

УДК 629.764

## Высокоточная система стабилизации ракеты-носителя асимметричной конфигурации с учетом возможности отказа одного двигателя

Я. Е. Айзенберг, В. А. Батаев, А. И. Кузьмин

АО ХАРПРОН, Харків

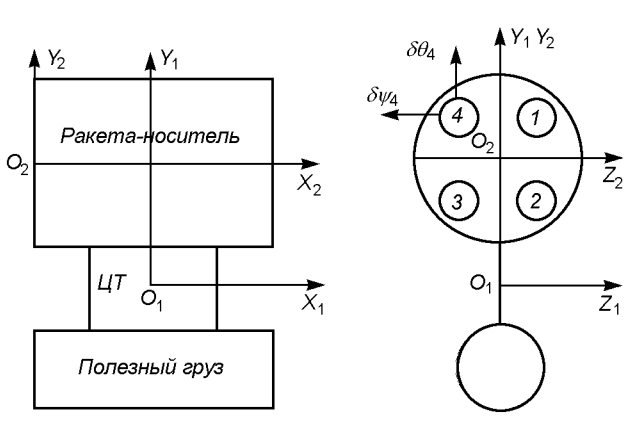
*Надійшла до редакції 11.11.97*

Розглянуто задачу формування керуючих сигналів для другого ступеня ракети-носія «Енергія», для якого можна не брати до уваги аеродинамічні сили та моменти. Необхідність її вирішення вперше виникла під час розробки системи стабілізації суттєво асиметричної РН «Енергія», яка має складну динамічну схему.

Компоновочная схема рассматриваемой второй ступени ракеты-носителя (РН) «Энергия» приведена на рисунке, где  $O_1x_1y_1z_1$  — связанная система координат,  $O_2x_2y_2z_2$  — базовая система координат,  $\delta\theta_k$ ,  $\delta\psi_k$  ( $k = 1, \dots, 4$ ) — нормированные проекции тяг четырех маршевых двигателей на кардановом подвесе.

Угловое движение в связанной системе координат описывается векторным уравнением:

$$I\dot{\omega}_1 = P\mathbf{V}\delta + \mathbf{M}_1 + \Delta\mathbf{M}_1, \quad (1)$$



Компоновочная схема второй ступени ракеты-носителя (РН)

$$\omega_1 = |\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}|^T,$$

$$\mathbf{I} = \begin{vmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & 0 \\ -I_{xy} & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{vmatrix}, \quad (2)$$

$$\mathbf{V} = \begin{vmatrix} -y_1^1 - y_1^2 - y_1^3 - y_1^4 - z_1^1 - z_1^2 - z_1^3 - z_1^4 \\ x_1^1 & x_1^2 & x_1^3 & x_1^4 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & x_1^1 & x_1^2 & x_1^3 & x_1^4 \end{vmatrix}, \quad (3)$$

$$\mathbf{M}_1 = \left[ 0, \sum_{k=1}^4 P_k(z_2^k - z_2^T), -\sum_{k=1}^4 P_k(y_2^k - y_2^T) \right]^T, \quad (4)$$

$$P = \frac{1}{4} P_\Sigma, \quad P_\Sigma = \sum_{k=1}^4 P_k, \quad (5)$$

$$\mathbf{r}_1^k = \mathbf{r}_2^k - \mathbf{r}_2^T,$$

$$\Delta\mathbf{M}_1 = |\Delta M_{x1}, \Delta M_{y1}, \Delta M_{z1}|^T,$$

$$\mathbf{r}_2^k = |x_2^k, y_2^k, z_2^k|^T, \quad \mathbf{r}_2^T = |x_2^T, y_2^T, z_2^T|^T,$$

$$\delta = |\delta\psi_1, \delta\psi_2, \delta\psi_3, \delta\psi_4, \delta\theta_1, \delta\theta_2, \delta\theta_3, \delta\theta_4|^T.$$

(6)

Движение центра масс РН в программной связанной системе координат описывается уравнениями

$$m\dot{W}_{y3} = \theta P_{\Sigma} + \sum_{k=1}^4 (P_k \delta \theta_k),$$

$$m\dot{W}_{z3} = -\psi P_{\Sigma} - \sum_{k=1}^4 (P_k \delta \psi_k),$$
(7)

где  $m$  — масса РН,  $W_{y3}$ ,  $W_{z3}$  — проекции скорости центра масс РН на оси программной связанной системы координат  $O_3x_3y_3z_3$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  — углы поворота продольной оси ракеты относительно осей программной связанной системы координат.

