

Зависимость предельных погрешностей прогноза ПДЦМ КА на интервале 0,5 витка по радиусу и вдоль орбиты от количества обрабатываемых векторов ПДЦМ

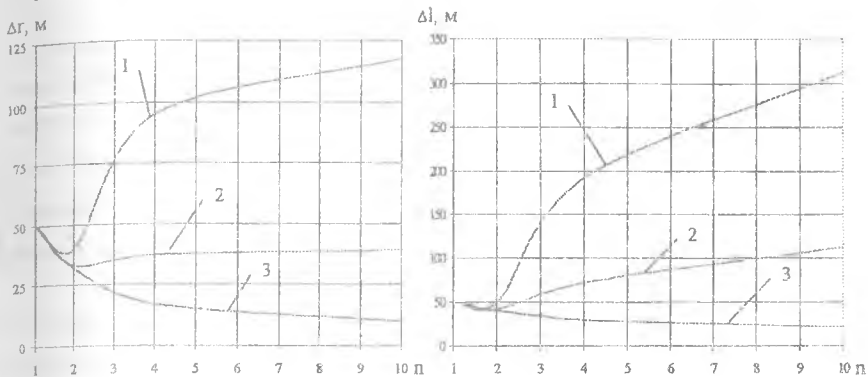


Рис. 2

- 1 — модель движения ЦМ учитывает 4 члена разложения ГПЗ;
- 2 — модель движения ЦМ учитывает 8 членов разложения ГПЗ;
- 3 — модель движения ЦМ учитывает 16 членов разложения ГПЗ.

УДК 629.78.015

Дорошин А.В.

ДВИЖЕНИЕ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С ВРАЩАЮЩИМСЯ СТАБИЛИЗИРУЮЩИМ БЛОКОМ

Одной из важных задач при осуществлении неуправляемого движения в атмосфере спускаемого аппарата (СА) является уменьшение зоны рассеивания точек его посадки. Посадка СА в выбранном районе земной поверхности с требуемой величиной зоны рассеивания зависит от величин углов входа СА в плотные слои атмосферы [1]. Для обеспечения требуемых углов входа необходимо определенным образом ориентировать СА и выдать тормозной импульс, обеспечивающий сход с околоземной орбиты. Для стабилизации направления продольной оси СА можно применить способ частичной закрутки, при которой во вращательное

движение приводится некоторая часть его конструкции [2]. В этом случае аппарат представляется механическую систему двух твердых тел, имеющих общую ось вращения, совпадающую с осями динамической симметрии тел. Подобные конструктивные схемы космических аппаратов рассматривались и ранее, например, в работах [3, 4].

Для моделирования движения СА со стабилизирующим блоком, в том числе при наличии малой динамической асимметрии, можно применить систему соосных тел [5]. Положение системы в пространстве будем характеризовать эйлеровыми углами: ψ - угол прецессии, θ - угол нутации, φ' , φ - углы собственных вращений тел. Введем угол и скорость относительного закручивания: $\delta = \varphi' - \varphi$, $\sigma = \delta$. Главные моменты инерции тел, вычисленные в своих связанных системах координат, начала которых совпадают с центром масс системы обозначим как A_1, C_1 и A_2, C_2 .

Пусть моменты от внешних сил отсутствуют, а между стабилизирующим блоком и СА действует постоянный момент относительного закручивания M_δ . В этом случае для углов Эйлера можно получить следующие зависимости параметров движения от времени t :

$$\begin{aligned} \theta &= \theta_0, & \varphi &= \frac{-M_\delta \cdot t^2}{2C_2} + \left(r_0 - \frac{K}{A_1 + A_2} \cdot \cos \theta_0 \right) \cdot t + \varphi_0, \\ \psi &= \frac{K}{A_1 + A_2} \cdot t + \psi_0, & \delta &= \frac{M_\delta (C_1 + C_2)}{2C_1 C_2} \cdot t^2 + \sigma_0 \cdot t + \delta_0, \end{aligned} \quad (1)$$

где K - величина вектора кинетического момента системы, от направления которого отсчитывается угол нутации, r - величина продольной составляющей угловой скорости СА; индекс "0" указывает на начальные величины параметров, соответствующие моменту отделения СА от орбитального комплекса.

