

До Куанг Тхонг, канд. техн. наук, doquangthong@yahoo.com  
Технический университет им. Ле Куй Дон

## Синтез системы самонаведения ракет с учетом динамики измерительных элементов

*В настоящее время разработаны разнообразные системы самонаведения ракет. Однако в открытой литературе до сих пор лишь изложены методы синтеза системы самонаведения ракет без учета динамических свойств измерительных элементов. Это справедливо только в том случае, когда измерительные элементы имеют малую инерционность и достаточное демпфирование. В общем случае необходимо учитывать динамику измерительных элементов с значительной постоянной времени. Вместе с тем большая инерционность измерительных элементов улучшает фильтрацию высокочастотных помех системы в целом. Учет динамики измерительных элементов приводит к осложнению в определении передаточной функции системы стабилизации нормального ускорения и синтезе самонаведения ракет в целом. Поэтому в данной статье мы предложим математическую модель системы самонаведения ракет с учетом динамических свойств измерительных элементов. Эта модель позволяет синтезировать системы самонаведения ракет с большой точностью и применять измерительные элементы с постоянной времени, сравнимой с постоянной времени рулевого привода. Для этого предлагаемая система рассматривается на двух этапах. На первом этапе подробно обсуждается система самонаведения ракет без учета динамических характеристик измерительных элементов. Исследовано влияние динамических свойств измерительных элементов на качество системы самонаведения ракет. На втором этапе представлена методика синтеза системы самонаведения ракет с учетом динамических свойств измерительных элементов. Учет динамических свойств измерительных элементов осуществлен с помощью команд пакета Control system toolbox (MATLAB). Синтез системы самонаведения ракет выполнен методом параметрической оптимизации, благодаря чему уменьшается отрицательное влияние динамических свойств измерительных элементов на качество системы самонаведения ракет.*

**Ключевые слова:** синтез системы, ракета, система самонаведения ракет, цель

### Введение

При проектировании системы управления необходимо знать математическую модель ее неизменяемой части (объект управления, измерительные элементы (ИЭ), усилительные элементы, ...). Системы управления летательными аппаратами (ЛА) являются сложными системами. Учет динамики ИЭ приводит к усложнению расчета. Поэтому до сих пор в открытых литературных источниках [1–7] в начальных стадиях проектирования системы управления ЛА ИЭ считали безынерционными. В работе [1] приведены математические модели датчика угловой скорости (ДУС) (скоростной гироскоп) и датчика линейных ускорений (ДЛУ) (акселерометр) в виде колебательных звеньев, но в дальнейшем эти модели не использованы. В работе [2] также представлены математические модели ДУС и ДЛУ в виде колебательных звеньев, при этом полагали, что их передаточные функции равны

$$W_r(s) = W_{ак}(s) = 1.$$

Данное допущение справедливо, если постоянная времени ИЭ намного меньше постоянной времени рулевого привода (РП) [2]:

$$\frac{1}{T_r} \gg \frac{1}{T_{РП}}; \frac{1}{T_{ак}} \gg \frac{1}{T_{РП}}.$$

Заметим, что маленькая постоянная времени ИЭ ухудшает их фильтрующую способность высокочастотных помех.

В работе [3] для проведения аналитических исследований используются простейшие математические модели элементов. Также изложены математические модели ДУС и ДЛУ в виде колебательных звеньев. Здесь же подчеркнута, что чрезмерное упрощение математической модели часто является недопустимым, так как результаты исследований в этом случае могут не отображать наиболее характерных свойств системы. При проведении вычислительного эксперимента, как правило, строятся адекватные реальным математические модели элементов. Если созданы макетные образцы элементов будущей системы и комплексный стенд системы самонаведения ракет (ССР), который включает реаль-

ные элементы системы, то используются полные математические модели, имеющие высокую степень адекватности реальной системе. Задачи вычислительной части комплексного стенда — исследование качества работы, а главное — конкретизация и уточнение результатов аналитического решения задач синтеза. Таким образом, полная математическая модель ССР учитывается в последних стадиях разработки ракеты, а на начальных стадиях не учитывается.

