Моделирование пространственного движения наноспутника с подвижным модулем и гравитационным демпфером на круговых орбитах

А.В. Дорошин
Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева
Самара, Россия
doran@inbox.ru

А.В. Ерёменко
Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева
Самара, Россия
yeryomenko.a@bk.ru

***Аннотация*—В работе рассматривается динамика составного наноспутника. Нанспутник состоит из двух модулей - тела-носителя и подвижного модуля. Тело-носитель содержит в себе гравитационный демпфер, в подвижном модуле установлен двигатель-маховик, скорость вращения которого постоянна. Тело-носитель и подвижный модуль соединены посредством системы гибких стержней.**

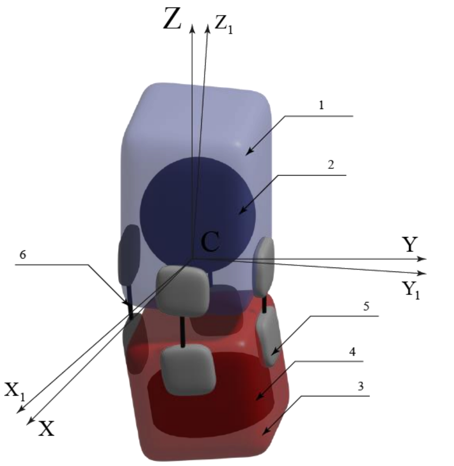
Ключевые слова— наноспутник, система гибких стержней, подвижный модуль, двигатель-маховик, гравитационный демпфер.

1. Введение

Современные технологии дистанционного зондирования Земли на текущем этапе развития всё больше предполагают использование наноспутниковых платформ [5] и построение соответствующих группировок [6, 7]. В этой связи становится актуальной разработка простых систем стабилизации углового движения, пригодных для использования в составе платформ наноспутников. В работе рассматривается пассивная система стабилизации вращательного движения наноспутника, основанная на действии центрального гравитационного поля. В теле-носителе установлен гравитационный демпфер [1], представляющий собой твердое тело с трехосным тензором инерции, расположенное внутри сферы, которая в свою очередь так же расположена внутри сферической полости в несущем теле. Сферическая прослойка заполнена вязкой жидкостью. В следствии действия центрального поля гравитации тела будут совершать разное угловое движение и иметь вращение относительно друг друга. Это относительное вращение в вязкой жидкости создаст момент вязкого трения, ща счет которого будет происходить диссипация энергии и постепенный выход наноспутника в положение гравитационного равновесия в орбитальной системе координат. Наличие в системе подвижного модуля с вращающимся ротором позволит также создавать управляющие моменты. Исследование совместного действия центрального поля гравитации и гироскопических моментов сил представляет собой цель настоящей работы.

2. Механическая модель

Рассмотрим системы координат, расположенные в центрах масс частей составного наноспутника: CXYZ – орбитальная система координат, расположенная в центре масс наноспутника; $Cx_1y_1z_1$ – система координат, расположенная в центре масс всего составного наноспутника, оси параллельны главным центральным осям инерции тела-носителя; $C_1x_1y_1z_1$ – главная центральная система координат тела-носителя; $C_2x_2y_2z_2$ – главная центральная система координат гравитационного демпфера; $C_3x_3y_3z_3$ – главная центральная система координат подвижного модуля; $C_4x_4y_4z_4$ – главная центральная система координат ротора;
Механическая модель наноспутника представлена на рисунке 1.



1 – тело-носитель, 2 – гравитационный демпфер, 3 – подвижный модуль, 4 – ротор, 5 – система управления гибкими стержнями, 6 – гибкие стержни.

