

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СОКРАЩЕННЫМ ВРЕМЕНЕМ АКТИВНОГО УЧАСТКА ТРАЕКТОРИИ

О.В. Иванченко

(представил д.т.н., проф. И.М. Приходько )

Рассмотрена математическая модель полета летательного аппарата (ЛА) коническо - цилиндрической формы с сокращенным временем активного участка траектории (АУТ). Предложены аэродинамические коэффициенты, позволяющие описывать полет с гиперзвуковыми скоростями. Предложен порядок определения массовых геометрических и тяговых характеристик.

Введя в известную модель движения [1] некоторое ограничение по времени АУТ, позволяющее затруднить или исключить обнаружение, идентификацию и уничтожение ЛА, выполняющего полет по баллистической траектории, учитывая полет с гиперзвуковыми скоростями, можно реализовать способ преодоления противоракетной обороны (ПРО) противника путем сокращения времени АУТ.

Математическая модель полета ЛА коническо - цилиндрической формы с сокращенным временем АУТ описывается системой уравнений:

$$t_{\text{АУТ}} < t_{\text{ПРО}} ;$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = \frac{P_p \cos \alpha}{M_{\text{к-ц}}(t)} - g \sin \Theta - C_{x_{\text{к-ц}}} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{к-ц}} \cdot \frac{1}{M_{\text{к-ц}}(t)} ; \\ \frac{d\Theta}{dt} = \frac{P_p}{M_{\text{к-ц}}(t)} \sin \alpha - g \cos \Theta - \frac{C_{y_{\text{к-ц}}}}{M_{\text{к-ц}}(t)} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{к-ц}} ; \\ \frac{dh}{dt} = V_{\text{к-ц}} \sin \Theta ; \\ \frac{dL}{dt} = V_{\text{к-ц}} \cos \Theta , \end{array} \right.$$

в которой:

$$P_p = \frac{M_T}{t_{\text{аут}}} \cdot I_{\text{уд}} ;$$

$$\Theta(t) = \Theta_0 + \Delta\Theta \exp\left\{-m\left(\frac{t}{\sum t_{\text{агр}}}\right)^n\right\};$$

$$\mathbf{M}(t) = f(\mathbf{M}_{\text{пн}}, \mathbf{M}_{\text{Т2}}, \mathbf{M}_{\text{К2}}, \dots); \quad \mathbf{M}_{\text{пн}} = \frac{\pi}{3} \rho_{\text{пн}} \cdot L^3 K_3^2 \text{tg}^2 \varphi;$$

$$\mathbf{M}_{\text{Т2}} = \rho_{\text{Т2}} \cdot \frac{1}{3} \pi L^3 \text{tg}^2 \varphi \left[ (K_2 + K_3)^3 - K_3^3 - K_2^3 \right];$$

$$\mathbf{M}_{\text{К2}} = 2\pi \rho_{\text{К2}} L^3 \text{tg} \varphi \left( K_3 + \frac{1}{2} K_2 \right)^2 K_2 \frac{P_2}{[\sigma]};$$

$$K_2 + K_3 = 1; \quad K_3 = \frac{1}{L} 3 \sqrt{\frac{3M_3}{\pi \rho_{\text{пн}} \text{tg}^2 \varphi}}; \quad K_2 = 1 - K_3; \quad S_{\text{к}} = \pi (l_0 \text{tg} \varphi)^2;$$

$$C_{\text{хк-ц}} = C_{\text{х1}} + C_{\text{N}} \alpha + F_{\text{T}}; \quad C_{\text{ук}} = C_{\text{N}} - C_{\text{х1}} \alpha;$$

$$C_{\text{ук-ц}} = C_{\text{р}}^0 + B \alpha \varphi (a_{10} + a_{20} M^{-2} + a_{30} M^{-2} T^{-1} + a_{40} \frac{\alpha}{\varphi} + a_{50} M^{-2} \frac{\alpha}{\varphi} + a_{60} M^{-2} T^{-1} \frac{\alpha}{\varphi});$$

$$C_{\text{N}} = \frac{B}{2} \alpha (a_{11} + a_{21} M^{-2} + a_{31} M^{-2} T^{-1} + a_{41} \frac{\alpha}{\varphi} + a_{51} M^{-2} \frac{\alpha}{\varphi} + a_{61} M^{-2} T^{-1} \frac{\alpha}{\varphi});$$

$$\alpha = \mathbf{M}(t) \frac{-V \frac{d\Theta}{dt} + g \cos \Theta}{\mathbf{P} - (\tilde{C}_{\text{N}} - C_{\text{хк-ц}}) \frac{\rho V^2}{2}} S_{\text{к-ц}}; \quad T = \sin B \theta \text{tg} \theta,$$

где  $\mathbf{P}$  – тяга двигателя;

$\mathbf{M}(t)$  – текущая масса летательного аппарата;

$\Theta$  – угол бросания;

$C_{\text{хк-ц}}$  – коэффициент силы лобового сопротивления;

$C_{\text{ук-ц}}$  – коэффициент подъемной силы;

$\rho$ ,  $\rho_{\text{пн}}$ ,  $\rho_{\text{Т}}$ ,  $\rho_{\text{к}}$  – плотность воздуха, полезной нагрузки, топлива, материала конструкции соответственно;

$S_{\text{к-ц}}$  – площадь миделевого сечения;

$\alpha$  – угол атаки;

$M_T$  – масса топлива;

$I_{уд}$  – удельный импульс тяги;

$m, n$  – коэффициенты выбираемые по статистике;

$k_i$  – коэффициент, учитывающий длину отсека;

$\varphi$  – угол полураствора конуса;

$C_N$  – коэффициент нормальной силы;

$C_p^0$  – коэффициент давления;

$B$  – параметр аппроксимирующей функции;

$A_{ij}$  – коэффициент, выбираемый по статистике [2].

Математическая модель полета ЛА с сокращенным временем активного участка траектории может использоваться для летательных аппаратов различных конструктивно - компоновочных схем. Новизна математической модели состоит:

- в учете аэродинамических коэффициентов для полета с гиперзвуковыми скоростями [2,3];

- в применении компоновочных схем ЛА, позволяющих выполнять полет с сокращенным временем АУТ.

На основе решения математической модели полета летательного аппарата с сокращенным временем активного участка траектории можно дать рекомендации для разработки новых образцов техники, что является практической ценностью предложенной математической модели.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Дмитриевский А.А. Движение ракет. – М.: Воениздат, 1969. – 464 с.
2. Джонс Д.Ж. Формула для распределения давления на круговом конусе, обтекаемом под углом атаки // Ракетная техника и космонавтика. – 1972. – №2. – С. 168 - 170.
3. Шварц Л.В. Эмпирическое выражение коэффициента сопротивления конуса при сверхзвуковых скоростях // Ракетная техника и космонавтика. – 1969. – №3. – С. 219 - 220.

*Поступила в редколлегию 15.03.2001*

---