В работе [4] изложена методика синтеза ССР без учета динамических свойств ИЭ (скоростной гироскоп, акселерометр, ...). На самом деле они являются колебательными звеньями с передаточной функцией (ПФ) [1—4]

$$W_r(s) = \frac{k_r}{T_r^2 s^2 + 2\xi_r T_r s + 1};$$

$$W_{ак}(s) = \frac{k_{ак}}{T_{ак}^2 s^2 + 2\xi_{ак} T_{ак} s + 1},$$

где  $k_r, \xi_r, T_r$  — коэффициент преобразования, коэффициент демпфирования, постоянная времени ДУС;  $k_{ак}, \xi_{ак}, T_{ак}$  — коэффициент преобразования, коэффициент демпфирования, постоянная времени ДЛУ.

Задача заключается в исследовании влияния динамических свойств ИЭ на качество ССР и в синтезе ССР с учетом этого влияния.

### Математическая модель системы самонаведения ракет

Функциональная схема ССР представлена на рис. 1 [4].

Математическая модель ССР с применением метода пропорционального наведения без учета динамических свойств ИЭ (рулевой привод (РП) в первом приближении считается колебательным звеном [3, 4], применяется гиросtabilизованная головка самонаведения (ГСН))

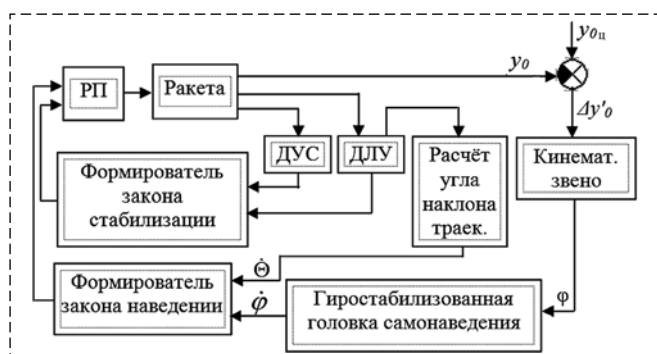


Рис. 1. Функциональная схема системы самонаведения ракет  
Fig. 1. Functional diagram of the missile homing system

в вертикальной плоскости в виде системы дифференциальных уравнений имеет вид [8—16]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{z1} = -a_{11}\omega_{z1} - a_{12}\alpha - a_{13}\delta; \\ \dot{\vartheta} = \omega_{z1}; \\ \dot{\Theta} = a_{42}\alpha; \\ \alpha = \vartheta - \Theta; \\ w_{y0} = Va_{42}\alpha; \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \sigma_c = (k_w u_{ак} + k\omega_{z1} u_r); \\ \sigma_H = k(k_{пр} k_{ГН} \varepsilon - a_{42} \alpha); \\ u_{ак} = k_{ак} w_{y0}; \\ u_r = k_{сГ} \omega_{z1}; \\ u_p = \sigma_c - \sigma_H; \\ \dot{\delta}_1 = \frac{k_p}{T_p^2} u_p - \frac{1}{T_p^2} \delta - \frac{2\xi_p}{T_p} \delta_1; \\ \dot{\delta} = \delta_1; \\ \dot{\varphi}_{об} = k_{ГР} \varepsilon; \\ \varepsilon = \varphi - \varphi_{об}; \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_{0ц} = V_{ц} \cos \Theta_{ц}; \\ \dot{y}_{0ц} = V_{ц} \sin \Theta_{ц}; \\ \dot{x}_0 = V \cos \Theta; \\ \dot{y}_0 = V \sin \Theta; \\ \Delta x'_0 = x_{0ц} - x_0; \\ \Delta y'_0 = y_{0ц} - y_0; \\ r = \sqrt{\Delta x_0'^2 + \Delta y_0'^2}; \\ \varphi = \arcsin \frac{\Delta y'_0}{r}; \\ 0 \leq t \leq T^*, \end{cases} \quad (3)$$

где  $\omega_{z1}$  — скорость вращения ракеты [°/с];  $\alpha$  — угол атаки ракеты [°];  $\delta$  — угол вращения руля [°];  $\vartheta$  — угол тангажа ракеты [°];  $\Theta$  — угол наклона траектории ракеты [°];  $w_{y0}$  — нормальное ускорение ракеты [м/с<sup>2</sup>];  $V$  — скорость ракеты [м/с];  $a_{11}$  — коэффициент естественного демпфирования [1/с];  $a_{12}$  — коэффициент флюгерности [1/с<sup>2</sup>];  $a_{13}$  — коэффициент эффективности руля [1/с<sup>2</sup>];  $a_{42}$  — коэффициент нормальной силы [1/с];  $u_{ак}$  — выходной сигнал ДЛУ;  $u_r$  — выходной сигнал ДУС;  $\sigma_c$  — закон стабилизации нормального ускорения;  $\sigma_H$  — закон наведения;  $k_w$  — коэффициент обратной связи по нормальному ускорению;  $k_{\omega_{z1}}$  — коэффициент обратной связи по скорости углового вращения;  $k_p, \xi_p, T_p$  — коэффициент преобразования, коэффициент демпфирования, постоянная времени РП;  $u_p$  — входной сигнал РП;  $k$  — коэффициент;  $k_{пр}$  — коэффициент пропорциональности;  $\varphi$  — угол наклона линии визирования

