdot (D^2 / 2V_{CB}^2) \times [1 / (a_6 + a_7 - 2)] + j_{\max} (1 / \tau_m) (1 - \exp(-t / \tau_m)) \times (D^2 / 2V_{CB}^2) \left[ 1 + \frac{T_\omega j_u a_1 k_{K3}}{(a_3 (T_{K3} - T_\omega) - a_2)} \right]. \quad (15)$$

**Экспериментальная часть.** Проведены экспериментальные исследования по эффективности МПН и модифицированного алгоритма на-

ведения. Построим графики нормированных функций  $h_1(t) / h_0$  и  $h_2(t) / h_0$ , где

$$h_0 = D^2 j_{\max} / V_{CB}^2. \quad (16)$$

На рис. 4 приведены зависимости относительных текущих промахов  $h/h_0$  от времени для двух объектов управления, один из которых (1) использует традиционное пропорциональное самонаведение, а второй (2) - модифицированный метод. При этом ЛА не маневрирует.

На рис. 5 представлены зависимости относительных текущих промахов  $h/h_0$  от времени для двух объектов управления, когда ЛА движется с ускорением согласно формуле (3).

Результаты исследования показали, что при наведении на удаленные и не маневрирующие цели модифицированный метод имеет те же показатели эффективности, что и МПН. Однако

при малых дальностях начала самонаведения модифицированный метод имеет меньшее значение текущего промаха на 10 % (при  $t = 4$  с).

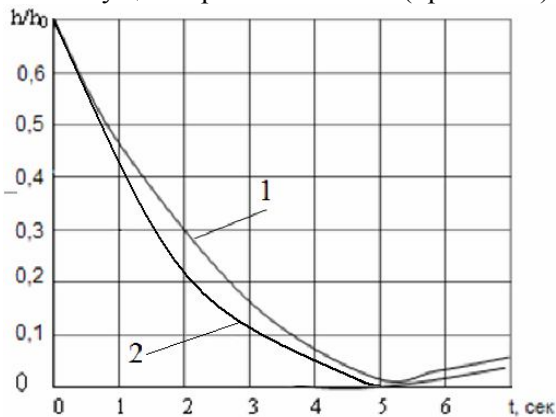


Рис. 4

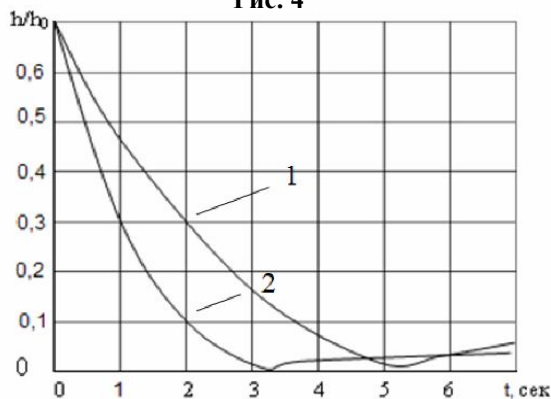


Рис. 5

**Выводы.** Как показали результаты исследования, модифицированный алгоритм наведения имеет лучшие показатели по сравнению с МПН только при малых дальностях начала самонаведения. Таким образом, целесообразно применять модифицированный алгоритм для объекта управления при малой дальности до 20 км.

#### Библиографический список

1. Основы радиоуправления / Под ред. В.А.Вейцеля. - М.: Радио и связь, 1973.- С. 50.
2. Авиационные системы радиоуправления. Т. 2. Радиозлектронные системы самонаведения / Под ред. А.И.Канащенкова, В.И. Меркулова.- М.: Радиотехника, 2003.- С. 30-36.
3. Радиосистемы управления / Под ред. В.А.Вейцеля.- М.: Дрофа, 2005.- С. 250-262.
4. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами.- М.: Воениздат, 1980.- С. 115.
5. Хисматулин В.Ш., Ковальчук А.А. Адаптивные алгоритмы сопровождения маневрирующих целей по радиальной скорости.- М.: Радиотехника, 2005.- № 11.- С. 18.
6. Авиационные системы радиоуправления. Т. 1. Принципы построения систем радиоуправления. Основы синтеза и анализа / Под ред. А.И.Канащенкова, В.И.Меркулова.- М.: Радиотехника, 2003.- С. 162.