

УДК 531

ДИНАМИКА УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДИССИПАТИВНЫМ ДЕМПФЕРОМ

© Морина З.В., Дорошин А.В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара, Российская Федерация

e-mail: morina.z@yandex.ru

Рассматривается задача управления ориентацией космического аппарата (КА). Задача предполагает гашение больших значений угловой скорости КА. Для гашения углового момента используют разные способы, в том числе применение магнитного и гравитационного демпфера, поэтому исследование влияния демпферов на динамику углового движения КА, является актуальной задачей.

Целями исследования стали моделирование динамики и синтез углового движения космического аппарата.

Рассматривается орбитальное движение наноспутника по круговой орбите. Используются следующие системы координат (СК): 1) $OXYZ$ – орбитальная СК; 2) $Oxyz$ – центральная СК, связанная с основным телом и совпадающая с его главными осями инерции; 3) $Ox_1y_1z_1$ – центральная СК, связанная с главными осями тела-демпфера. В случае когда демпфер находится в центральной части наноспутника, считаем, что орбитальная система и связанные с ней системы являются центральными, т. е. начало координат всех трех СК совпадает с центром масс наноспутника (см. рис.).

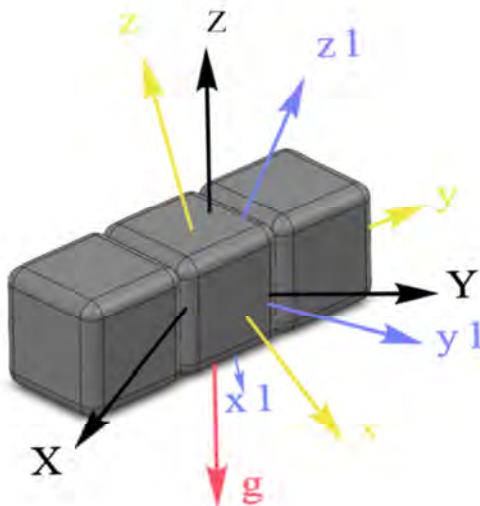


Рисунок – Наноспутник с демпфером в центральной блоке и соответствующие СК

Для описания углового положения системы используются углы эйлерового типа в орбитальной СК. Для системы $Oxyz$ использовали углы $\{\theta_1, \theta_2, \theta_3\}$ последовательных поворотов в порядке $x \rightarrow y \rightarrow z$. Аналогично система координат $Ox_1y_1z_1$ переведена с помощью последовательных поворотов на углы $\{\psi_1, \psi_2, \psi_3\}$ [1].

Изучен случай, когда тензор инерции основного тела спутника имеет в связанной системе $Oxyz$ центральную общую диагональную форму $J = \text{diag}(A, B, C)$, а тензор инерции тела с демпфером $J' = \text{diag}(A', B', C')$ в своей системе [2]. Справедливы динамические уравнения движения спутника на круговой орбите:

$$\begin{cases} A\dot{p} + (C - B)qr = 3\omega_0^2(C - B)\theta_{23}\theta_{33} + M_x; \\ B\dot{q} + (A - C)pr = 3\omega_0^2(A - C)\theta_{33}\theta_{13} + M_y; \\ C\dot{r} + (B - A)pq = 3\omega_0^2(B - A)\theta_{13}\theta_{23} + M_z, \end{cases}$$

где $\{\theta_{13}, \theta_{23}, \theta_{33}\}$ – это компоненты матрицы перехода, $M = [M_x, M_y, M_z]^T$ – момент, действующий на основное тело со стороны демпфера-тела из-за жидкостного трения между внешней и внутренней сферами демпфера.

Динамические уравнения Эйлера для тела-демпфера запишутся аналогично.

Проведено численное моделирование углового движения спутника с внутренним демпфером относительно орбитальной СК. В том числе моделировалась динамика только для гравитационного демпфера. Далее моделировался комплексный случай: к гравитационному демпферу добавился магнитный, то есть в динамические уравнения движения спутника добавился магнитный момент [3]. Предпринимались попытки синтеза, обеспечивающего повышение быстродействия процесса демпфирования. Результаты численного моделирования показывают работоспособность демпферов. Изученная схема может быть применена в работе с наноспутниками.

Библиографический список

1. Маркеев А.П. Теоретическая механика: учебник для университетов. –М.: Чепо, 1999.
2. Doroshin A.V. Gravitational dampers for unloading angular momentum of nanosatellites // Advances in Nonlinear Dynamics: Proceedings of the Second International Nonlinear Dynamics Conference (NODYCON 2021), Vol. 1. Cham : Springer International Publishing, 2022. P. 257–266.
3. Морозов В.М., Каленова В.И. Управление спутником при помощи магнитных моментов: управляемость и алгоритмы стабилизации // Космические исследования. 2020. Т. 58, № 3. С. 199–207.