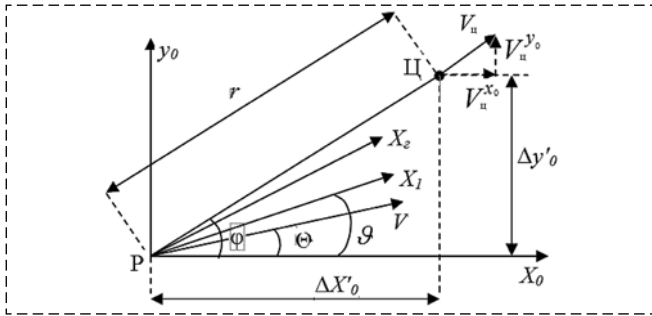


Рис. 2. Взаимное положение ракеты и цели  
Fig. 2. The relative position of the missile and target

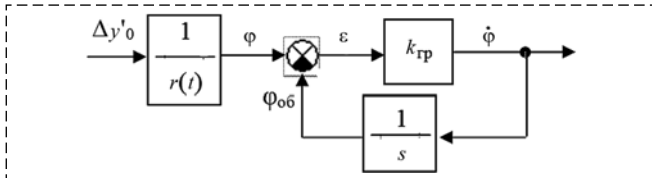


Рис. 3. Упрощенная схема гиросtabilизованной головки самонаведения  
Fig. 3. Simplified scheme of gyrostabilized homing head

ракеты и цели;  $k_{гр}$  — коэффициент преобразования прямой цепи ГСН;  $x_0, y_0$  — координаты ракеты по горизонтальной и вертикальной осям;  $x_{0ц}, y_{0ц}$  — координаты цели по горизонтальной и вертикальной осям;  $\Theta_{ц}$  — угол наклона траектории цели;  $\Delta x'_0, \Delta y'_0$  — разности координат ракеты и цели;  $T^*$  — время наведения.

Взаимное положение ракеты и цели представлено на рис. 2. Упрощенная схема гиросtabilизованной ГСН представлена на рис. 3.

С учетом динамических свойств ИЭ системы уравнений (1) и (3) не изменяются. Третье и четвертое уравнения системы (2) заменяются следующими уравнениями:

$$\begin{cases} \dot{u}_{ак1} = \frac{k_{ак}}{T_{ак}^2} w - \frac{1}{T_{ак}^2} u_{ак} - \frac{2\xi_{ак}}{T_{ак}} u_{ак1}; \\ \dot{u}_{ак} = u_{ак1}; \\ \dot{u}_{г1} = \frac{k_{г}}{T_{г}^2} \omega_{z1} - \frac{1}{T_{г}^2} u_{г} - \frac{2\xi_{г}}{T_{г}} u_{г1}; \\ \dot{u}_{г} = u_{г1}. \end{cases} \quad (4)$$

### Синтез системы самонаведения ракет без учета динамических свойств измерительных элементов

Синтез системы самонаведения ракет осуществляется после синтеза РП и привода ГСН, поэтому параметры РП и привода ГСН известны. Синтез ССР осуществляется методом параметрической оптимизации. На основе параметров ( $a_{11}, a_{12}, a_{13}, a_{42}$ ) и скорости ракеты  $V$  необходимо выбрать параметры ( $k_{\omega z1}, k_w, k, k_{пп}$ ), обеспечивающие наименьшую ошибку наведе-

дения. Для простоты ошибка наведения определяется расстоянием между ракетой и целью в конце процесса самонаведения.