Рассмотрим движение аппарата с асимметрией, обусловленной малым смещением оси динамической симметрии СА от общей оси вращения. Массу стабилизирующего блока обозначим как m_1 , массу СА - m_2 , а расстояние между центрами масс СА и стабилизирующего блока в направлении продольной оси аппарата как l .

После линеаризации уравнений движения соосных тел с малой асимметрией при отсутствии внутреннего взаимодействия СА и стабилизирующего блока можно получить следующие зависимости углов Эйлера от времени:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \theta(t) \\ \varphi(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \theta_0 \\ \tilde{\varphi}(t) \end{bmatrix} + \varepsilon \cdot \begin{bmatrix} \Theta(t) \\ \Phi(t) \end{bmatrix}, \\ \varphi(t) &= \frac{K}{A_1 + A_2} t + \varepsilon \frac{\psi_0}{\sin \theta_0} \int_0^t \left(-\frac{K \cos \theta_0}{(A_1 + A_2)} \Theta(t) + P(t) \sin \tilde{\varphi} + Q(t) \cos \tilde{\varphi} \right) dt, \end{aligned} \quad (2)$$

где

$$\varepsilon = \frac{m_1 m_2 dl}{(m_1 + m_2)(A_1 + A_2)}, \quad \begin{bmatrix} \Theta(t) \\ \Phi(t) \end{bmatrix} = M(t) \int_0^t M^{-1}(s) \begin{bmatrix} f^\Theta(s) \\ f^\Phi(s) \end{bmatrix} ds,$$

$$M(t) = \begin{bmatrix} -\sin \theta_0 \cdot \sin \left| \frac{K}{A_1 + A_2} t \right| & \sin \theta_0 \cdot \cos \left| \frac{K}{A_1 + A_2} t \right| \\ \cos \left| \frac{K}{A_1 + A_2} t \right| & \sin \left| \frac{K}{A_1 + A_2} t \right| \end{bmatrix},$$

$$g(t) = -\frac{r_0^2}{\omega} [\sin(\omega \cdot t + \varphi_0) - \sin \varphi_0],$$

$$P(t) = g(t) \cos \bar{F} - \bar{G} [\beta \cos(\omega \cdot t + \varphi_0) - \cos \varphi_0] + \gamma \sin \bar{F},$$

$$Q(t) = g(t) \sin \bar{F} + \bar{G} [\beta \cos(\omega \cdot t + \varphi_0) - \cos \varphi_0] + \gamma \cos \bar{F},$$

$$f^\Theta(t) = P \cos \tilde{\varphi} - Q \sin \tilde{\varphi}, \quad f^\Phi(t) = -c \operatorname{tg} \theta_0 [P \sin \tilde{\varphi} + Q \cos \tilde{\varphi}]$$

$$\bar{G} = K \sin \theta_0 / (A_1 + A_2), \quad \bar{F} = \omega \cdot t + \varphi_0, \quad \omega = r_0 - K \cos \theta_0 / (A_1 + A_2),$$

$$\tilde{\varphi}(t) = \left(r_0 - \frac{K}{A_1 + A_2} \cos \theta_0 \right) \cdot t + \varphi_0, \quad a = \frac{C_1 - A_1 + C_2 - A_2}{A_1 + A_2}, \quad b = \frac{C_1}{A_1 + A_2},$$

$$\alpha = \frac{A_1 + A_2}{C_2 \omega} \bar{G} [r_0 - \omega], \quad \beta = -\frac{1}{\omega} \left\{ \frac{A_1 + A_2}{C_2 \omega} \bar{G} [r_0 - \omega] (b - a) - \frac{\bar{G}^2 - r_0^2}{\bar{G}} \right\}, \quad \gamma = \alpha \sin \varphi_0 (a - b).$$

Зависимости (2) позволяют проводить оценку эффективности стабилизации продольной оси СА за счет частичной закрутки. Они показывают, что при наличии асимметрии угол нутации перестает быть постоянной величиной, что приводит к отклонению вектора тормозного импульса от заданного направления и, следовательно, к увеличению разброса точек посадки аппарата.

