

Исследование характеристик системы командного управления ракетой методом пространства состояний

77-30569/241982

10, октябрь 2011

Серов С. А., Чепурнов И. А.

УДК 621.396.96

МГТУ им. Н.Э. Баумана

chepurnov@bmstu.ru

Система командного управления ракетой характеризуется тем, что команды управления формируются не на ракете, а на пункте управления. Пункт управления может находиться на земле, самолете, искусственном спутнике земли, корабле. Передача команд в этом случае на борт ракеты производится с помощью радиосредств [1, 3].

В данной статье рассмотрим вариант, когда пункт управления находится на земле, а наведение осуществляется только в вертикальной плоскости (продольное движение ракеты). В качестве метода наведения примем метод накрытия цели, который относится к трехточечным методам наведения. При методе накрытия цели, а иногда его называют методом совмещения, требуется, чтобы в процессе наведения центр массы ракеты оставаться на линии, соединяющей пункт управления с целью. Таким образом, три точки – пункт управления, ракета и цель – должны находиться на одной прямой.

Для возможности построения замкнутой системы управления ракетой необходимо определить текущие координаты цели и ракеты. Эту задачу выполняют радиолокационные станции или отдельные каналы таких станций.

Основными элементами системы командного управления ракетой являются координатор, устройство формирования команд, устройство передачи команд, автопилот и ракета.

Координатор представляет собой совокупность приборов и устройств, с помощью которых формируется измеренное значение параметра рассогласования Δ , т.е. координатор выполняет функцию измерительного устройства.

Устройство формирования команд в зависимости от величины и знака Δ , типа системы управления вырабатывает команды. Так как устройство формирования команд находится на пункте управления, то команды передаются на автопилот с помощью устройства передачи

команд. Иногда для уменьшения ошибок наведения ракеты в закон управления ракетой вводятся дополнительные параметры движения цели, вырабатываемые измерителями координат цели, что позволяет существенно уменьшить ошибку наведения ракеты. Система управления при этом преобразуется из системы с принципом управления по отклонению [1, 3, 5] в систему с комбинированным принципом управления.

Автопилот предназначается для стабилизации ракеты и управления ее полетом путем непосредственного воздействия на органы управления. На автопилот с ракеты подаются по цепям местных обратных связей дополнительные сигналы управления, которые воспринимаются чувствительными элементами автопилота, корректируют закон управления для улучшения динамических свойств системы управления.

Ракета в системе управления представляет собой объект управления. Входными воздействиями ракеты как элемента системы управления служат перемещения рулей, а выходным – угол наклона вектора скорости θ , так как, в конечном счете, величина и направление вектора скорости ракеты определяют траекторию полета ракеты.

В результате измерения параметров движения ракеты происходит изменение параметра рассогласования. Автоматическое управляющее устройство воздействует на ракету так, чтобы рассогласование свести к нулю, т.е. чтобы ракета находилась на линии пункт управления – цель.

Динамику системы командного управления можно описать следующими группами уравнений:

- 1) уравнениями координатора, связывающими компоненты сигнала рассогласования с параметрами движения ракеты и цели;
- 2) уравнениями устройства формирования и передачи команд управления, устанавливающими зависимость между командами управления и измеренными значениями составляющих параметра рассогласования;
- 3) уравнениями автопилота, определяющими отклонение рулей ракеты в зависимости от управляющих сигналов;
- 4) уравнениями ракеты, характеризующими связи между перемещениями рулей ракеты и входными параметрами ракеты;
- 5) уравнениями кинематики, которые определяют связи, накладываемые на движение ракеты, зависящее от принятого метода наведения.

Процессы, происходящие в элементах системы командного управления ракетой, в первом приближении описываются линейными дифференциальными уравнениями. Уравнения кинематики являются нелинейными дифференциальными уравнениями с переменными коэффициентами.