В настоящее время скорость вычисления у компьютеров достаточно высокая. Поэтому можно осуществлять параметрическую оптимизацию ССР путем сканирования параметров  $k_{\omega z1}, k_w, k, k_{пп}$  с достаточно малым шагом сканирования ( $dk_{\omega z1}, dk_w, dk, dk_{пп}$ ). Для каждого значения ( $k_{\omega z1}, k_w, k, k_{пп}$ ) необходимо проинтегрировать системы уравнений (1)–(4) и определить ошибку самонаведения, после чего определить наименьшую ошибку наведения и соответствующие значения ( $k_{\omega z1}, k_w, k, k_{пп}$ ).

Устойчивость контура стабилизации нормального ускорения  $w_{y0}$  является необходимым условием устойчивости ССР. Поэтому для уменьшения времени вычисления нужно интегрировать систему уравнений (1)–(4) только для значений ( $k_{\omega z1}, k_w, k, k_{пп}$ ), обеспечивающих необходимый запас устойчивости контура стабилизации нормального ускорения. Проверяется условие устойчивости контура стабилизации нормального ускорения с использованием критерия Гурвица и его запас устойчивости с использованием показателя колебательности ( $M \leq 1,7$ ). Таким образом, необходимо определить ПФ контура стабилизации нормального ускорения  $w_{y0}$ . При приближении РП колебательным звеном ПФ имеет вид

$$W(s, k_{\omega z1}, k_w) = \frac{b_0 s^5 + b_1 s^4 + b_2 s^3 + b_3 s^2 + b_4 s + b_5}{a_0 s^5 + a_1 s^4 + a_2 s^3 + a_3 s^2 + a_4 s + a_5}.$$

Определение такой ПФ не вызывает трудности.

Например, предполагается  $a_{11} = 2,5$  [1/с];  $a_{12} = 22$  [1/с<sup>2</sup>];  $a_{13} = 25$  [1/с<sup>2</sup>];  $a_{42} = 1,5$  [1/с];  $V = 1300$  [м/с];  $k_{ак} = 1$  [В/м/с<sup>2</sup>];  $k_{г} = 1$  [В/с/с];  $k_{п} = 1$  [°/В];  $\xi_{п} = 0,6$ ;  $T_{п} = 0,05$  [с];  $k_{гр} = 50$ ;  $k_{\omega z1} = 0,1 \dots 0,4$ ;  $dk_{\omega z1} = 0,02$ ;  $k_w = 0,001 \dots 0,15$ ;  $dk_w = 0,001$ ;  $k = 1 \dots 15$ ;  $dk = 1$ ;  $k_{пп} = 50 \dots 100$ ;  $dk_{пп} = 1$ ;  $x_{0ц} = 18000$  [м];  $y_{0ц} = 5000$  [м];  $V_{ц} = 800$  [м/с];  $\Theta_{ц} = 180$  [°]. Осуществляем параметрическую оптимизацию ССР в среде MATLAB с шагом интегрирования 0,005 с, получаем  $k_{\omega z1} = 0,16$ ;  $k_w = 0,005$ ;  $k = 12$ ;  $k_{пп} = 89$ , ошибка наведения  $8,3 \cdot 10^{-5}$  м. Время регулирования контура стабилизации нормального ускорения 0,45 с.

### Исследование влияния динамического свойства измерительных элементов на качество системы самонаведения ракеты

Результат моделирования синтезированной выше системы показывает, что при изменении

коэффициента демпфирования ИЭ ошибка наведения увеличивается незначительно. При увеличении постоянной времени ИЭ существенно увеличиваются ошибка наведения и время регулирования контура стабилизации нормального ускорения  $w_{y0}$ . В синтезированной выше системе при увеличении постоянной времени ИЭ до значения 0,08 с возникает колебание, и ошибка наведения увеличивается до 0,5 м. При увеличении постоянной времени ИЭ до величины 0,09 с в системе возникает колебание, и ошибка наведения возрастает до 12,5 м. При одновременном увеличении постоянной времени и уменьшении коэффициента демпфирования ИЭ ССР не может работать. Поэтому при большой постоянной времени и малом коэффициенте демпфирования ИЭ необходимо их учитывать при синтезе ССР.

