

МОДЕЛИРОВАНИЕ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА

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

Белорусский государственный университет

Минск, Беларусь

e-mail: sansan@tut.by

Рассматривается магнитная система стабилизации сверхмалого космического аппарата. Описывается моделирование пассивной магнитной системы стабилизации для университетского наноспутника.

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

MODELLING OF NANOSATELLITE ANGULAR MOTION

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

Belarusian State University

Minsk, Belarus

Magnetic attitude control system for small satellite are considered. Passive magnetic control system for university nanosatellite are described.

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

Одной из важнейших проблем, которую приходится решать практически в течение всего полета большинства космических аппаратов (КА), является обеспечение их заданного углового движения. Эту проблему решает система ориентации и стабилизации – одна из основных составляющих системы управления КА. Она характеризуется точностью ориентации и стабилизации по углу и угловой скорости, временем установки в заданное положение после отделения КА или получения команды на реориентацию КА. Кроме того, важными параметрами этой системы являются массово-габаритные характеристики, энергопотребление, величины создаваемых управляющих моментов, время стабилизации, стоимость.

Сегодня в связи с повышением уровня сложности научных задач к сверхмалым космическим аппаратам (нано- и пикоспутникам) предъявляются жесткие требования в части точности ориентации и стабилизации положения спутника на орбите. Очевидно, что при этом на системы спутника параллельно накладываются ограничения по массе, габаритам и потребляемой мощности.

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 аварийных ситуаций и др. Наиболее распространенными для этих КА являются алгоритмы стабилизации: демпфирования угловой скорости, раскрутки спутника вокруг оси симметрии до за-

данной угловой скорости, приведение оси симметрии спутника в заданное положение в инерциальном пространстве.

Точность стабилизации сверхмалого космического аппарата обусловлена не только точностью бортовых датчиков и исполнительных органов, но и точностью математических моделей, методов и алгоритмов, положенных в основу программного обеспечения системы ориентации и стабилизации. Немаловажную роль при этом занимает численное моделирование алгоритмов управления системы стабилизации сверхмалого космического аппарата с учетом возмущающих факторов, действующих на КА при конкретных численных значениях параметров системы управления и начальных условий, с учетом погрешности датчиков ориентации, в зависимости от режима полета КА, возникновения нештатных ситуаций. Иногда, как в случае пассивных систем стабилизации, моделирование играет особенно важную роль. Так, параметры этой системы практически нельзя изменить в полете. На основе анализа данных численного моделирования уточняются предложенные модели, методы и алгоритмы, дорабатывается программное обеспечение. Поэтому разработка алгоритмов управления и численное моделирование системы стабилизации сверхмалого космического аппарата актуальны.

В настоящее время в Белорусском государственном университете ведется разработка университетского наноспутника стандарта Cubesat. Так как это первый подобный проект, то был проведен анализ построения системы ориентации и стабилизации сверхмалых КА. Среди систем стабилизации нано- и пикоспутников наибольшее распространение получили пассивная магнитная система стабилизации на основе постоянных магнитов и гистерезисных стержней, активная магнитная система на основе магнитных катушек и маховичная система, позволяющая достаточно точно и быстро навести КА на ориентир, но требующая гораздо больших энергозатрат по сравнению с другими системами.

Магнитные пассивная и активная 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 – магнитная система стабилизации может стать единственно возможным вариантом для установки на борту в силу имеющихся ограничений по массе и энерговооруженности. На рис. 1 представлена функциональная схема разрабатываемой магнитной системы ориентации и стабилизации.

