

СТАБИЛИЗАЦИЯ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА МОДУЛЕМ НА РЕЛЬСОВОЙ ПЛАТФОРМЕ

А.В. Дорошин, А.В. Еременко

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

yeryomenko.a@bk.ru

В работе рассматривается стабилизация вращательного движения составного наноспутника. Наноспутник состоит из двух модулей – тело-носитель и подвижный модуль. Целью работы является разработка системы стабилизации вращательного движения наноспутника, использующую в качестве рабочего механизма подвижные части наноспутника, способные изменять центр масс механической системы. В качестве рабочего механизма могут быть использованы различные выдвижные антенны, элементы солнечных панелей, манипуляторы и т.д. В рассматриваемом случае подвижный модуль и тело-носитель соединены посредством рельсовой платформы (рисунок 1), которая позволяет совершать подвижному модулю линейные перемещения, по оси Sx , относительно подвижного модуля, тем самым позволяя использовать подвижный модуль в качестве рабочего механизма системы стабилизации.

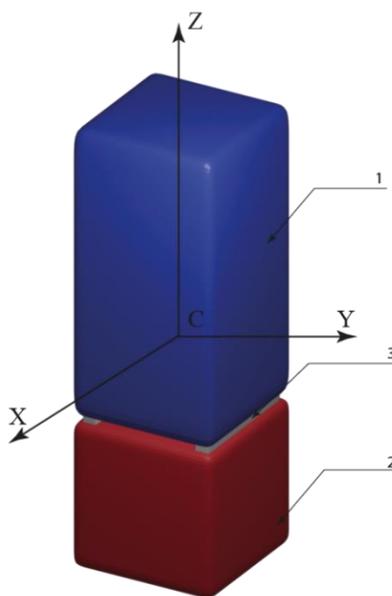


Рисунок 1 – Составной наноспутник

Математическая модель составного наноспутника строится на основе теоремы об изменении кинетического момента:

$$\frac{dK}{dt} + \omega \times K = 0, \quad (1)$$

где K – вектор кинетического момента наноспутника, ω – вектор угловой скорости наноспутника.

Кинетический момент K является суммой кинетических моментов частей наноспутника

$$K = K_1 + K_2, \quad (2)$$

где K_1 – кинетический момент тела-носителя, K_2 – кинетический момент подвижного модуля.

$$K_i = \begin{bmatrix} A_i & 0 & 0 \\ 0 & B_i & I_{i(xz)} \\ 0 & I_{i(xz)} & C_i \end{bmatrix} \omega, \quad (3)$$

где A_i, B_i, C_i – главные моменты инерции частей составного наноспутника, $I_{i(xz)}$ – центробежные моменты инерции частей составного наноспутника.

$$\omega = [p, q, r]^T \quad (4)$$

Подвижный модуль смещается относительно тела-носителя на расстояние Δx по оси Sx перпендикулярно компоненте угловой скорости q . Составим уравнение линейного перемещения подвижного модуля, для стабилизации вращательного движения составного наноспутника.

$$\Delta \ddot{x} = -k_1 \dot{q} - k_2 \Delta x \quad (5)$$

Результаты математического моделирования динамики наноспутника с подвижным модулем, использующие уравнение (3) в качестве закона управления подвижным модулем приведены на рисунках 2-5.

