

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ НАНОСПУТНИКА

А. О. Николаев, С. Н. Семенович, И. П. Стецко

Белорусский государственный университет, Минск, Беларусь
E-mail: rct.nikolaev@bsu.by, semenovich@bsu.by, Stetsko@bsu.by

При разработке системы контроля ориентации наноспутника необходимо верифицировать реализованный алгоритм управления с учётом основных факторов, влияющих на качество функционирования системы. Математическое моделирование позволяет оценить скорость и качество одноосной ориентации в сравнении с реальным физическим экспериментом для наноспутника на длинном струнном подвесе. В данной работе реализована математическая модель системы ориентации, предложен алгоритм наведения на Солнце, найдены подходящие значения коэффициентов алгоритма.

Ключевые слова: *система ориентации, наноспутник, CubeSat, Simulink.*

В связи с возрастающей популярностью наноспутников CubeSat не только в образовательном, но и в коммерческом сегменте [1], разработка, моделирование и тестирование служебных систем наноспутника является актуальной задачей. Система ориентации (СО) наноспутника включает в себя датчики определения текущей ориентации, алгоритмы обработки данных с датчиков и управления создаваемым механическим моментом и исполнительные органы(актуаторы). При разработке алгоритмов управления ориентацией возникает необходимость проверки их работоспособности в заданных условиях, а также настройки параметров управления. Моделирование СО позволяет быстро выполнить данные задачи. Общая схема модели показана на рисунке 1. Моделирование проводится в среде Simulink.

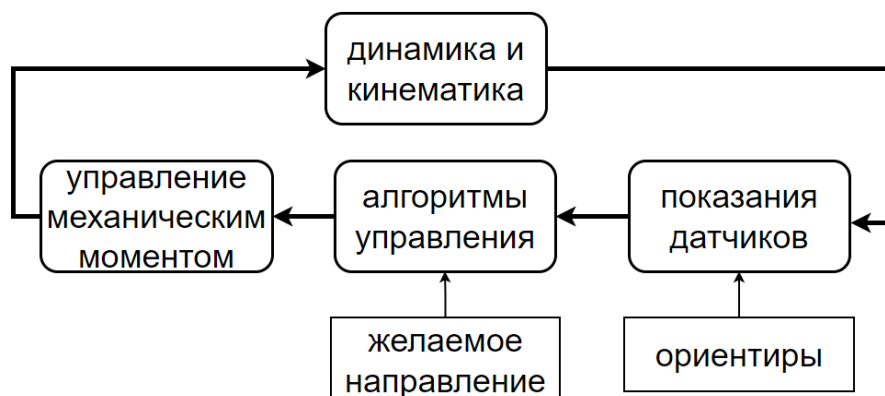


Рис. 1. Основные блоки реализованной модели

ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ

Объектом управления выступает наноспутник класса CubeSat с размерами 10x10x30 см с заданным тензором инерции J . Уравнения динамики и кинематики вращения твердого тела в кватернионах задаются следующим образом [2]:

$$\dot{\omega} = (J)^{-1}(M - \omega \times (J\omega)), \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \omega \otimes q, \quad (2)$$

где M – механический момент, действующий на спутник, ω – вектор угловой скорости спутника относительно инерциальной системы координат (ИСК) в связанной системе координат (ССК), q – кватернион ориентации.

Натурные эксперименты по исследованию качества ориентации проводились на струнном подвесе, который позволяет вращаться наноспутнику только вокруг одной оси. Учет струнного подвеса обеспечивается ограничением в уравнении кинематики вращения относительно двух других осей.

Расчет требуемого для осуществления определенного маневра механического момента осуществляется по заданному алгоритму управления. На входе алгоритм принимает текущее и желаемое состояния наноспутника. В данной работе предложен следующий алгоритм управления ориентацией

$$M_d = \begin{cases} k_p(2 - \|b_c \times b_d\|) \frac{b_c \times b_d}{\|b_c \times b_d\|} + k_d \omega, & b_c \cdot b_d < 0 \\ k_p(b_c \times b_d) + k_d \omega, & b_c \cdot b_d \geq 0 \end{cases}, \quad (3)$$

где M_d – требуемый механический момент, b_c и b_d – текущий и требуемый единичные вектора направления на ориентир в ССК, ω – вектор угловой скорости наноспутника, k_p и k_d – коэффициенты регулятора.

В качестве ориентира может служить Солнце или магнитное поле Земли (МПЗ). В модели вектора направления на Солнце и магнитной индукции задаются неподвижными в ИСК. Значения векторов в ИСК пересчитываются в ССК по формуле:

$$b_{\text{ССК}} = A(q) * b_{\text{ИСК}}, \quad (4)$$

где $b_{\text{ССК}}$ и $b_{\text{ИСК}}$ – вектора в ССК и ИСК, $A(q)$ – матрица поворота, полученная из кватерниона ориентации q .

Определение текущего состояния наноспутника сопряжено с ошибками бортовых датчиков (гироскопа, магнитометра, датчиков направления на Солнце). Ошибки измерений неизбежно ведут к ошибкам расчета

управляющего механического момента. Дрейф нуля в измерениях гироскопа не позволит точно сориентироваться на заданную цель из-за вносимого вклада во второе слагаемое уравнения (3).