Для разрабатываемого университетского наноспутника была промоделирована пассивная система магнитной стабилизации на основании постоянного магнита (создающего восстанавливающий момент, обеспечивающий ориентацию КА вдоль силовой линии магнитного поля Земли) и гистерезисных стержней (создающих демпфирующий момент при перемагничивании в магнитном поле Земли). Модель университетского наноспутника стандарта 2-Unit Cubesat имеет следующие характеристики: масса – 2кг; размеры – 0,2 м × 0,1 м × 0,01 м; смещение центра масс – не более 0,01м × 0,01м × 0,01м по каждой оси; тензор инерции вдоль главной диагонали будет иметь вид: $(8,53 \cdot 10^{-3}; 8,53 \cdot 10^{-3}; 4,11 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м}^2)$. Предполагается, что спутник будет выведен на солнечно синхронную орбиту, модель орбиты: высота 750 км в апогее, 720 км в перигее и наклонение 98°.

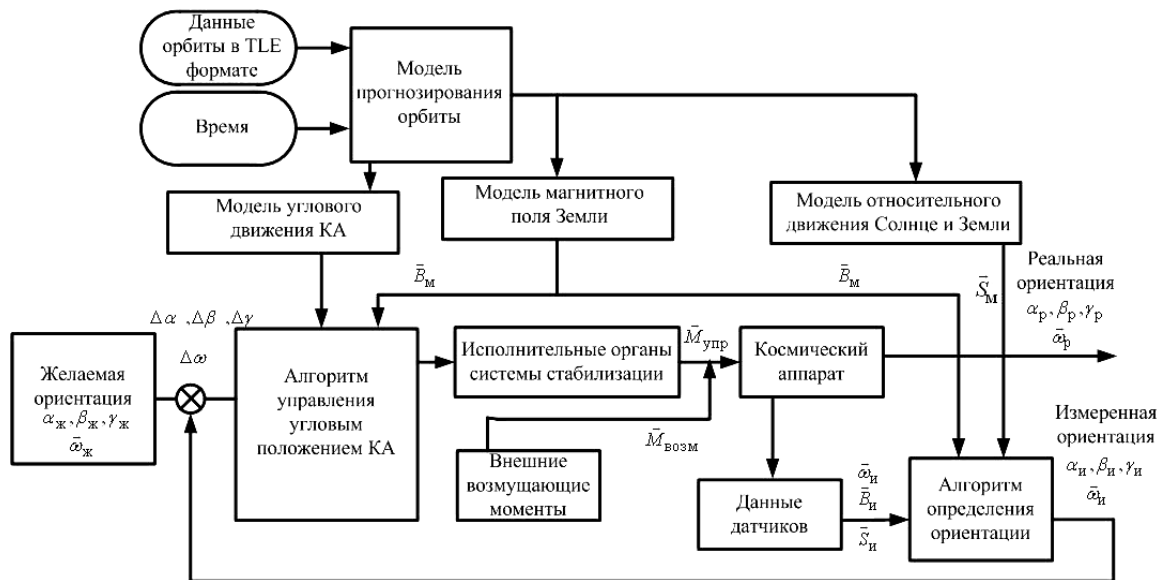


Рис. 1. Функциональная схема магнитной системы ориентации и стабилизации космического аппарата

Магнитный момент постоянного магнита для моделирования составлял $0,3 \text{ А} \cdot \text{м}^2$, располагался вдоль оси с минимальным моментом инерции, был выбран из анализа существенных возмущающих моментов на данной орбите (гравитационного, аэродинамического, магнитного, вызванного остаточным намагничиванием КА), коэффициента запаса на размагничивание, требуемой точности ориентации по магнитному полю Земли (не более 10°). Объем материала (коэрцитивная сила $1,59 \text{ А/м}$; остаточная магнитная индукция $0,35 \text{ Тл}$; магнитная индукция насыщения $0,35 \text{ Тл}$; $0,73 \text{ Тл}$) для гистерезисных стержней составлял $0,05 \text{ см}^3$, которые располагались в плоскости, перпендикулярной к магнитному моменту постоянного магнита. Объем был выбран с учетом минимизации времени демпфирования и повышения точности ориентации (которые для этого параметра являются противоречивыми факторами). Кроме того, учитывалось, что в контуре стабилизации имеются и активные магнитные катушки, позволяющие при необходимости уменьшить время и повысить точность.

