

стоянием Уорда. Информация о распределении экспериментальных и теоретических последовательностей РНК может применяться для предсказания и экспериментального подтверждения последовательностей РНК для генов живых организмов.

### Литература

1. *Berget S., Moore C., Sharp P.* Spliced segments at 5' terminus of adenovirus 2 late messenger-RNA. // Proc. Natl. Acad. Sci. USA 74 (8): 3171–5
2. *Леск А.М.* Введение в биоинформатику . 2-е изд. М. БИНОМ. 2015. 318 с.
3. *Davies D., Bouldin D.* A cluster separation measure. // Pattern Analysis and Machine Intelligence, IEEE Transactions on. 1979 Apr(2):224-7
4. *Jones N., Pevzner P.* An Introduction to Bioinformatics Algorithms // MIT Press 2004
5. *Aggarwal C., Chandan K.* Data Clustering , Algorithms and Applications // Chapman and Hall/CRC 2013 768 с.
6. *Сивоголовко Е.* Методы оценки качества четкой кластеризации // Компьютерные системы в образовании. 2011 №4.

## ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ СВЕРХМАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**А. А. Бирюков**

### ВВЕДЕНИЕ

Электромагнитные системы стабилизации сверхмалого космического аппарата широко применяются в контуре управления ориентацией 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. Наиболее распространенными для малых и сверхмалых КА являются алгоритмы демпфи-

рования угловой скорости, раскрутки спутника вокруг оси симметрии до заданной угловой скорости, приведение оси симметрии спутника в заданное положение в инерциальном пространстве. Для сверхмалых космических аппаратов 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 – 2кг; размеры – 0,2 м x 0,1 м x 0,1 м; смещение центра масс – не более 0,01м по каждой оси; моменты инерции:  $J_x = 0.0083 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $J_y = 0.0083 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $J_z = 0.0033 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ . Предполагается, что спутник будет выведен на солнечно синхронную орбиту, модель орбиты: высота от 600 км в апогее, период  $T = 5801.06 \text{ с}$ , орбита с малым эксцентриситетом (порядка 0.001) и наклонение  $98,28^\circ$ .

Для управления угловым положением используются электромагнитная система стабилизации: три катушки, расположенные на взаимно перпендикулярных гранях корпуса спутника, с максимальными значениями магнитных моментов по осям  $O_x$  и  $O_y$  –  $0.08 \text{ А}\cdot\text{м}^2$ , по оси  $O_z$  –  $0.04 \text{ А}\cdot\text{м}^2$ . В качестве датчиков ориентации солнечные датчики, датчик угловой скорости и магнитометр.

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 задаёт 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 “-B-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 и магнито-

метра, 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.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

Численное моделирование электромагнитной системы стабилизации проведено для начальных угловых скоростей характерных для различных режимов работы КА (запуск и отделение –  $\omega_z$  от 2 град/с $\approx$ 0.035 рад/с не более 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), с учетом различных вариантов раскрутки КА. Моделирование проводилось в пакете MATLAB.

На рисунках 1–3 представлены результаты моделирования динамики углового движения сверхмалого КА (модель наноспутников формата 2U Cubesat) с активной системой стабилизацией на основе магнитных катушек, использующая в качестве датчиков ориентации солнечные датчики, датчик угловой скорости и магнитометр.

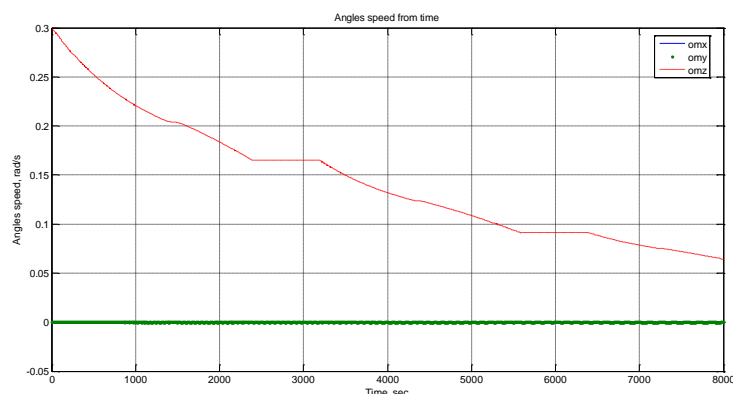


Рис. 1. Алгоритм “-V-dot”. Изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат (omx, omz).