Управляющее воздействие (6) определим в виде суммы:

$$\delta = \varepsilon_c + \varepsilon_d, \quad (8)$$

$$\varepsilon_c = \left| \varepsilon_{\varphi c}^1, \varepsilon_{\varphi c}^2, \varepsilon_{\varphi c}^3, \varepsilon_{\varphi c}^4, \varepsilon_{\theta c}^1, \varepsilon_{\theta c}^2, \varepsilon_{\theta c}^3, \varepsilon_{\theta c}^4 \right|^T,$$

$$\varepsilon_d = \left| \varepsilon_{\psi d}^1, \varepsilon_{\psi d}^2, \varepsilon_{\psi d}^3, \varepsilon_{\psi d}^4, \varepsilon_{\theta d}^1, \varepsilon_{\theta d}^2, \varepsilon_{\theta d}^3, \varepsilon_{\theta d}^4 \right|^T.$$

Статическую часть управляющего воздействия  $\varepsilon_c$ , компенсирующую систематическое возмущение  $M_1$ , определим из векторного уравнения

$$P\mathbf{V}\varepsilon_c + M_1 = 0. \quad (9)$$

Уравнение (1) с учетом уравнения (9) будет иметь вид

$$I\dot{\omega}_1 = P\mathbf{V}\varepsilon_d + \Delta M_1. \quad (10)$$

Рассмотрим задачу минимизации нормы вектора  $\varepsilon_d$ :

$$\|\varepsilon_d\| = \sqrt{(\varepsilon_d, \varepsilon_d)} \rightarrow \min. \quad (11)$$

Введем  $\varepsilon_y^n = |\varepsilon_{\varphi y}^n, \varepsilon_{\psi y}^n, \varepsilon_{\theta y}^n|^T$  — вектор управления в каналах вращения, рысканья и тангажа. Определим матрицу  $L$ :

$$L = \begin{vmatrix} -r_{\varphi} & 0 & 0 \\ 0 & x_2^p - x_2^T & 0 \\ 0 & 0 & x_2^p - x_2^T \end{vmatrix}, \quad (12)$$

где  $r_{\varphi}$  — радиус окружности, проходящей через центры кардановых подвесов всех четырех двигателей,  $r_2^p = |x_2^p, y_2^p, z_2^p|^T$  — радиус-вектор точки приложения суммарного вектора тяги в базовой системе координат,

$$x_2^p = \frac{\sum_{k=1}^4 P_k x_2^k}{P_{\Sigma}}, \quad y_2^p = \frac{\sum_{k=1}^4 P_k y_2^k}{P_{\Sigma}}, \quad z_2^p = \frac{\sum_{k=1}^4 P_k z_2^k}{P_{\Sigma}}.$$

Как известно, задача минимизации (11) имеет единственное решение [1], определяемое линейным

преобразованием вектора  $\varepsilon_y^n$ :

$$\varepsilon_d = K\varepsilon_y^n, \quad (13)$$

$$K = B^+L,$$

$$B^+ = B^T(BB^T)^{-1},$$

где  $B^+$  — псевдообратная матрица размера  $8 \times 3$ , ранг которой равен 3, поскольку строки матрицы  $B$  линейно независимы.

Учет центробежных моментов инерции произведен дополнительным преобразованием управляющего сигнала:

$$\varepsilon_y^n = A\varepsilon_y, \quad (14)$$

$$\varepsilon_y = |\varepsilon_{\varphi y}, \varepsilon_{\psi y}, \varepsilon_{\theta y}|^T,$$

$$A = L^{-1}IQ, \quad (15)$$

$$Q = \begin{vmatrix} -\frac{r_{\varphi}}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{x_2^p - x_2^T}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{x_2^p - x_2^T}{I_{zz}} \end{vmatrix}. \quad (16)$$

После подстановки в (15) матриц  $L$  из (12),  $I$  из (2),  $Q$  из (16) матрица  $A$  примет вид

$$A = \begin{vmatrix} 1 & -\frac{I_{xy}(x_2^p - x_2^T)}{I_{yy}r_{\varphi}} & 0 \\ \frac{I_{xy}r_{\varphi}}{I_{xx}(x_2^p - x_2^T)} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

Векторное уравнение моментов (10) после подстановки в него соотношений (13) и (14) и после определения матрицы эффeктивности

$$C = \begin{vmatrix} C_{\varphi\delta} & 0 & 0 \\ 0 & C_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & C_{\theta\delta} \end{vmatrix},$$

$$C_{\varphi\delta} = -\frac{Pr_{\varphi}}{I_{xx}},$$

$$C_{\psi\delta} = \frac{P(x_2^p - x_2^T)}{I_{yy}},$$

$$C_{\theta\delta} = \frac{P(x_2^p - x_2^T)}{I_{zz}}$$

будет иметь вид

$$\dot{\omega}_1 = C\varepsilon_y + \Delta M_1. \quad (17)$$

Таким образом, линейные преобразования (13) и (14)

$$\varepsilon_d = T\varepsilon_y, \quad T = KA$$

осуществляют расщепление исходной системы трех взаимосвязанных уравнений моментов (10) на три независимых уравнения (17):

