

# ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ СВЕРХМАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**А. А. Бирюков, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов, И. А. Шалатонин**

---

*Белорусский государственный университет*

*Минск, Беларусь*

*e-mail: sansan@tut.by*

Рассматривается электромагнитная система стабилизации сверхмалого космического аппарата. Описывается моделирование активной магнитной системы стабилизации для университетского наноспутника.

*Ключевые слова:* сверхмалый космический аппарат; магнитная система ориентации и стабилизации.

## ELECTROMAGNETIC ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SYSTEM FOR SMALL SATELLITE

**A. A. Biryukov, V. A. Saechnikov, A. A. Spiridonov, I. A. Shalatonin**

---

*Belarusian State University*

*Minsk, Belarus*

Electromagnetic attitude control system for small satellite are considered. Active magnetic control system for university nanosatellite are described.

*Keywords:* small satellite; magnetic attitude determination and control system.

### ВВЕДЕНИЕ

Электромагнитные системы стабилизации сверхмалого космического аппарата широко применяются в контуре управления ориентацией космического аппарата (КА) в тех случаях, когда предпочтительно использовать недорогую элементную базу и простые, реализуемые на бортовых компьютерах с ограниченными ресурсами алгоритмы. С одной стороны, к системе ориентации таких аппаратов не предъявляют высоких требований по точности и быстродействию, с другой – электромагнитная система стабилизации может явиться единственно возможным вариантом для установки на борту в силу имеющихся ограничений по массе и энерговооруженности. Электромагнитные системы стабилизации могут использоваться как самостоятельно, так и совместно с системами ориентации, основанными на других физических принципах. Это прежде всего пассивные системы, например гравитационные и аэродинамические.

Особенности алгоритмов магнитной ориентации связаны с изменением вектора напряженности магнитного поля Земли при движении спутника по орбите, с перекрестной связью каналов управления магнитными моментами, формируемыми электромагнитами, а также с тем, что с помощью такой системы невозможен разворот аппарата вокруг направления, совпадающего с вектором магнитной индукции. Для сверхма-

лых космических аппаратов (СМКА) обычно используют несколько алгоритмов стабилизации. Применение конкретного алгоритма зависит от режима полета КА, участка орбиты, точности определения параметров движения центра масс КА, точности определения пространственной ориентации, возникновения нештатных и аварийных ситуаций и др.

## МОДЕЛЬ СВЕРХМАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассмотрим модель наноспутника стандарта 2-Unit Cubesat, которая имеет следующие характеристики: масса – 2 кг; размеры –  $0,2 \times 0,1 \times 0,1$  м; смещение центра масс – не более 0,01 м по каждой оси; моменты инерции:  $J_x = 0,0083$  кг·м<sup>2</sup>,  $J_y = 0,0083$  кг·м<sup>2</sup>,  $J_z = 0,0033$  кг·м<sup>2</sup>. Модель орбиты: круговая солнечно-синхронная, наклонение орбиты  $i = 90^\circ$ , высота орбиты  $h = 600$  км, радиус орбиты 6978 км.

Для управления угловым положением используются электромагнитная система стабилизации: три катушки, расположенные на взаимно перпендикулярных гранях корпуса спутника, с максимальными значениями магнитных моментов по осям  $Ox$  и  $Oy$  –  $0,08$  А·м<sup>2</sup>, по оси  $Oz$  –  $0,04$  А·м<sup>2</sup>. В качестве датчиков ориентации солнечные датчики, датчик угловой скорости и магнитометр.

