

# Приведение наноспутника с отклоняемым модулем в заданную пространственную ориентацию

А.В. Дорошин<sup>1</sup>, А.В. Ерёмченко<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

**Аннотация.** Рассматривается динамика пространственного движения наноспутника с наклоняемым по отношению к основному корпусу подвижным модулем. Разрабатываются законы управления углом относительного отклонения модуля для реализации заданной динамики с подавлением прецессионно-нутационного движения, а также приведения наноспутника к заданной пространственной ориентации.

## 1. Введение

Изучение динамики пространственного движения космических аппаратов является одной из основных проблем динамики космического полёта [1]. Актуальность разработки новых простейших схем и законов управления угловым движением возрастает благодаря широкому распространению конструктивных схем наноспутников (НС), использующих для управления своим движением собственные подвижные элементы [1-4].

В работе рассматривается динамика пространственного движения составного НС с наклоняемым подвижным модулем и жестко установленным на главном модуле (теленосителе) простейшим реактивным двигателем. Подвижный модуль может крепиться к телу-носителю различными способами, включая также гибкие стержней изменяемой длины, и может представлять собой любое функционально оборудование, например, оптический элемент, антенну и др. За счёт наклона подвижного модуля по отношению к главному телу-корпусу осуществляется геометрическое смещение центра масс всей механической системы и создается плечо для постоянной силы реактивной тяги. Таким образом, подвижный модуль, кроме своего основного функционального назначения, может выполнять функцию рабочего элемента системы управления ориентации и стабилизации НС.

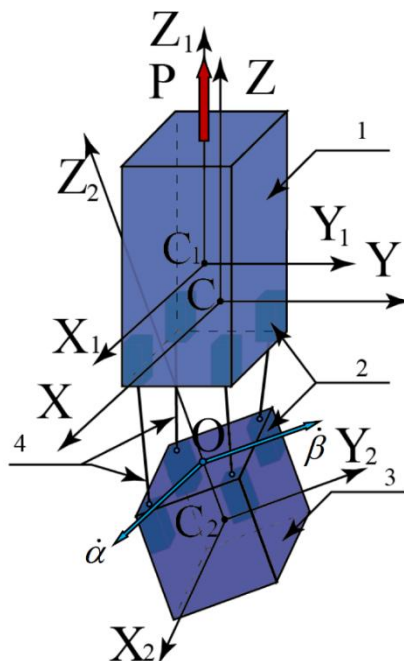
На основе принципа обратной связи в работе разрабатываются законы управления подвижным модулем для обеспечения подавления прецессионно-нутационного движения НС, а также его переориентации инерционном пространстве. Так же рассматриваются гибридные законы управления, при которых происходит импульсное включение тяги двигателя, в зависимости от положения подвижного модуля.

## 2. Математическая модель

Математическая модель составного НС переменной конфигурации строится на основе теоремы об изменении кинетического момента в подвижной системе координат  $SXYZ$  :

$$\frac{d\tilde{\mathbf{K}}}{dt} + \boldsymbol{\omega}_1 \times \mathbf{K} = \mathbf{M} \quad (1)$$

где  $\mathbf{k}$  – кинетический момент НС,  $\boldsymbol{\omega}_1 = [p, q, r]^T$  угловая скорость тела-носителя в проекциях на оси подвижной системы координат  $C_1X_1Y_1Z_1$ ,  $\mathbf{M}$  – крутящий момент реактивных сил создаваемых двигателем малой тяги.



**Рисунок 1.** Наноспутник изменяемой конфигурации: 1 – тело-носитель, 2 – элементы системы выдвижения стрелней, 3 – подвижный модуль, 4 – гибкие стержни.  $C_1X_1Y_1Z_1$  – система координат, расположенная в центре масс составного НС, оси которой параллельны главным центральным осям инерции тела-носителя;  $C_2X_2Y_2Z_2$  – система координат, расположенная в центре масс подвижного модуля, оси которой совпадают с главным центральным осям инерции подвижного модуля.

