

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:

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

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

$$\mathbf{M}(t) = f(\mathbf{M}_{\text{пн}}, \mathbf{M}_{\text{T}_2}, \mathbf{M}_{\text{K}_2},); \quad \mathbf{M}_{\text{пн}} = \frac{\pi}{3} \rho_{\text{пн}} \cdot L^3 \mathbf{K}_3^2 \text{tg}^2 \varphi;$$

$$\mathbf{M}_{\text{T}_2} = \rho_{\text{T}_2} \cdot \frac{1}{3} \pi L^3 \text{tg}^2 \varphi \left[(\mathbf{K}_2 + \mathbf{K}_3)^3 - \mathbf{K}_3^3 - \mathbf{K}_2^3 \right];$$

$$\mathbf{M}_{\text{K}_2} = 2\pi \rho_{\text{K}_2} L^3 \text{tg} \varphi \left(\mathbf{K}_3 + \frac{1}{2} \mathbf{K}_2 \right)^2 \mathbf{K}_2 \frac{\mathbf{P}_2}{[\sigma]};$$

$$\mathbf{K}_2 + \mathbf{K}_3 = 1; \quad \mathbf{K}_3 = \frac{1}{L} 3 \sqrt{\frac{3\mathbf{M}_3}{\pi \rho_{\text{пн}} \text{tg}^2 \varphi}}; \quad \mathbf{K}_2 = 1 - \mathbf{K}_3; \quad \mathbf{S}_{\text{K}} = \pi (l_0 \text{tg} \varphi)^2;$$

$$\mathbf{C}_{\text{X}_{\text{K-ц}}} = \mathbf{C}_{\text{X}_1} + \mathbf{C}_{\text{N}} \alpha + \mathbf{F}_{\text{T}}; \quad \mathbf{C}_{\text{Y}_{\text{K}}} = \mathbf{C}_{\text{N}} - \mathbf{C}_{\text{X}_1} \alpha;$$

$$\mathbf{C}_{\text{Y}_{\text{K-ц}}} = \mathbf{C}_{\text{P}}^0 + \mathbf{B} \alpha \varphi (a_{10} + a_{20} \mathbf{M}^{-2} + a_{30} \mathbf{M}^{-2} \mathbf{T}^{-1} + a_{40} \frac{\alpha}{\varphi} + a_{50} \mathbf{M}^{-2} \frac{\alpha}{\varphi} + a_{60} \mathbf{M}^{-2} \mathbf{T}^{-1} \frac{\alpha}{\varphi});$$

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

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

где \mathbf{P} – тяга двигателя;

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

Θ – угол бросания;

$\mathbf{C}_{\text{X}_{\text{K-ц}}}$ – коэффициент силы лобового сопротивления;

$\mathbf{C}_{\text{Y}_{\text{K-ц}}}$ – коэффициент подъемной силы;

ρ , $\rho_{\text{пн}}$, ρ_{T} , ρ_{K} – плотность воздуха, полезной нагрузки, топлива, материала конструкции соответственно;

$\mathbf{S}_{\text{K-ц}}$ – площадь миделевого сечения;

α – угол атаки;

M_T – масса топлива;

$I_{уд}$ – удельный импульс тяги;

m, n – коэффициенты выбираемые по статистике;

k_i – коэффициент, учитывающий длину отсека;

φ – 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