### Синтез системы самонаведения ракет с учетом динамических свойств измерительных элементов

Применим описанную выше методику синтеза ССР с учетом динамических свойств ИЭ (1), (4). В этом случае ПФ контура стабилизации нормального ускорения имеет вид

$$W(s, k_{\omega z1}, k_w) = \frac{b_0 s^9 + b_1 s^8 + b_2 s^7 + \dots + b_8 s + b_9}{a_0 s^9 + a_1 s^8 + a_2 s^7 + \dots + a_8 s + a_9}.$$

Определение такой ПФ аналитически сложное и трудоемкое, поэтому необходимо использовать пакет Control system toolbox (MATLAB) [17]. Для каждого значения  $(k_{\omega z1}, k_w, k, k_{пп})$  нужно применить команду tf для описания ПФ динамического звена; выполнить операцию произведения (\*) для определения ПФ последовательных соединенных динамических звеньев; применить команду feedback для определения ПФ замкнутого контура. Таким образом, мы определим ПФ замкнутого контура стабилизации нормального ускорения sys.

Для применения критерия Гурвица и определения показателя колебательности необходимо определить коэффициенты ПФ замкнутого контура стабилизации нормального ускорения sys. Для этого применить команду  $[n,d] = tfdata(sys,'v')$ .

Показатель колебательности определяется следующим образом. Для каждого значения ПФ замкнутого контура стабилизации нормального ускорения осуществить сканирование по частоте в диапазоне  $0 \dots 1/T_p$  с шагом сканирования 0,1 и для каждого значения частоты определить

$$|W(j\omega, k_{\omega z1}, k_w)|.$$

Показатель колебательности определяется по формуле

$$M = \max(|W(j\omega, k_{\omega z1}, k_w)|).$$

Проинтегрировать систему уравнений (1)–(4) для значений  $(k_{\omega z1}, k_w, k, k_{пп})$ , обеспечивающих гурвицевость системы, и показатель колебательности, меньший 1,7.

Предполагается:  $a_{11} = 2,5 [1/c]$ ;  $a_{12} = 22 [1/c^2]$ ;  $a_{13} = 25 [1/c^2]$ ;  $a_{42} = 1,5 [1/c]$ ;  $V = 1300 [м/с]$ ;  $k_p = 1 [^\circ/B]$ ;  $\xi_p = 0,6$ ;  $T_p = 0,05 [с]$ ;  $k_{гp} = 50$ ;  $k_{\omega z1} = 0,06 \dots 0,4$ ;  $dk_{\omega z1} = 0,02$ ;  $k_w = 0,001 \dots 0,15$ ;  $dk_w = 0,001$ ;  $k = 1 \dots 15$ ;  $dk = 1$ ;  $k_{пп} = 50 \dots 100$ ;  $dk_{пп} = 1$ ;  $x_{0ц} = 18\,000 [м]$ ;  $y_{0ц} = 5000 [м]$ ;  $V_{ц} = 800 [м/с]$ ;  $\Theta_{ц} = 180 [^\circ]$ .

В первом случае предполагается  $k_r = 1 [B/^\circ]$ ;  $\xi_r = 0,6$ ;  $T_r = 0,05 [с]$ ;  $k_{ак} = 1 [B/м/с^2]$ ;  $\xi_{ак} = 0,6$ ;  $T_{ак} = 0,05 [с]$ . Осуществляем параметрическую оптимизацию ССР в среде MATLAB с шагом интегрирования 0,005 с, получаем  $k_{\omega z1} = 0,22$ ;  $k_w = 0,004$ ;  $k = 11$ ;  $k_{пп} = 98$ ; ошибка наведения  $1,32 \cdot 10^{-5}$  м. Время регулирования контура стабилизации нормального ускорения 0,5 с.

Во втором случае предполагается  $k_r = 1 [B/^\circ]$ ;  $\xi_r = 0,6$ ;  $T_r = 0,08 [с]$ ;  $k_{ак} = 1 [B/м/с^2]$ ;  $\xi_{ак} = 0,6$ ;  $T_{ак} = 0,08 [с]$ . Осуществляем параметрическую оптимизацию ССР в среде MATLAB с шагом интегрирования 0,005 с, получаем  $k_{\omega z1} = 0,1$ ;  $k_w = 0,001$ ;  $k = 6$ ;  $k_{пп} = 68$ ; ошибка наведения  $6,7 \cdot 10^{-4}$  м. Траектории ракеты и цели представлены на рис. 4. Переходная характеристика контура стабилизации нормального ускорения представлена на рис. 5. Время регулирования контура стабилизации нормального ускорения 0,8 с.