Для моделирования работы системы стабилизации учитывалось, что на орбите с учетом пролета на теневом участке орбиты в процессе передачи телеметрии на Землю бортовым передатчиком катушки должны быть отключены (рабочий цикл катушек может достигать 75 % от орбитального периода). Кроме того, так как одновременная работа катушек и магнетометра невозможна без предварительной калибровки магнетометра по полю катушек (магнитное поле катушек искажает данные магнетометра), то рабочий цикл определения ориентации и стабилизации длительностью  $T$  состоит из интервала времени  $\Delta t_1$  – работы исполнительных органов – магнитных катушек по данным датчиков ориентации (датчиков солнца, магнитометра, датчика угловой скорости) и интервала времени  $\Delta t_2$  – работы магнитометра при отключенных катушках. Причем в течении интервала времени  $\Delta t_1$  все датчики определения ориентации, кроме магнитометра, работают.

На рис. 1 представлена структурная схема программного обеспечения (ПО) моделирования алгоритмов активной магнитной системы стабилизации СМКА. В качестве систем координат (СК), используемых в данной работе, были выбраны геоцентрическая инерциальная, орбитальная и связанные системы координат. В качестве описания поворотов в осях координат проще всего выбрать углы Эйлера, каждый из которых задает вращение вокруг одной из осей. Для описания перехода из одной СК в другую использовались матрица направляющих косинусов и кватернионы. Для данной модели определяющими являются аэродинамический, гравитационный и остаточный магнитный моменты. Движение описывалось системой уравнений динамики вращательного движения в связанной СК и кинематическими уравнениями.

Рассматривались алгоритмы стабилизации угловой скорости наноспутника: алгоритм «В-dot», создающий управляющий магнитный момент, пропорциональный производной по геомагнитному полю и направленный противоположно этому изменению; диссипативный алгоритм стабилизации, создающий управляющий магнитный момент, пропорциональный векторному произведению угловой скорости и магнитной индукции геомагнитного поля; алгоритм управления по данным измерения датчика угловой скорости, магнитометра и величине текущего кватерниона вращения, создающий два управляющих магнитных момента: один – аналогичный диссипативному

алгоритму, а второй – пропорциональный векторному произведению векторной части кватерниона и магнитной индукции геомагнитного поля, обеспечивающий асимптотическую устойчивость алгоритма.



Рис. 1. Структурная схема ПО моделирования алгоритмов активной магнитной системы стабилизации СМКА

## МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

Численное моделирование трехосной магнитной системы стабилизации проведено для начальных угловых скоростей, характерных для различных режимов работы КА с учетом различных вариантов раскрутки КА: (запуск и отделение –  $\omega_z$  от 2 град/с  $\approx 0,035$  рад/с до 15 град/с  $\approx 0,26$  рад/с), аварийный режим стабилизации (угловые скорости по всем трем осям более 15 град/с  $\approx 0,26$  рад/с). Моделирование проводилось в пакете MATLAB.

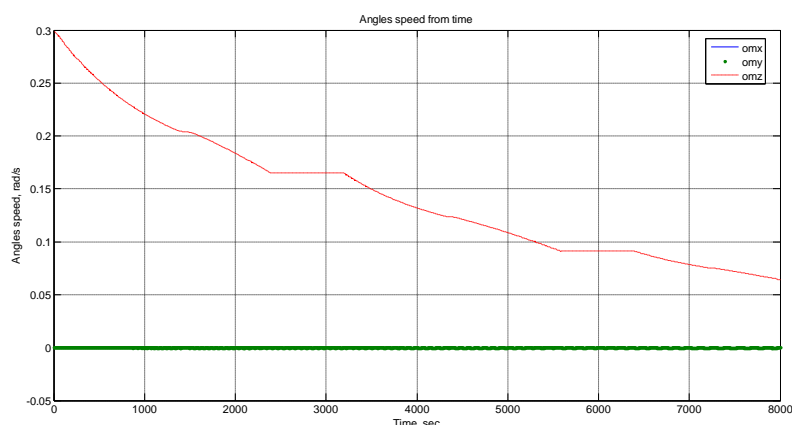


Рис. 2. Алгоритм «B-dot». Изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат ( $omx$ ,  $omu$ ,  $omz$ )

На рис. 2–4 представлены результаты моделирования динамики углового движения сверхмалого КА (модель наноспутников формата 2-Unit Cubesat) с активной сис-

темой стабилизации на основе магнитных катушек, использующей в качестве датчиков ориентации солнечные датчики, датчик угловой скорости и магнитометр.