Рис. 1. Составной наноспутник

3. Математическая модель

Для получения динамических уравнений, описывающих движение наноспутника необходимо вычислить его полный кинетический момент. В следствии малых значений угла отклонения подвижного модуля относительно тела носителя будем считать, что гравитационный демпфер всегда находится в центре масс наноспутника. Вычислим кинетические моменты частей составного наноспутника:

$$\mathbf{K}_i = \mathbf{I}_i \boldsymbol{\omega}_i \qquad (1)$$

где i – номер части составного наноспутника (1 – тело-носитель, 2 – гравитационный демпфер, 3 – подвижный модуль, 4 – ротор), $\mathbf{I}_i$ – тензор инерции тела №i, $\boldsymbol{\omega}_i$ – угловая скорость тела №i.
Моменты сил вязкого трения, возникающие при движении тела-демпфера имеют вид:

$$\begin{aligned}\mathbf{M}_b &= -\nu\left(\boldsymbol{\omega}_1 - \boldsymbol{\Theta}_1\boldsymbol{\Theta}_2^{-1}\boldsymbol{\omega}_2\right)\\ \mathbf{M}_d &= -\nu\left(\boldsymbol{\omega}_2 - \boldsymbol{\Theta}_2\boldsymbol{\Theta}_1^{-1}\boldsymbol{\omega}_1\right)\end{aligned} \qquad (2)$$

где $\mathbf{M}_b$ – момент сил, действующий на тело-носитель со стороны гравитационного демпфера, $\mathbf{M}_d$ – момент сил, действующий на гравитационный демпфер со стороны тела-носителя, ν – коэффициент трения вязкой жидкости, $\boldsymbol{\Theta}_1$ – матрица перехода из орбитальной системы координат в систему координат $C_1x_1y_1z_1$, $\boldsymbol{\Theta}_2$ – матрица перехода из орбитальной системы координат в систему координат $C_2x_2y_2z_2$.

Гравитационные моменты сил, действующие на тело-носитель и демпфер запишутся в следующем виде:

$$\begin{aligned}\mathbf{M}_{gb} &= 3\left(\left(\mathbf{I}_1\boldsymbol{\Theta}_1\boldsymbol{\omega}\right)\times\left(\boldsymbol{\Theta}_1\boldsymbol{\omega}\right)\right)\\ \mathbf{M}_{gd} &= 3\left(\left(\mathbf{I}_2\boldsymbol{\Theta}_2\boldsymbol{\omega}\right)\times\left(\boldsymbol{\Theta}_2\boldsymbol{\omega}\right)\right)\end{aligned} \qquad (3)$$

где $\mathbf{M}_{gb}$ – гравитационный момент, действующий на тело-носитель, $\mathbf{M}_{gd}$ – гравитационный момент действующий на гравитационный демпфер, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости вращения орбитальной системы координат.

Кинетический момент частичной подсистемы в составе тела-носителя, подвижного модуля и ротора имеет вид:

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_1 + \boldsymbol{\delta}_{31}\mathbf{K}_3 + \boldsymbol{\delta}_{41}\mathbf{K}_4 \qquad (4)$$

где $\boldsymbol{\delta}_{31}$ – матрица перехода из системы координат $C_3x_3y_3z_3$ в систему $Cx_1y_1z_1$, $\boldsymbol{\delta}_{41}$ – матрица перехода из системы координат $C_4x_4y_4z_4$ в систему $Cx_1y_1z_1$.

Для записи уравнения относительного движения подвижного модуля запишем кинетическую энергию частичной подсистемы:

$$T = \frac{\mathbf{K}_1\boldsymbol{\omega}_1 + \mathbf{K}_3\boldsymbol{\omega}_3 + \mathbf{K}_4\boldsymbol{\omega}_4}{2} \qquad (5)$$

Полная система динамических уравнений при условии постоянства скорости вращения ротора будет иметь вид:

$$\begin{aligned}&\frac{d\mathbf{K}}{dt} + \boldsymbol{\omega}_1\times\mathbf{K} = \mathbf{M}_b + \mathbf{M}_{gb}\\ &\frac{d\mathbf{K}_2}{dt} + \boldsymbol{\omega}_2\times\mathbf{K}_2 = \mathbf{M}_d + \mathbf{M}_{gd}\\ &\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial\dot{\alpha}}\right) - \frac{\partial T}{\partial\alpha} = \mathbf{M}_\alpha\\ &\dot{\gamma} = const\end{aligned} \qquad (6)$$