Показания магнитометра используются для расчета магнитного момента электромагнитных катушек, за счет которого создается механический момент. Таким образом, качество калибровки магнитометра существенно влияет на точность управления ориентацией. Ошибка показаний магнитометра задается следующим образом [3]:

$$\mathbf{B}_{\text{изм}} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} * \mathbf{B} + \mathbf{B}_0, \quad (5)$$

где $\mathbf{B}_{\text{изм}}$ и $\mathbf{B}$ – измеренный и истинный вектора магнитной индукции, $\mathbf{B}_0$ – смещения нуля показаний магнитометра, коэффициенты a_{ij} отражают ошибку неортогональности и различную чувствительность осей магнитометра.

Механический момент создается за счет взаимодействия магнитного момента катушек с внешним магнитным полем.

$$\mathbf{M} = \mathbf{p}_m \times \mathbf{B}, \quad (6)$$

где $\mathbf{p}_m$ – магнитный момент катушек.

Можно создать механический момент только в направлении перпендикулярном магнитному полю. В связи с этим есть смысл создавать только нормальную составляющую механического момента по отношению к магнитному полю Земли. Зависимость магнитного момента от требуемого механического выглядит следующим образом:

$$\mathbf{p}_m = \frac{\mathbf{B}_{\text{изм}} \times \mathbf{M}_d}{|\mathbf{B}_{\text{изм}}|^2}, \quad (7)$$

Натурное тестирование одноосной ориентации выявило наличие у спутника остаточного магнитного момента, независящего от внешнего магнитного поля и работы катушек. Остаточный магнитный момент суммируется с полезным магнитным моментом и учитывается в модели при расчете созданного механического момента.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

На рисунке 2 представлены результаты моделирования и экспериментальной проверки поворота на 90° по имитатору Солнца в поле магнитного куба на струнном подвесе. Время поворота составило около 100 секунд. Моделирование такого же поворота в МПЗ без струнного подвеса занимает около 400 секунд.

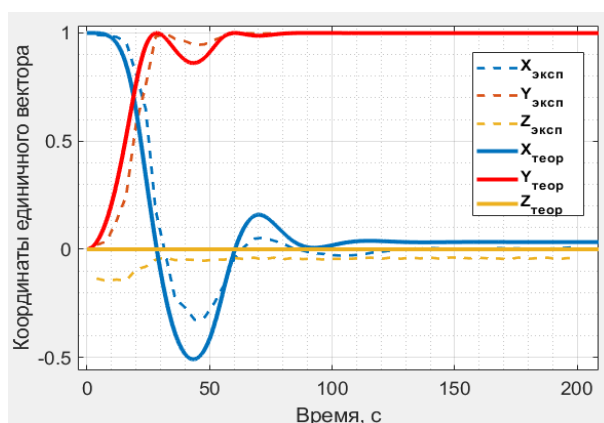


Рис. 2. Графики теоретической и экспериментальной зависимости координат единичного вектора направления на Солнце в ССК при повороте на 90° в магнитном поле 130 мкТл (одна степень свободы)

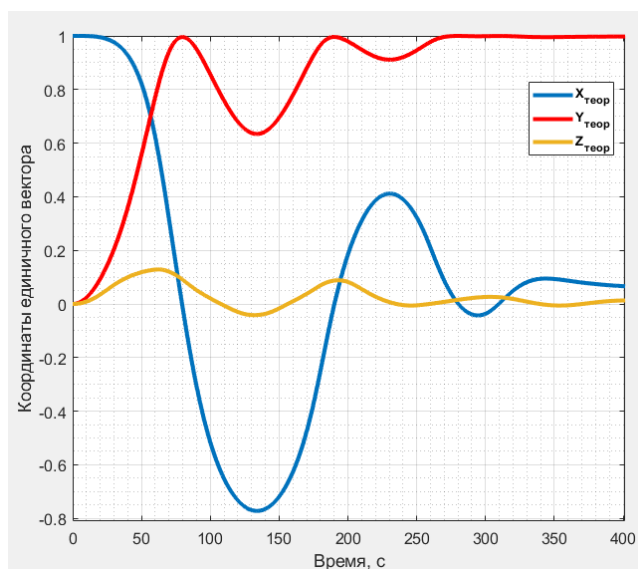


Рис. 3. Графики теоретической зависимости координат единичного вектора направления на Солнце в ССК при повороте на 90° в магнитном поле 30 мкТл (три степени свободы)

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. Villela T., Costa C. A., Brandão A. M., et al. Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. 13 p, 2019. DOI: 10.1155/2019/5063145
2. Canuto E., Novara C., Carlucci D. Spacecraft Dynamics and Control: The Embedded Model Control Approach // 1st ed. Butterworth-Heinemann. 2018. 790 p.
3. Акмиов И. О., Илюхин С. Н., Ивлев Н. А., Колосов Г. Е. Методика калибровки магнитометра на этапе наземной диагностики систем космического аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. №5. с. 1–8. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-5-1762