Кинетический момент НС состоит из суммы кинетических моментов частей НС:

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_1 + (\boldsymbol{\sigma}_1 \mathbf{K}_2) \quad (2)$$

где  $\mathbf{K}_1$  – кинетический момент тела-носителя, определённый в системе координат  $C_1X_1Y_1Z_1$ ,  $\mathbf{K}_2$  – кинетический момент подвижного модуля, определённый в системе координат  $C_2X_2Y_2Z_2$ ,  $\boldsymbol{\sigma}_1$  – матрица перехода из системы координат  $C_2X_2Y_2Z_2$  в систему координат  $C_1X_1Y_1Z_1$ :

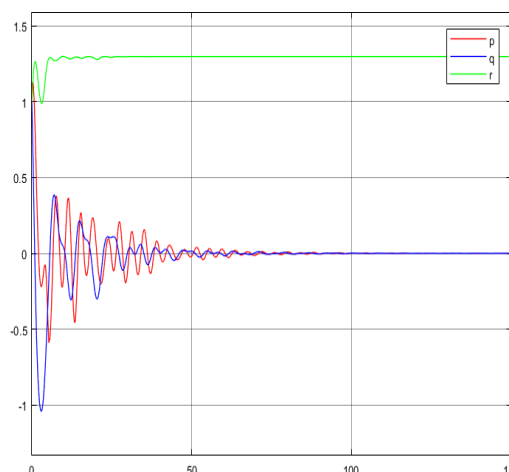
$$\boldsymbol{\sigma}_1 = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta \sin \alpha & \sin \beta \cos \alpha \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ -\sin \beta & \cos \beta \sin \alpha & \cos \beta \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (3)$$

### 3. Моделирование управляемой динамики

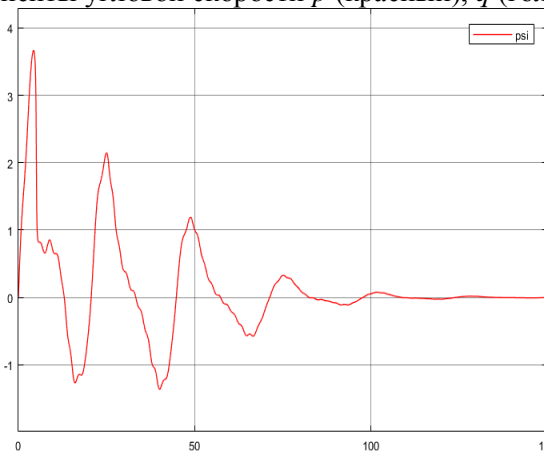
Для пространственной ориентации составного наноспутника был выбран следующий закон управления углом подвижного модуля:

$$\alpha = -k_\psi (\dot{\psi} + [\psi - \psi_r]) \sin \theta \sin \varphi - k_\theta (\dot{\theta} + [\theta - \theta_r]) \cos \varphi \quad (4)$$

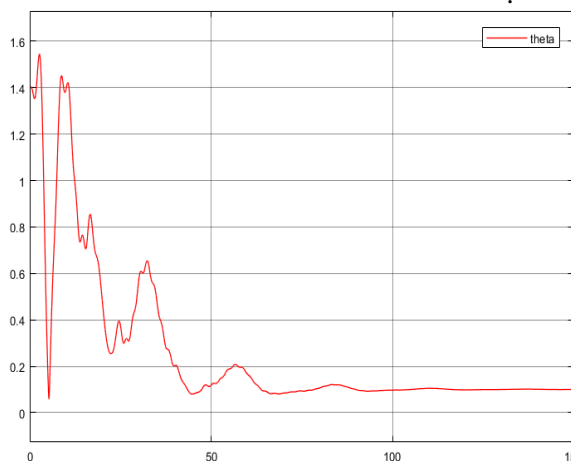
где коэффициенты  $k_\psi$ ,  $k_\theta$  [s] – коэффициенты обратной связи по углу прецессии  $\psi$  и углу нутации  $\theta$  соответственно,  $\psi_r$  и  $\theta_r$  – требуемые значения углов прецессии  $\psi$  и нутации  $\theta$ ,  $\varphi$  – угол собственного вращения.



**Рисунок 2.** Компоненты угловой скорости  $p$  (красный),  $q$  (голубой),  $r$  (зелёный).



**Рисунок 3.** Угол прецессии НС  $\psi$ .



**Рисунок 4.** Угол нутации НС  $\theta$ .

Начальные условия для моделирования:  $\psi(0) = 0$  [рад];  $\psi_r = 0$  [рад];  $\theta(0) = 1.4$  [рад];  $\theta_r = 0.1$  [рад];  $\varphi(0) = 0.785$  [рад];  $p = q = r = 1$  [рад/с];  $k_\theta = -0.2$ ;  $k_\psi = -0.2$ . Параметры моделирования: масса тела-носителя и подвижного модуля соответственно 3[кг] и 2[кг], моменты инерции тела-носителя:  $A_b = 0.013$  [кг\*м<sup>2</sup>],  $B_b = 0.009$  [кг\*м<sup>2</sup>],  $C_b = 0.006$  [кг\*м<sup>2</sup>], моменты инерции подвижного модуля:  $A_u = B_u = 0.0025$  [кг\*м<sup>2</sup>],  $C_u = 0.0035$  [кг\*м<sup>2</sup>], сила тяги двигателя  $P = 2$  [Н]. Результаты моделирования представлены на рисунках 2-6.