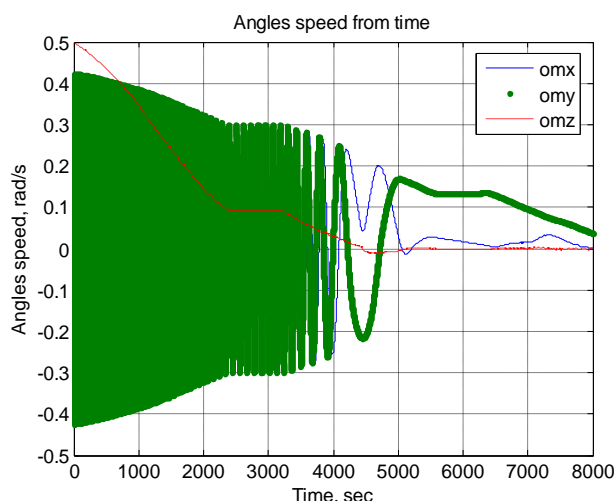


Рис. 3. Диссипативный алгоритм. Изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат ( $omx$ ,  $omy$ ,  $omz$ )

При работе алгоритма «B-dot» создается управляющий магнитный момент катушек по трем осям связанной системы координат с космическим аппаратом, пропорциональный производной вектора магнитной индукции и направленный в сторону, противоположную изменению вектора  $\vec{B}$ . В качестве датчика определения ориентации используется магнитометр, определяющий проекции вектора  $\vec{B}$  и первые производные вектора  $\vec{B}$  в связанной с наноспутником системе координат. При моделировании были учтены ограничения по максимальным значениям магнитных моментов: если требуемый магнитный момент  $P_i > P_i^{max}$ , то  $P_i = P_i^{max}$  ( $i = x, y, z$ ). На рис. 2 представлен график изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат в зависимости от времени для одноосной стабилизации при значениях начальных проекций угловых скоростей КА (0, 0, 0,3 рад/с  $\approx$  17 град/с). Из рис. 2 видно, что в пределах времени моделирования 8000 с, что составляет 1,4 периода обращения КА, прошло 2,7 рабочих цикла стабилизации, при этом угловая скорость вращения относительно продольной оси уменьшилась в 6 раз (с 0,3 рад/с  $\approx$  17 град/с до 0,05 рад/с  $\approx$  3 град/с). Угловая скорость в алгоритме убывает с достаточной скоростью, но позволяет это делать лишь для одноосной стабилизации, для двухосной стабилизации алгоритм дает плохие результаты, поэтому он будет хорошо стабилизировать лишь по одной оси.

Так, если при быстром вращении КА в магнитном поле модуль магнитного поля меняется гораздо медленнее, чем направления вектора  $\vec{B}$  в пределах измерения магнитометра, то производная вектора магнитной индукции пропорциональна векторному произведению вектора угловой скорости вращения наноспутника и вектору магнитной индукции относительно связанной с телом системы координат:  $\frac{d\vec{B}}{dt} \approx \vec{B} \times \vec{\omega}$ . В качестве датчиков определения ориентации используется магнитометр, определяющий проекции вектора  $\vec{B}$  и гироскоп, определяющий проекции вектора угловой скорости вращения наноспутника относительно связанной с телом системы координат.