В третьем случае предполагается  $k_r = 1 [B/^\circ]$ ;  $\xi_r = 0,6$ ;  $T_r = 0,1 [с]$ ;  $k_{ак} = 1 [B/м/с^2]$ ;  $\xi_{ак} = 0,6$ ;  $T_{ак} = 0,1 [с]$ . Осуществляем параметрическую оптимизацию ССР в среде MATLAB с шагом интегрирования 0,005 с, получаем  $k_{\omega z1} = 0,1$ ;  $k_w = 0,001$ ;  $k = 5$ ;  $k_{пп} = 80$ ; ошибка наведения 0,011 м. Время регулирования контура стабилизации нормального ускорения 1,2 с.

Заметим, что при увеличении постоянной времени ИЭ время регулирования контура стабилизации нормального ускорения увели-

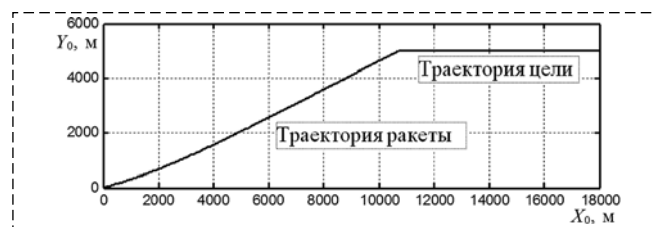


Рис. 4. Траектории ракеты и цели  
Fig. 4. Trajectories of missile and targets

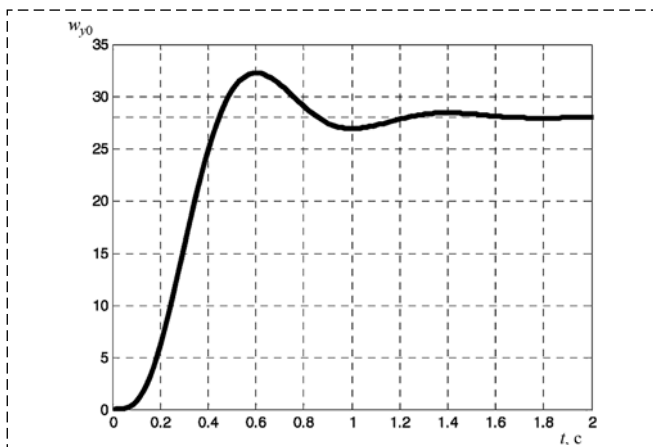


Рис.5. Переходная характеристика контура стабилизации нормального ускорения  $w_{y0}$

Fig. 5. Transient response of the normal acceleration stabilization circuit  $w_{y0}$

чивается. Следовательно, для попадания ракеты в цель расстояние между ракетой и целью в начале самонаведения должно увеличиться.

### Закключение

Если ИЭ имеют маленькую постоянную времени и достаточно большой коэффициент затухания, то их можно не учитывать при синтезе ССР. При этом увеличение постоянной времени ИЭ приводит к ухудшению качества ССР (увеличение времени регулирования и возможно возникновение колебания в контуре стабилизации нормального ускорения и в самой ССР). Увеличение времени регулирования контура стабилизации нормального ускорения приводит к необходимости увеличения расстояния между ракетой и целью в начале самонаведения.

Предложенная методика параметрической оптимизации обеспечивает возможность выбрать параметры ССР с большой точностью наведения при учете динамических свойств ИЭ.

Предложенная методика параметрической оптимизации обеспечивает возможность выбрать параметры ССР при постоянной времени ИЭ, сравнимой с постоянной времени РП.

Предложенная методика параметрической оптимизации также может позволять выбрать параметры ССР при точном математическом описании РП и привода ГСН.