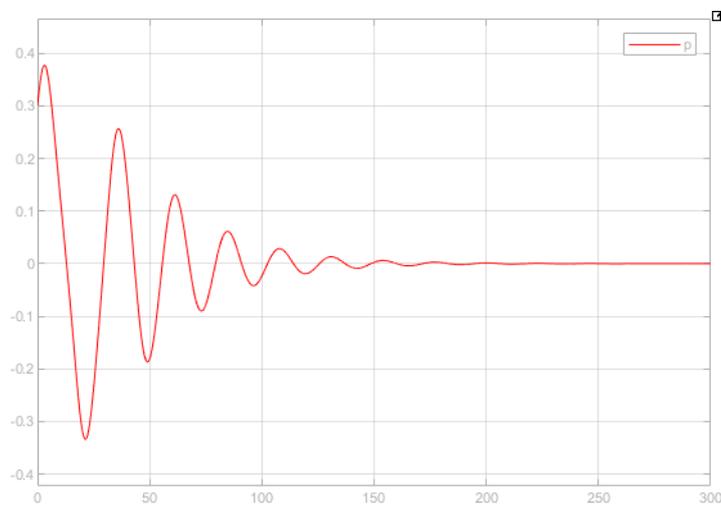


Рисунок 2 – Компонента угловой скорости p

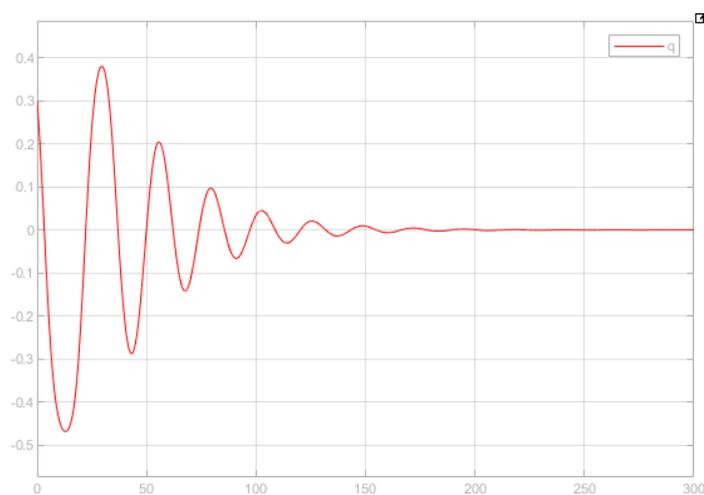


Рисунок 3 – Компонента угловой скорости q

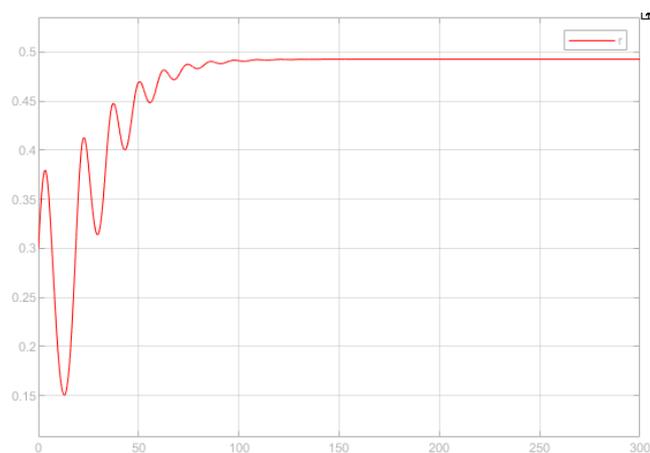


Рисунок 4 – Компонента угловой скорости r

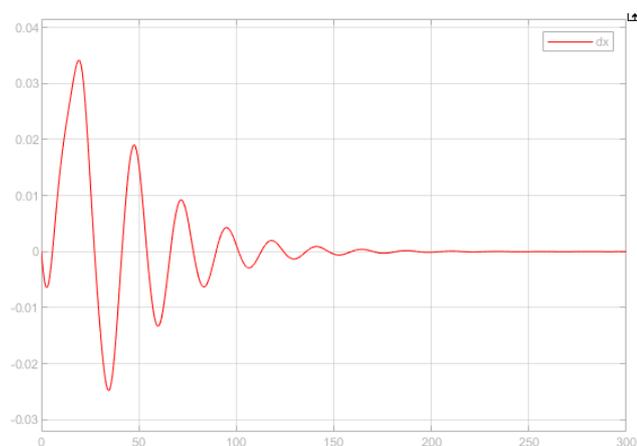


Рисунок 5 – Линейное смещение подвижного модуля Δx

Как видно из графиков 2-5 происходит полная стабилизация вращательного движения наноспутника относительно подвижной оси. При том, что линейное смещение Δx не превышает 3,5 см.

Список литературы:

1. Gravitational Dampers for Unloading Angular Momentum of Nanosatellites Dynamics / A.V. Doroshin, W. Balachandran, B. Leamy [et al.] // In: Lacarbonara, (eds) Advances in Nonlinear NODYCON Conference Proceedings Series. Springer, 2022. DOI 10.1007/978-3-030-81162- 4_23.
2. Doroshin A.V., Eremenko A.V. Attitude control of nanosatellite with single thruster using relative displacements of movable unit // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, pp. 758-767, 2021. DOI 10.1177/0954410020959868.
3. Chernous'ko F.L. Motion of a solid containing a spherical damper / J. Appl. Mech. Tech. Phys. vol. 9, pp. 45–48, 1968.
4. Chernous'ko F.L. Motion of a Solid Body with Cavities Filled with a Viscous Fluid / vol. 43., no.2, pp. 287-293, 1979.
5. Belokonov I.V., Timbai I.A., Nikolaev P.N. Analysis and synthesis of motion of aerodynamically stabilized nanosatellites of the CubeSat design / Gyroscopy and Navigation, vol. 9, pp. 287-300, 2018.