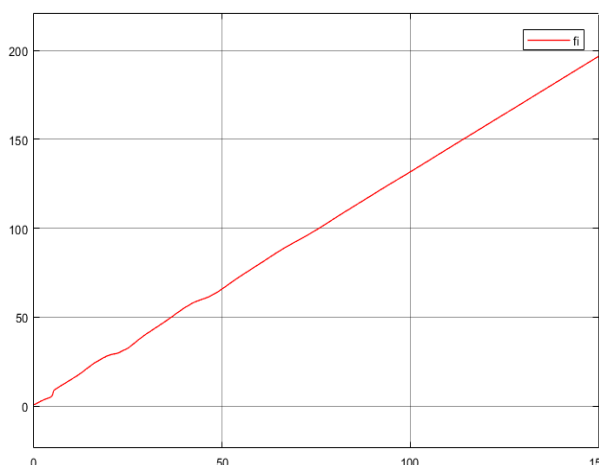


Рисунок 5. Угол собственного вращения  $\varphi$ .

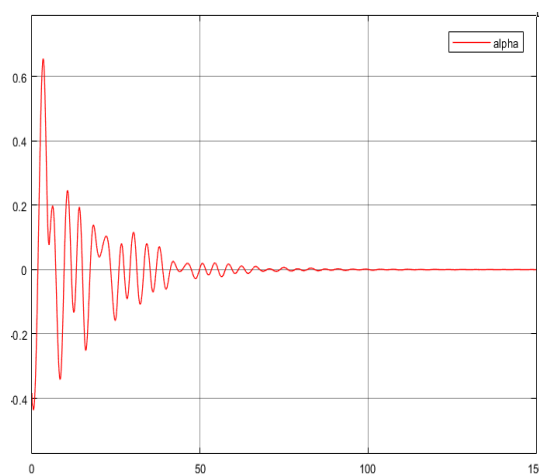


Рисунок 6. Угол подвижного модуля  $\alpha$ .

Как видно из рисунков 2-6 закон управления (4) успешно решает задачу полной переориентации НС в заданное положение ориентации с использованием углового смещения одного подвижного узла и постоянной тяги реактивного двигателя основного корпуса НС.

#### 4. Благодарности

Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (№19-08-00571). Также работа частично поддержана Минобрнауки России в рамках государственного задания Самарского университета на выполнение фундаментальных научных исследований.

#### 5. Литература

- [1] Doroshin, A.V Nutational oscillations suppression in attitude dynamics of spacecraft by relative motion of its movable module / A.V. Doroshin, A.V. Eremenko // Journal of Physics: Conference Series. – 2019. – Vol. 1368.
- [2] Aslanov, V.S. Attitude dynamics of nanosatellite with a module on retractable beams / V.S. Aslanov, A.V. Doroshin, A.V. Eremenko // J. Phys.: Conf. Ser. – 2019. – Vol. 1260.
- [3] Doroshin, A.V. Shilnikov's Homoclinic Loops in Attitude Dynamics of CubeSAT-3U Nanosatellites with One Movable Unit / A.V. Doroshin, A.V. Eremenko // Lecture Notes in Engineering and Computer Science. – 2019. – Vol. 2239. – P. 73-76.
- [4] Алексеев, А.В. Динамика составного космического аппарата с подвижным устройством в трёхосном кардановом подвесе / А.В. Алексеев, А.В. Дорошин, А.В. Ерёмченко, М.М. Крикунов, М.О. Недовесов // Труды МАИ. – 2018. – № 98.

## Bringing a nanosatellite with a deflectable module to a given spatial orientation

A.V. Doroshin<sup>1</sup>, A.V. Eryomenko<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

**Abstract.** The dynamics of the spatial motion of a nanosatellite with a movable module tilted with respect to the main body is considered. Laws are being developed to control the angle of relative deviation of the module to implement a given dynamics with suppression of the precession-nutational motion, as well as bringing the nanosatellite to a given spatial orientation.