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{x1} &= \ddot{\varphi} = C_{\varphi\delta}\varepsilon_{\varphi y} + \Delta M_{x1}, \\ \dot{\omega}_{y1} &= \ddot{\psi} = C_{\psi\delta}\varepsilon_{\psi y} + \Delta M_{y1}, \\ \dot{\omega}_{z1} &= \ddot{\theta} = C_{\theta\delta}\varepsilon_{\theta y} + \Delta M_{z1}. \end{aligned}$$

Управляющие сигналы  $\varepsilon_y$  в (14) будем формировать по соотношениям

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\varphi y} &= \varepsilon_\varphi + \delta x_3^n, \\ \varepsilon_{\psi y} &= \varepsilon_\psi + \delta y_3^n, \\ \varepsilon_{\theta y} &= \varepsilon_\theta + \delta z_3^n, \\ \varepsilon_\varphi &= k_\varphi(\varphi - \varphi_n) + k_{\dot{\varphi}}(\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_n) + \varepsilon_\varphi^s(t), \\ \varepsilon_\psi &= k_\psi(\psi - \psi_b - \psi_n) + k_{\dot{\psi}}(\dot{\psi} - \dot{\psi}_n) - \\ &\quad - k_z W_{z3} + \varepsilon_\psi^s(t), \\ \varepsilon_\theta &= k_\theta(\theta - \theta_b - \theta_n) + k_{\dot{\theta}}(\dot{\theta} - \dot{\theta}_n) + \\ &\quad + k_y W_{y3} + \varepsilon_\theta^s(t), \\ \varepsilon_\varphi^s(t) &= \int_{t_{он}}^t (\varphi - \varphi_n) dt, \\ \varepsilon_\psi^s(t) &= \int_{t_{он}}^t [\psi - \psi_b - \psi_n - \varepsilon_\psi^s(\tau)] d\tau, \\ \varepsilon_\theta^s(t) &= \int_{t_{он}}^t [\theta - \theta_b - \theta_n - \varepsilon_\theta^s(\tau)] d\tau, \end{aligned} \quad (18)$$

где

$$\delta_n = |\delta x_3^n, \delta y_3^n, \delta z_3^n|^T$$

— программное управляющее воздействие на участках угловых маневров РН,  $\varphi_n$ ,  $\psi_n$ ,  $\theta_n$ ,  $\dot{\varphi}_n$ ,  $\dot{\psi}_n$ ,  $\dot{\theta}_n$  — программные углы и угловые скорости на участках угловых маневров РН,  $\psi_b$ ,  $\theta_b$  — балансировочные углы.

Статические составляющие управляющих сигналов  $\varepsilon_c$ , определяемые по уравнению (9), вначале зададим одинаковыми для всех четырех двигателей по формулам:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\psi c}^k &= \varepsilon_{\psi c}, & \varepsilon_{\theta c}^k &= \varepsilon_{\theta c} \quad (k = 1, \dots, 4), \\ \varepsilon_{\psi c} &= -\frac{z_2^p - z_2^T}{x_2^p - x_2^T}, & \varepsilon_{\theta c} &= \frac{y_2^p - y_2^T}{x_2^p - x_2^T}, \end{aligned} \quad (19)$$

Выражение для балансировочных углов  $\psi_b$ ,  $\theta_b$  получим из уравнений (7) при условии  $\dot{W}_{y3} = W_{z3} = 0$  после подстановки в правые части  $\psi = \psi_b$ ,  $\theta = \theta_b$ ,  $\delta\psi_k = \varepsilon_{\psi c}$ ,  $\delta\theta_k = \varepsilon_{\theta c}$  ( $k = 1, \dots, 4$ ) в виде формул

$$\begin{aligned} \psi_b &= \frac{z_2^p - z_2^T}{x_2^p - x_2^T}, \\ \theta_b &= -\frac{y_2^p - y_2^T}{x_2^p - x_2^T}. \end{aligned} \quad (20)$$

Для обеспечения температурного режима в хвостовом отсеке второй ступени необходимо поддерживать определенные взаимные угловые расстояния между камерами сгорания четырех маршевых двигателей. Указанные расстояния можно обеспечить специальной системой регулирования. В настоящей работе решение этой задачи совмещено с решением задачи формирования сигналов компенсации систематических возмущений.

Отметим два варианта формирования сигналов компенсации систематических возмущающих моментов.