На рис. 2 и 3 представлены результаты моделирования пассивной системы стабилизации, графики зависимости проекций угловой скорости на главные оси инерции наноспутника от времени (в связанной с космическим аппаратом системе координат) для двух случаев отделения КА с начальными угловыми скоростями (2 град/с , 0 , 0) и (6 град/с , 2 град/с , 1 град/с).

Результаты моделирования показали, что выбранные характеристики пассивной магнитной системы стабилизации удовлетворяют требованиям. В первом случае, когда начальная раскрутка КА была создана вокруг оси крена, угловые скорости вокруг осей тангажа и рыскания к 150-й минуте стабилизировались (наблюдались незначительные колебания менее $0,3 \text{ град/с}$), а угловая скорость вокруг оси крена асимптотически уменьшалась и к 350-й минуте составляла 25% от начального значения.

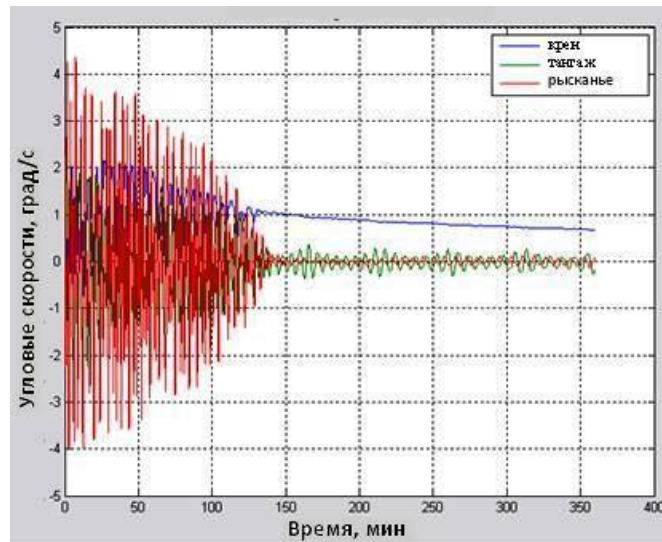


Рис. 2. Зависимость проекций угловой скорости нанопутника от времени: начальная угловая скорость (2 град/с, 0, 0)

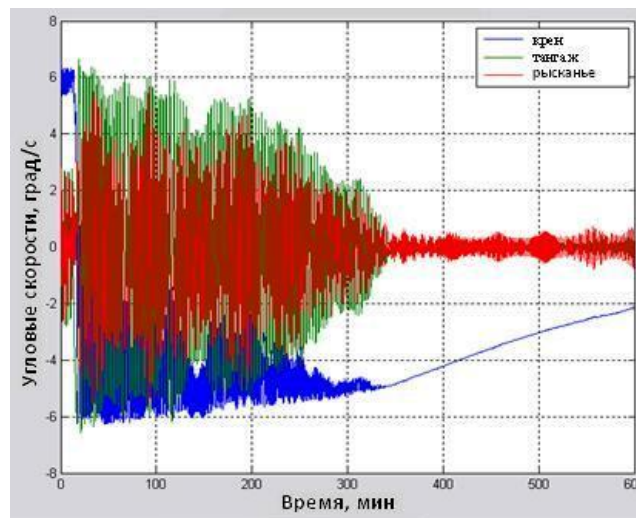


Рис. 3. Зависимость проекций угловой скорости нанопутника от времени: начальная угловая скорость (6 град/с, 2 град/с, 1 град/с)

Во втором случае, когда начальная раскрутка КА была создана вокруг трех осей, угловые скорости вокруг осей тангажа и рыскания к 350-й минуте стабилизировались, а угловая скорость вокруг оси крена также асимптотически уменьшалась и к 600-й минуте составляла около 30 % от начального значения 6 град/с. Результаты моделирования показали, что существенным фактором, влияющим на стабилизацию КА, точность и продолжительность переходного процесса, является начальная угловая скорость.