где α – угол отклонения подвижного модуля относительно тела-носителя, γ – угол собственного вращения ротора, $\mathbf{M}_\alpha$ – внутренний момент сил, действующий на подвижный модуль со стороны основного тела. Система уравнений (6) позволяет проводить моделирование динамики системы при добавлении кинематических уравнений:

$$\begin{aligned}p_1 &= \dot{\psi}_1\cos\theta_1\cos\varphi_1 + \dot{\theta}_1\sin\varphi_1 + \omega_0\Theta_{1[1,2]}\\ q_1 &= -\dot{\psi}_1\sin\theta_1\sin\varphi_1 + \dot{\theta}_1\cos\varphi_1 + \omega_0\Theta_{1[2,2]}\\ r_1 &= \dot{\psi}_1\sin\theta_1 + \dot{\varphi}_1 + \omega_0\Theta_{1[3,2]}\\ p_2 &= \dot{\psi}_2\cos\theta_2\cos\varphi_2 + \dot{\theta}_2\sin\varphi_2 + \omega_0\Theta_{2[1,2]}\\ q_2 &= -\dot{\psi}_2\sin\theta_2\sin\varphi_2 + \dot{\theta}_2\cos\varphi_2 + \omega_0\Theta_{2[2,2]}\\ r_2 &= \dot{\psi}_2\sin\theta_2 + \dot{\varphi}_2 + \omega_0\Theta_{2[3,2]}\end{aligned} \qquad (7)$$

Пример интегрирования систем уравнений (6) и (7) приведен ниже для компонент p_i тела-носителя и тела-демпфера.

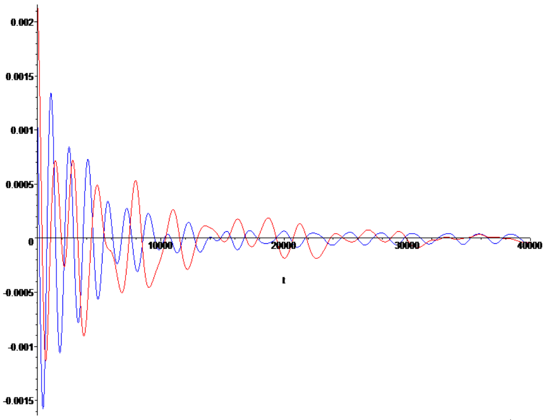


Рис. 2. Компоненты p_i угловых скоростей тела-носителя (синим) и тела-демпфера (красным)

Выводы

Как можно видеть из рисунка 2 амплитуды проекций угловых скоростей тела-носителя и гравитационного демпфера стремятся к нулевому значению, что говорит о работоспособности предложенной системы стабилизации вращательного движения наноспутника.

Благодарности

Работа поддержана Российским Научным Фондом (#19-19-00085).

Литература

[1] Doroshin, A.V. Gravitational Dampers for Unloading Angular Momentum of Nanosatellites / A.V. Doroshin, W. Lacarbonara, B. Balachandran, M.J. Leamy, J. Ma, J.A. Tenreiro Machado, G. Stepan // Advances in Nonlinear Dynamics. NODYCON Conference Proceedings Series. Springer. – 2022. https://doi.org/10.1007/978-3-030-81162-4_23.

[2] Черноусько, Ф. Л. О движении твердого тела, содержащего сферический демпфер/ Ф. Л. Черноусько // Журнал прикладной механики и технической физики, 1965. –Т. 1. – С. 73–79.

[3] Амелькин, Н.И. Об устойчивости стационарных вращений спутника с внутренним демпфированием в центральном гравитационном поле/ Н.И.Амелькин, В.В.Холощак // ПММ. – 2017. – Т. 81, № 2. – С. 123–136.

[4] Прикладная небесная механика и управление движением. Сборник статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е.Охоцимского / Под ред.: Т.М.Энеев, М.Ю.Овчинников, А.Р.Голиков. — М.: ИПМ им.М.В.Келдыша, 2010. — 368 с. ISBN 978-5-98354-007-1.

[5] Soifer, V. First Earth-Imaging CubeSat with Harmonic Diffractive Lens / V. Soifer, N. Ivliev, V. Evdokimova // Remote Sens. – 2022. – Vol. 14. – P. 2230.

[6] Caillibot, E. P. Formation Flying Demonstration Missions Enabled by CanX Nanosatellite Technology/ E. P. Caillibot, C. C. Grant, D. D. Kekez // USU Conference on Small Satellites. – 2005.