**Первый вариант.** Расчетные направления осей камер сгорания всех четырех двигателей на кардановых подвесах параллельны прямой, проходящей через точку приложения суммарного вектора тяги  $r_2^p$  и центр масс ракеты  $r_2^T$ . В этом случае при аварийном выключении одного из двигателей в системе стабилизации ракеты начинается переходный процесс из-за нарушения квазистатических соотношений между фазовыми координатами. Сигналы компенсации в этом варианте вычисляются по формулам (19), балансировочные углы — по формулам (20).

**Второй вариант.** Расчетное направление оси камеры сгорания каждого из четырех двигателей проходит через центр карданового подвеса этого двигателя и через центр тяжести ракеты. В этом варианте переходные процессы в системе стабилизации при выключении аварийного двигателя отсутствуют. Формулы расчета сигналов компенсации в этом случае имеют вид:

$$\tilde{\varepsilon}_{\psi c}^k = -\frac{z_2^p - z_2^T}{x_2^p - x_2^T}, \quad \tilde{\varepsilon}_{\theta c}^k = \frac{y_2^p - y_2^T}{x_2^p - x_2^T}, \quad (21)$$

а балансировочные углы рассчитываются, как и в первом варианте, по формулам (20).

При формировании сигналов компенсации по формулам (21) возникают существенные «косинусные» потери суммарной тяги двигателей. Для уменьшения этих потерь сигналы компенсации систематических моментов формируются в виде линейной комбинации сигналов, вычисляемых по

формулам (19) и (21):

$$\varepsilon_{\psi c}^k = (1 - \Omega_{\psi})\varepsilon_{\psi c} + \Omega_{\psi}\tilde{\varepsilon}_{\psi c}^k,$$

$$\varepsilon_{\theta c}^k = (1 - \Omega_{\theta})\varepsilon_{\theta c} + \Omega_{\theta}\tilde{\varepsilon}_{\theta c}^k,$$

$$k = 1, \dots, 4; \quad \Omega_{\psi} > 0, \quad \Omega_{\theta} < 1.$$

При этом балансировочные углы опять вычисляются по формулам (20).

При выключении одного (аварийного) двигателя в матрице  $\mathbf{B}$  (3) обнуляется соответствующий столбец, в формуле (4) для момента  $\mathbf{M}_1$  и в формуле (5) для суммарной тяги  $P_{\Sigma}$  обнуляется соответствующая тяга  $P_k$  ( $k$  — номер выключенного двигателя).

Промежуточное линейное преобразование (14) с матрицей  $\mathbf{A}$  (15) введено для обеспечения устойчивости колебаний свободных поверхностей жидкостей в баках.

Из условий устойчивости ракеты (с учетом колебаний жидкости в баках и упругих колебаний корпуса) статические коэффициенты усиления автомата стабилизации  $k_{\varphi}$ ,  $k_{\psi}$ ,  $k_{\theta}$  в (18) не должны превосходить единицу.

В конце полета второй ступени РН «Энергия» углы поворота камер сгорания двигателей достигают  $20^\circ$ , поэтому при регулировании только по замкнутой схеме точность стабилизации углов ракеты была бы такого же порядка. В этих условиях введение комбинированного регулирования (8), включающего регулирование систематических возмущающих моментов  $\mathbf{M}_1$ , величина которых достигает 97 % суммарных возмущающих моментов, —

по разомкнутой схеме и регулирование случайных возмущающих моментов  $\Delta\mathbf{M}_1$  — по замкнутой схеме, позволило обеспечить точность стабилизации углов ракеты не хуже  $0.5^\circ$ .

Тензор инерции ракеты и положение ее центра тяжести вычисляются в ходе полета БЦВМ по соответствующим характеристикам трех тел («сухого» центрального блока, орбитального корабля «Буран», окислителя и горючего в баках).

Изложенная в настоящей статье методика формирования управляющих сигналов системы стабилизации прошла успешную проверку в ходе двух пусков РН «Энергия».

1. Гантмахер Ф. Р. Теория матриц. — М.: Наука, 1967. — 575 с.

---

#### HIGH ACCURACY STABILIZATION SYSTEM OF LAUNCH VEHICLE WITH ASYMMETRIC CONFIGURATION WHEN ONE ENGINE FAILURE IS POSSIBLE

Ya. Ye. Aizenberg, V. A. Bataev, and A. I. Kuzmin

We describe the formation of control signals for the launch vehicle (LV) «Energia» second stage for which aerodynamic forces and moments can be ignored. The task control signal formation arose for the first time when elaborating a dynamically complicated the stabilization system of the essentially asymmetric LV «Energia». A linear transformation which splits the system of three interconnected moment equations into three separate equations was found. It is proved in the paper that a combined control is necessary for a LV of «Energia» type. This control includes open-loop control for systematic disturbances, which are 97 % of the total disturbances, and closed-loop control for random disturbances.