Создается управляющий магнитный момент катушек по трем осям связанной системы координат с космическим аппаратом, пропорциональный произведению вектора угловой скорости вращения наноспутника и вектору магнитной индукции. На рис. 3 представлен график изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат в зависимости от времени для трехосной стабилизации при значениях начальных проекций угловых скоростей КА ( $0,3 \text{ рад/с} \approx 17 \text{ град/с}$ ,  $0,3 \text{ рад/с} \approx 17 \text{ град/с}$ ,  $0,5 \text{ рад/с} \approx 29 \text{ град/с}$ ) и начальных углов ориентации ( $0, 1, 0 \text{ рад}$ ). Для диссипативного алгоритма, как видно из рис. 3, в пределах времени моделирования  $8000 \text{ с}$ , что составляет  $1,4$  периода обращения КА, прошло  $2,7$  рабочих цикла стабилизации, угловая скорость вращения относительно продольной оси  $Oz$  уменьшилась в  $167$  раз ( $с 0,5 \text{ рад/с} \approx 29 \text{ град/с}$  до  $0,003 \text{ рад/с} \approx 0,17 \text{ град/с}$ ), а угловые скорости вращения относительно поперечных оси  $Ox$  и  $Oy$  уменьшилась в  $10$  раз ( $с 0,3 \text{ рад/с} \approx 11,5 \text{ град/с}$  до  $0,03 \text{ рад/с} \approx 1,7 \text{ град/с}$ ). Этот алгоритм можно использовать для трехосной стабилизации космического аппарата.

На рис. 4 представлен график изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат в зависимости от времени для трехосной стабилизации при значениях начальных проекций угловых скоростей КА ( $0,3 \text{ рад/с} \approx 17 \text{ град/с}$ ,  $0,3 \text{ рад/с} \approx 17 \text{ град/с}$ ,  $0,5 \text{ рад/с} \approx 29 \text{ град/с}$ ) в алгоритме управления по данным измерения датчика угловой скорости, магнитометра и величине текущего кватерниона вращения. Для алгоритма управления в пределах времени моделирования  $8000 \text{ с}$ , что составляет  $1,4$  периода обращения КА, прошло  $2,7$  рабочих цикла стабилизации, при этом угловая скорость вращения относительно продольной оси  $Oz$  уменьшилась в  $167$  раз ( $с 0,5 \text{ рад/с} \approx 29 \text{ град/с}$  до  $0,003 \text{ рад/с} \approx 0,17 \text{ град/с}$ ), а угловые скорости вращения относительно поперечных оси  $Ox$  и  $Oy$  уменьшились в  $12$  раз ( $с 0,3 \text{ рад/с} \approx 17 \text{ град/с}$  до  $0,025 \text{ рад/с} \approx 1,4 \text{ град/с}$ ), что является лучшим результатом для демпфирования угловой скорости по трем осям для рассматриваемых алгоритмов стабилизации.

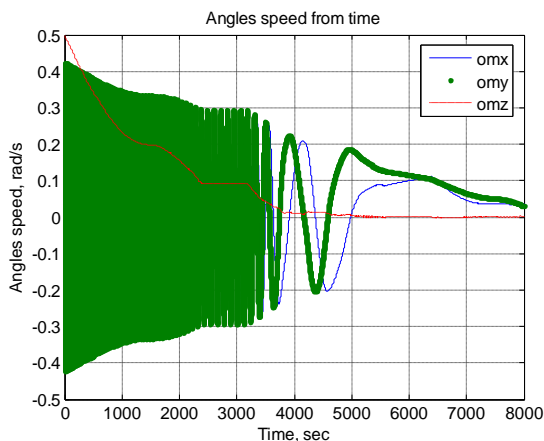


Рис. 4. Алгоритм управления по данным измерения датчика угловой скорости, магнитометра и величине текущего кватерниона вращения. Изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат ( $omx$ ,  $omy$ ,  $omz$ )

Результаты моделирования показали, что все алгоритмы могут осуществлять одноосную стабилизацию космического аппарата. Алгоритм управления по данным измерения датчика угловой скорости и магнитометра и диссипативный алгоритм могут осуществлять стабилизацию по всем трем осям за приемлемый интервал времени.