Комплексную передаточную функцию системы командного управления ракетой запишем в следующем виде:

$$K(j\omega) = \frac{k_p (T_{1k} j\omega + 1)}{(T_{2k} j\omega + 1)(T_{np} j\omega + 1)(T_0^2 (j\omega)^2 + 2\xi T_0 j\omega + 1)(j\omega)^2}.$$

где: $k_p = k_r \cdot k_k \cdot k_{уфк} \cdot k_{кпу} \cdot k_{np} \cdot k_{vp} \cdot V_p$ – коэффициент усиления системы,

k_r – коэффициент преобразования дальности до ракеты,

k_k – коэффициент усиления дифференцирующего контура устройства формирования команд,

$k_{уфк}$ – коэффициент усиления устройства формирования команд,

$k_{кпу}$ – коэффициент усиления командной радиолинии управления,

k_{np} – коэффициент усиления рулевого привода ракеты,

k_{vp} – коэффициент усиления ракеты по скорости для канала тангажа,

V_p – скорость ракеты,

$T_{1k} = 0,5$ с. – постоянная времени опережения дифференцирующего контура устройства формирования команд,

$T_{2k} = 0,0001$ с. – постоянная времени отставания дифференцирующего контура устройства формирования команд,

$T_{np} = 0,001$ с. – постоянная времени привода,

$T_0 = 0,02$ с. – аэродинамическая постоянная времени ракеты,

$\xi = 1$ – коэффициент демпфирования ракеты.

Оценка устойчивости системы командного управления ракетой подробно рассмотрена в [1, 3]. Наибольший же интерес представляет реакция исследуемой системы на кинематическую траекторию цели. Построение реакции системы на траекторию цели

второго порядка $\varepsilon_k(t) = \varepsilon_{k0} + \dot{\varepsilon}_k t + \frac{1}{2} \ddot{\varepsilon}_k t^2$ проведем методом пространства состояний.

Метод пространства состояний включает три основных этапа [2, 4]:

- 1) составление расширенной схемы исследуемой системы;
- 2) составление в стандартной форме уравнения состояния расширенной схемы;
- 3) экспериментальное вычисление и построение вектора выхода системы.

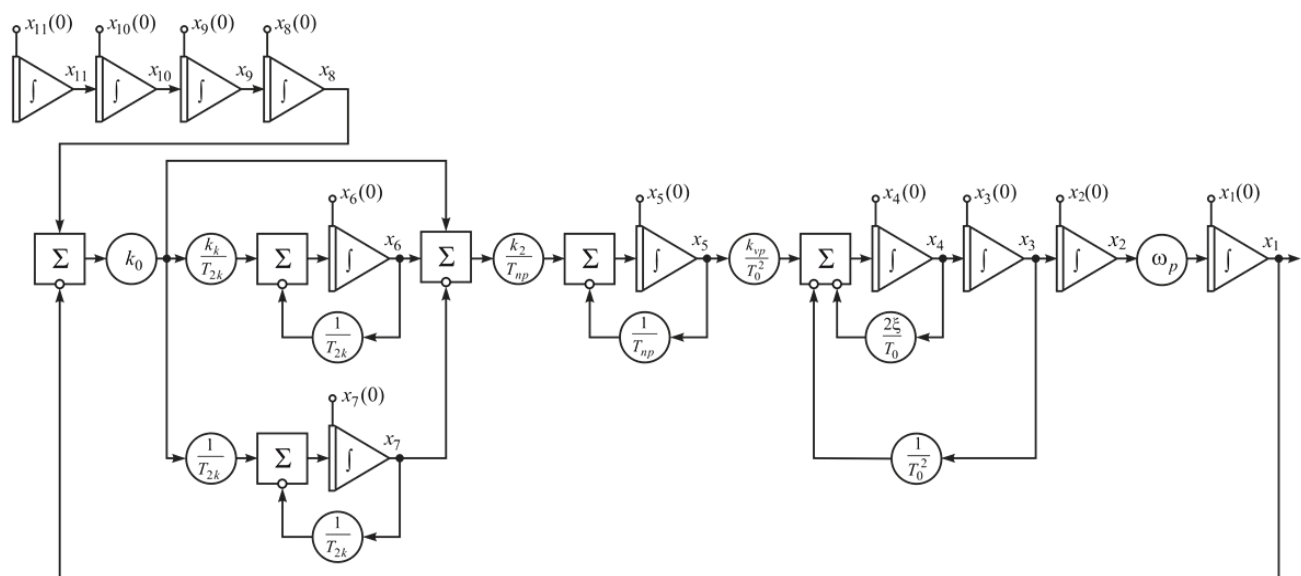


Рис. 1. Схема в переменных состояния системы командного управления ракетой

Расширенная схема системы командного управления ракетой в переменных состояния приведена на рис. 1. Коэффициент усиления системы примем равным $k_p = 50 \text{ л/с}^2$. В этом случае коэффициенты усиления динамических звеньев, входящих в систему, будут иметь значения: $k_0 = k_r k_p = 113,6$; $k_k = 0,0002$; $k_2 = k_{y\phi K} k_{np} k_{KPY} = 1100$; $k_{vp} = 1$. Собственную частоту ракеты примем равной $\omega_p = 2$.