При значениях начальных проекций угловых скоростей КА (0,0,0.3 рад/с $\approx$ 17 град/с) и начальных углов ориентации (0, 1, 0 рад)

Из рис.1 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 “-V-dot” убывает с достаточной скоростью, но позволяет это делать лишь для одноосной стабилизации, для двухосной стабилизации скорость начинает лишь возрастать, поэтому этот алгоритм позволяет хорошо стабилизировать лишь по одной оси.

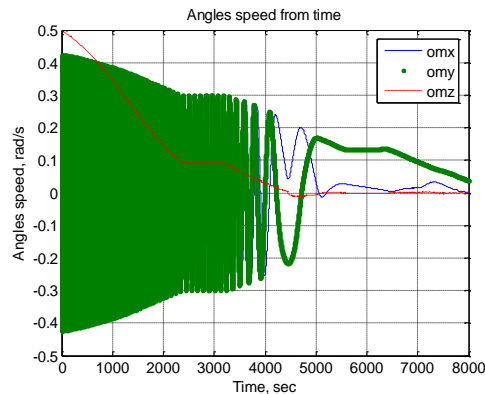


Рис. 2. Диссипативный алгоритм. Изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат ( $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ )

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.2, в пределах времени моделирования 8000 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 Oх и Oу уменьшилась в 10 раз ( $с 0.3 \text{ рад/с} \approx 11.5 \text{ рад/с}$  до  $0.03 \text{ рад/с} \approx 1.7 \text{ град/с}$ ). Этот алгоритм уже можно использовать для трёхосной стабилизации космического аппарата.

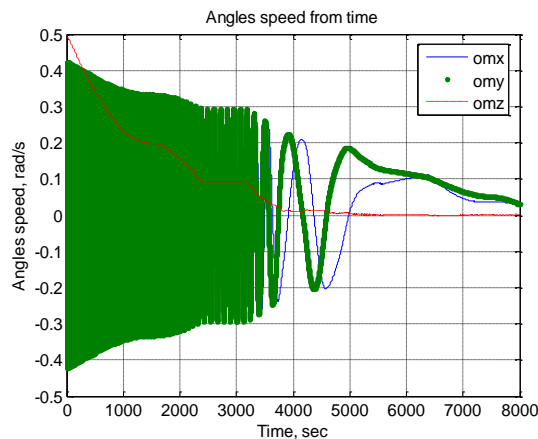


Рис. 3. Алгоритм управления по данным измерения датчика угловой скорости и магнитометра. Изменения проекций угловых скоростей КА относительно связанной системы координат ( $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ )

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 алгоритма управления по данным измерения датчика угловой скорости и магнитометра 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 Oz уменьшилась в 167 раз (с 0.5 рад/с $\approx$ 29 рад/с до 0.003 рад/с $\approx$ 0.17 град/с), а угловые скорости вращения относительно поперечных оси Ox и Oy уменьшилась в 12 раз (с 0.3 рад/с $\approx$ 17 град/с до 0.025 рад/с $\approx$ 1.4 град/с), что является лучшим результатом для демпфирования угловой скорости по трем осям для рассматриваемых алгоритмов стабилизации.

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

## **РАЗРАБОТКА МОДУЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ДЛЯ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ НАЗЕМНОГО ТРАНСПОРТА**

**Ю. А. Бондаренко**

### **ВВЕДЕНИЕ**

На текущий момент большинство крупных предприятий республики уже оснащены спутниковыми системами слежения за транспортными единицами. Такие системы в режиме реального времени предоставляют достоверную информацию обо всех перемещениях и остановках объектов по территории страны. С другой стороны, все чаще, для оптимизации транспортных расходов и расходов на содержание собственного автопарка частные и государственные предприятия РБ привлекают парк наемных транспортных средств или даже арендуют личный транспорт сотрудников. Как правило, дорогостоящее оборудование навигационного контроля штатно устанавливается на транспортное средство и не предполагает возможности оперативного монтажа-демонтажа. В этом случае для того, чтобы обеспечить эффективный контроль за перемещениями наемного транспорта или сотрудника предприятия необходимо разработать модуль навигационного контроля с возможностью идентификации уникального номера мобильного объекта. Такой портативный модуль позволит оптимизировать логистику предприятия, сократить транспортные расходы и исключить злоупотребления ресурсами предприятия.

Данная статья посвящена разработке портативного, автономного, мобильного навигационного устройства с модулем идентификации для