### Список литературы

1. Кринецкий Е. И. Системы самонаведения. М.: Машиностроение. 1970. С. 1483149
2. Федосов Е. А., Бобронников В. Т., Красильщиков Н. Н. и др. Под ред. Федосова Е. А. Динамическое проектирование систем управления автоматических маневренных летательных аппаратов: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 1997. С. 87–88.
3. Пупков К. А., Егупов Н. Д., Колесников Л. В. и др. Под ред. Пупкова К. А. и Егупова Н. Д. Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование. Вычислительный эксперимент. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. С. 30–64, 297–300.
4. Тимофеев Н. Н., Шестун А. Н. Проектирование нестационарных динамических систем управления летательных аппаратов, СПб.: БГТУ 2001. С. 9–43.
5. Blakelock J. H. Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley & Sons, Inc., New York, NY, second edition, 1991. P. 77–80, 238–244, 287.
6. Roskam J. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Part I, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, second printing, 1998. P. 689.
7. Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance, third edition, Vol. 157, Progress in Astronautics and Aeronautics, published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D. C., 1998. P. 508–518, 529–549.
8. Толпегин О. А. Математические модели систем наведения летательных аппаратов. СПб.: БГТУ — 1999. С. 65–96.
9. Санников В. А., Шалыгин А. С. Математические модели стабилизации движения летательных аппаратов, СПб.: Ленинградский орден Ленина Красного Знамени Механического институт имени Маршала Советского Союза Д. Ф. Устинова, 1989. С. 4–56.
10. Макарьев Б. М., Андриевский Б. Р. Системы стабилизации летательных аппаратов. Принципы построения и структура системы стабилизации, СПб.: Ленинградский орден Ленина Красного Знамени Механического институт имени Маршала Советского Союза Д. Ф. Устинова, 1981. С. 4–117.
11. Лебедев А. А., Карабанов В. А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1965. С. 410–442.
12. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1962. С. 394–479.
13. Кутовзов Н. Т. Системы стабилизации летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов. М.: Высш. школа, 1976. С. 270–282.
14. Голубев И. С., Светлов В. Г. Проектирование зенитных управляемых ракет. М.: Изд. Май, 1999. С. 380–420.
15. Казаков И. Е., Мишаков А. Ф. Авиационные управляемые ракеты, Часть II. Системы управления и динамика наведения авиационных управляемых ракет и бомб. М.: Изд. ВВИА им. Жуковского Н. Е. 1985. С. 203–255.
16. Боднер В. А. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1973. С. 195–236.
17. Метведев В. С., Почемкин В. Г. Control System Toolbox. М.: Изд ДИАЛОГ МИФИ. 1999.

## Synthesis of the Missile Homing System Taking into Account the Dynamic Characteristic of the Measurement Elements

Do Quang Thong, doquangthong@yahoo.com,

Le Quy Don Technical University, 236 Hoang Quoc Viet, Ha Noi city, Viet Nam

Corresponding author: Do Quang Thong, Le Quy Don Technical University, 236 Hoang Quoc Viet, Ha Noi city, Viet Nam, e-mail: doquangthong@yahoo.com

Accepted on December 18, 2018

## Abstract

Several various missile homing systems (MHS) have been developed in recent years. However, to the best of our knowledge, these systems do not take into account the dynamic characteristics of the measurement elements (ME). Such existing systems can only work well when the MEs have a small inertia and large damping. Thus in general case, it is necessary to consider the dynamic characteristics of the MEs with the big inertia. In addition, using the MEs with the big inertia, the MHSs is able to remove the high-frequency noise. However, taking into account the dynamic properties of the MEs causes difficulties in determining the transfer function (PF) of the normal acceleration stability system and the synthesis of MHSs. Therefore, in this paper, we propose an effective mathematical model of the missile homing system, which takes into consideration the dynamic characteristics of the MEs. In addition, this model allows synthesizing the high accuracy MHSs, and utilizing the MEs with the inertia equivalent to the inertia of the rudder actuator. To accomplish that, the proposed system is composed of two stages. In the first stage, the MHSs, which do not incorporate the dynamic characteristics of the MEs, is presented in detail. Then, we analyze and estimate the effect of the dynamic characteristics of the MEs on the performance of the MHSs. In the second stage, we propose a novel MHS, which takes into account the dynamic characteristics of the MEs. The proposed system is implemented based on the basic functions in the Control system toolbox in MATLAB, and designed by the parametric optimization method. The simulation results indicate that, our proposed system outperforms the conventional MHSs in term of reducing the negative effects of the dynamic characteristic of the MEs on the quality of the MHS.

**Keywords:** system synthesis, missile, missile homing system, target

For citation:

**Do Quang Thong.** Synthesis of the Missile Homing System Taking into Account the Dynamic Characteristic of the Measurement Elements, *Mekhatronika, Avtomatizatsia, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no. 3, pp. 251–256.