Уравнения состояния расширенной схемы запишем в виде:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}_p \mathbf{X}_p,$$

где:

$$\mathbf{A}_p = \begin{bmatrix} 0 & \omega_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_0^2} & -\frac{2\xi}{T_0} & \frac{k_{vp}}{T_0^2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{k_0 k_2}{T_{np}} & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_{np}} & \frac{k_2}{T_{np}} & -\frac{k_2}{T_{np}} & \frac{k_0 k_2}{T_{np}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{k_0 k_k}{T_{2k}} & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_{2k}} & 0 & \frac{k_0 k_k}{T_{2k}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{k_0}{T_{2k}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_{2k}} & \frac{k_0}{T_{2k}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

– расширенная матрица коэффициентов,

$$\mathbf{X}_p = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11}]^T$$

– вектор переменных состояния.

В матричной форме уравнения вектора выхода имеют вид:

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \varepsilon_p(t) \\ \varepsilon_k(t) \\ \theta_p(t) \\ \Delta_\varepsilon(t) \end{bmatrix} = \mathbf{C}_p \mathbf{X}_p,$$

где:

$$\mathbf{C}_p = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

– матрица коэффициентов выхода.

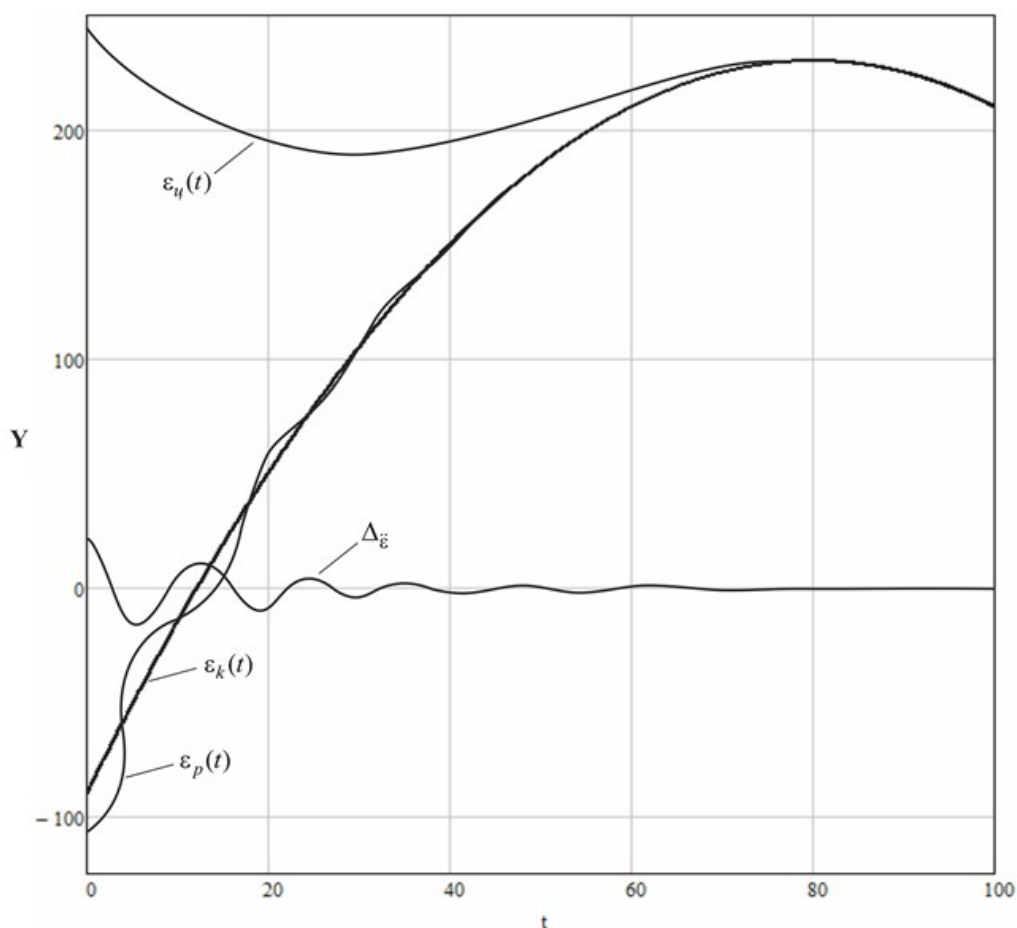


Рис. 2. Схема в переменных состояния системы командного управления ракетой

Вектор начальных условий для кинематической траектории второго порядка примем в виде:

$$\mathbf{X}(0) = \begin{bmatrix} \varepsilon_{p0} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \varepsilon_{k0} & \dot{\varepsilon}_k & \ddot{\varepsilon}_k \end{bmatrix}^T.$$

Здесь: $\varepsilon_{p0} = -110$, $\varepsilon_{k0} = -90$, $\dot{\varepsilon}_k = 8 \text{ 1/c}$, $\ddot{\varepsilon}_k = -0,1 \text{ 1/c}^2$.

С целью обеспечения наглядности процесса наведения уменьшим коэффициент усиления системы до $k_p = 0,3 \text{ 1/c}^2$, что позволит лучше наблюдать ошибку между опорной траекторией $\varepsilon_k(t)$ и истинной траекторией ракеты $\varepsilon_p(t)$ в продольной плоскости. Переменные вектора выхода рассчитаны на ПЭВМ с помощью пакета Mathcad и приведены на рис. 2.