В заключение приведем сравнительные результаты расчетов угла нутации $\theta(t)$ (рис. 1) по вышеприведенным аналитическим зависимостям и при численном интегрировании исходных уравнений, полученные для следующих начальных условий движения, соответствующих

моменту отделения СА от орбитального комплекса, и инерционно-массовых параметров системы:

$$\begin{array}{llll}
 m_1=15 \text{ кг}, & m_2=30 \text{ кг}, & l=0,4 \text{ м}, & d=0,01 \text{ м}, \\
 A_1=2 \text{ кг м}^2, & A_2=1,5 \text{ кг м}^2, & C_1=1,2 \text{ кг м}^2, & C_2=1,3 \text{ кг м}^2, \\
 p_0=0,3 \text{ рад/с}, & q_0=0,2 \text{ рад/с}, & r_0=1,1 \text{ рад/с}, & \sigma_0=5 \text{ рад/с}.
 \end{array}$$

При указанных численных значениях малый параметр имеет величину $\varepsilon=0,01$.

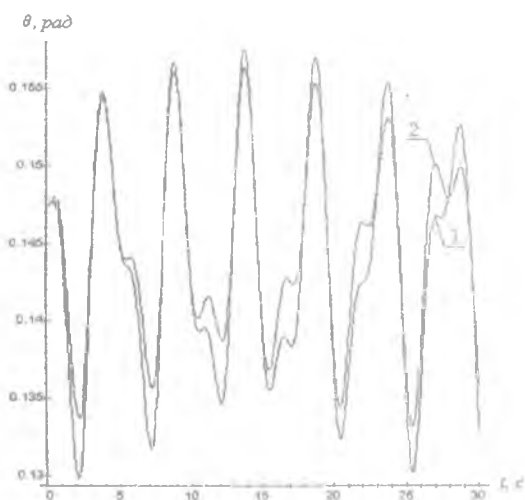


Рис. 1. Зависимость угла нутации от времени

1-численное интегрирование, 2-расчет по аналитическим зависимостям.

Таким образом, полученные аналитические зависимости параметров свободного движения СА со стабилизирующим блоком, в том числе при наличии малой динамической асимметрии, позволяют проводить оценку эффективности стабилизации продольной оси аппарата за счет частичной закрутки и могут быть использованы для выбора начальных условий движения и инерционно-массовых параметров СА.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Ярошевский В.А.* Движение неуправляемого тела в атмосфере. М.: Машиностроение, 1978.
2. *Дорошин А.В.* Моделирование движения спускаемого аппарата с частичной закруткой как системы соосных тел с упругой осью // Сб. трудов IX Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов, Самара, 1999, Ч. I, с. 64-67.
3. *Механика. Новое в зарубежной науке. Задачи стабилизации составных спутников.* Под редакцией Белецкого В.В. М.: Мир, 1975.
4. *Нейштадт А.И., Пивоваров М.Л.* Переход через сепаратрису в динамике спутника с двойным вращением // Прикладная математика и механика, 2000, Т. 64, Вып. 5.
5. *Асланов В.С., Дорошин А.В.* Свободное движение системы соосных тел с малой динамической асимметрией // VIII Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике. Аннотации докладов. Пермь, 2001, с. 55.

УДК 629.78

Заболотнов Ю.М., Репухов С.А.

АНАЛИЗ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ И БОКОВЫХ БЛОКОВ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

В работе анализируются особенности пассивного движения ступеней и боковых блоков после их отделения от ракеты-носителя (РН). При исследовании рассматривается полная математическая модель движения твердого тела, включающая в себя уравнения движения центра масс и вокруг центра масс отделяемой части (ОЧ) РН.

Численные методы расчета применяются совместно с приближенными методами, позволяющими найти условия возникновения резонансов в движении ОЧ. Появление резонансов, обусловленных малой динамической и аэродинамической несимметрией ОЧ, приводит к