DOI: 10.17587/mau.20.251-256

## Reference

1. **Krineckij E. I.** *Sistemy samonavedeniya* (Homing systems), Moscow, Mashinostroenie, 1970, pp. 148–149 (in Russian).
2. **Fedosov E. A., Bobronnikov V. T., Krasil'shnikov N. N.** et al. *Dinamicheskoe proektirovanie sistem upravleniya avtomaticheskikh manevrennykh letatel'nykh apparatov* (Dynamic design of automatic maneuverable aircraft control systems), Moscow, Mashinostroenie, 1997, pp. 87–88 (in Russian).
3. **Pupkov K. A., Egupov N. D., Kolesnikov L. V.** et al. *Vysokotochnye sistemy samonavedeniya: raschet i proektirovanie. Vychislitel'nyj jekspereiment* (High-precision homing systems: calculation and design. Computational experiment), Moscow, FIZMATLIT, 2011, pp. 30–64, 297–300 (in Russian).
4. **Timofeev N. N., Shestun A. N.** *Proektirovanie nestacionarnykh dinamicheskikh sistem upravleniya letatel'nykh apparatov* (Design of non-stationary dynamic control systems of aircraft), SPb., Publishing house of BG TU, 2001, pp. 9–43 (in Russian).
5. **Blakelock J. H.** *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons, Inc., New York, NY, second edition, 1991, pp. 77–80, 238–244, 287.
6. **Roskam J.** *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Part I*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, second printing, 1998, 689 p.
7. **Zarchan P.** *Tactical and Strategic Missile Guidance*, third edition, Vol. 157, Progress in Astronautics and Aeronautics, published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D. C., 1998, pp. 508–518, 529–549.
8. **Tolpegin O. A.** *Matematicheskie modeli sistem navedeniya letatel'nykh apparatov* (Mathematical models of aircraft guidance systems), SPb., BG TU, 1999, pp. 65–96 (in Russian).
9. **Sannikov V. A., Shalygin A. S.** *Matematicheskie modeli stabilizatsii dvizheniya letatel'nykh apparatov* (Mathematical models of the stabilization of the movement of aircraft), SPb, Leningradskij ordena Lenina Krasnogo Znameni Mehanicheskogo institut imeni Marshala Sovetskogo Sojuza D. F. Ustinova, 1989, pp. 4–56 (in Russian).
10. **Makar'ev B. M., Andrievskij B. R.** *Sistemy stabilizatsii letatel'nykh apparatov. Principy postroeniya i struktura sistemy stabilizatsii* (Aircraft stabilization systems. Principles of construction and structure of the stabilization system), SPb, Leningradskij ordena Lenina Krasnogo Znameni Mehanicheskogo institut imeni Marshala Sovetskogo Sojuza D. F. Ustinova, 1981, pp. 4–117 (in Russian).
11. **Lebedev A. A., Karabanov V. A.** *Dinamika sistem upravleniya bespilotnyimi letatel'nyimi apparatami* (Dynamics of control systems for unmanned aerial vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1965, pp. 410–442 (in Russian).
12. **Lebedev A. A., Chernobrovkin L. S.** *Dinamika poljota bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Flight dynamics of unmanned aerial vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1962, pp. 394–479 (in Russian).
13. **Kutovzov N. T.** *Sistemy stabilizatsii letatel'nykh apparatov* (Aircraft Stabilization Systems), Moscow, Vyssh. Shkola, 1976, pp. 270–282 (in Russian).
14. **Golubev I. S., Svetlov V. G.** *Proektirovanie zenitnykh upravlyaemykh raket* (Design of anti-aircraft guided missiles), Moscow, Publishing house of MAI, 1999, pp. 380–420 (in Russian).
15. **Kazakov I. E., Mishakov A. F.** *Aviacionnye upravlyaemye rakety, Part II, Sistemy upravleniya i dinamika navedeniya aviacionnykh upravlyaemykh raket i bomb* (Aviation guided missiles, Part II — Control systems and targeting dynamics of aviation guided missiles and bombs), Moscow, Publishing house of VVIA im. Zhukovskogo N. E., 1985, pp. 203–255 (in Russian).
16. **Bodner V. A.** *Sistemy upravleniya letatel'nyimi apparatami* (Aircraft control systems), Moscow, Mashinostroeniye, 1973, pp. 195–236 (in Russian).
17. **Metvedev V. S., Pochjomkin V. G.** *Control System Toolbox*, Moscow, Publishing house of DIALOG MIFI, 1999 (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5510, (499) 269-5397

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *Н. В. Яшина*.

Сдано в набор 28.01.2019. Подписано в печать 20.03.2019. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН419. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций

Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансд солюшнз". 119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1.