Из анализа переменных состояния видно, что через время $t = 72 \text{ c}$ ракета встретится с целью и будет ее сопровождать с постоянной ошибкой Δ_ε , определяемой ускорением цели ε_y . Увеличение коэффициента усиления системы с $k_p = 0,3 \text{ 1/c}^2$ до $k_p = 50 \text{ 1/c}^2$ уменьшит ошибку в 167 раз.

Исследование характеристик системы командного управления ракетой в поперечной плоскости осуществляется аналогично после соответствующего математического описания и составления схемы контура управления в поперечной плоскости.

Литература:

1. *Арсеньев Г.Н., Деркач В.В.* Радиосистемы управления. – М.: МВИРЭ КВ, 2005. – 434 с.
2. *Арсеньев Г.Н., Бондаренко В.Н., Чепурнов И.А.* Основы теории цепей. – М.: ИД Форум, 2011. – 448 с.
3. *Вейцель В.А.* Радиосистемы управления. – М.: Дрофа, 2005. – 416 с.
4. *Пупков К.А., Егунов Н.Д.* Методы классической и современной теории автоматического управления: Учебник в 5 томах. Том. 5. Методы современной теории автоматического управления. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 784 с.
5. *Чемоданов Б.К.* Математические основы теории автоматического управления: В 3 томах. Том. 1. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 552 с.

Investigation of the characteristics of a missile command and control by the state space

77-30569/241982

10, October 2011

Serov S.A., Chepurnov I.A.

Bauman Moscow State Technical University

chepurnov@bmstu.ru

A method for analyzing and evaluating system performance using a missile command control of the state space. With this method we construct the system response to the kinematic trajectory of the second-order target.

Publications with keywords: [missile](#), [command control system](#), [complex transfer function](#), [gain](#), [trajectory target](#), [method of state space](#)

Publications with words: [missile](#), [command control system](#), [complex transfer function](#), [gain](#), [trajectory target](#), [method of state space](#)

Reference:

- 1.Arsen'ev G.N., Derkach V.V., Radio control systems, Moscow, MVIRE KV, 2005, 434 p.
- 2.Arsen'ev G.N., Bondarenko V.N., Chepurnov I.A, Fundamentals of circuit theory, Moscow, ID Forum, 2011, 448 p.
- 3.Veitsel' V.A., Radio control systems, Moscow, Drofa, 2005, 416 p.
- 4.Pupkov K.A., Egupov N.D., Moscow, BMSTU Press, 2004, 784 p.
- 5.Chemodanov B.K., Moscow, BMSTU Press, 2006, 552 p.