

МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКИМ МОМЕНТОМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МАГНИТНОЙ СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ

В. М. Кульков*, Ю. Г. Егоров, С. О. Фирсюк,
В. В. Терентьев, А. О. Шемяков

Представлено академиком РАН В.В. Козловым 19.06.2018 г.

Поступило 11.07.2018 г.

Рассматривается задача моделирования режимов управления кинетическим моментом малых космических аппаратов с использованием электромагнитных систем, взаимодействующих с магнитным полем Земли. Выполнено построение закона управления электромагнитных систем для различного состава измеряемых параметров. Сформирован комплекс масштабных коэффициентов для исследования режима управления кинетическим моментом динамически подобных моделей. На базе динамического стенда проведены экспериментальные исследования по моделированию динамики углового движения малых космических аппаратов с магнитной системой ориентации.

Ключевые слова: малые космические аппараты, магнитная система ориентации, управление кинетическим моментом, динамически подобные модели, динамический стенд.

DOI: <https://doi.org/10.31857/S0869-56524844415-419>

ВВЕДЕНИЕ

Магнитные системы управления ориентацией малых космических аппаратов (МКА), создающие внешний управляющий механический момент, кроме управления ориентацией применяются для снятия начального вращения при отделении от носителя [1, 10, 11]. В работе [3] построена математическая модель динамики углового движения аппарата, предложен подход к определению параметров закона управления, обеспечивающего сброс кинетического момента.

При разработке космических аппаратов (КА) высокую актуальность имеет задача наземной динамической отработки как систем ориентации и стабилизации МКА, так и управляющего программного обеспечения [8]. Для решения этой задачи используются экспериментальные стенды, оснащённые системой обезвешивания исследуемого МКА, позволяющей в наземных условиях реализовать моделирование одноосного вращения аппарата с имитацией условий космического полёта. При этом наземная стендовая отработка динамических процессов управления аппаратом предполагает наличие развитого математического

аппарата, обеспечивающего однозначное соответствие исследуемых режимов стендового и орбитального движения МКА. Сравнительный анализ магнитной системы ориентации строится на основе динамически подобного моделирования [5, 8]. Математическая модель динамики углового движения КА с магнитной системой ориентации и комплекс безразмерных параметров (критериев подобия) для исследования характеристик магнитной системы ориентации на основе динамически подобного моделирования рассмотрены авторами в [5]. На основе этих ранее разработанных подходов авторы в данной работе приводят верифицированную стендовым экспериментом математическую модель работы МКА в режиме гашения кинетического момента.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ ГАШЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

Угловое движение спутника описывается динамическим уравнением

$$\frac{d\mathbf{K}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M},$$

где $\mathbf{K} = \mathbf{J} \times \boldsymbol{\omega}$ — кинетический момент МКА, \mathbf{J} — тензор инерции аппарата, $\boldsymbol{\omega}$ — абсолютная

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)
*E-mail: vmk_1@mail.ru

угловая скорость спутника в связанной системе координат, \mathbf{M} — моменты, действующие на МКА.

Внешний управляющий момент $\mathbf{M} = \mathbf{L} \times \mathbf{V}$, где \mathbf{V} — вектор геомагнитной индукции, \mathbf{L} — магнитный момент магнитных исполнительных органов (МИО).

В режиме гашения кинетического момента система управления должна создавать момент, направление которого противоположно направлению вектора \mathbf{K} , т.е.

$$\mathbf{L} \times \mathbf{V} = -k_K \mathbf{K},$$

где k_K — некоторый коэффициент пропорциональности.

Умножая обе части равенства векторно на \mathbf{V} и разрешая его относительно \mathbf{L} , найдём

$$\mathbf{L} = k_K \frac{\mathbf{K} \times \mathbf{V}}{V^2}. \quad (1)$$

Здесь приняли, что $\mathbf{L} \cdot \mathbf{V} = 0$, поскольку это условие соответствует оптимальному с точки зрения энергозатрат управлению \mathbf{L} по отношению к \mathbf{V} .

Условие (1) можно использовать для формирования алгоритма управления [2].

Для гашения угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ необходимо, чтобы магнитный момент \mathbf{L} имел компоненту, направленную противоположно по отношению к произведению $(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V})$. Наибольшая эффективность будет достигнута, когда векторы \mathbf{L} и $(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V})$ будут антипараллельны, т.е.

$$\mathbf{L} = \frac{k_\omega (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V})}{V^2}, \quad (2)$$

где k_ω — коэффициент демпфирования вращения МКА.

Закон управления линейных магнитных систем состоит в формировании магнитного момента \mathbf{L} по информации о векторах \mathbf{V} и $\boldsymbol{\omega}$ [6].

Для реализации этого алгоритма необходимо использовать информацию о векторе геомагнитной индукции \mathbf{V} по показаниям магнитометров и о векторе угловой скорости МКА $\boldsymbol{\omega}$ по показаниям датчиков угловых скоростей.

В случае быстрого вращения аппарата можно записать

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} &\approx -(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}), \\ \mathbf{L} &= (k_\omega \dot{\mathbf{V}}) / V^2. \end{aligned} \quad (3)$$

Для реализации этого алгоритма достаточно использовать информацию о векторе геомагнитной индукции \mathbf{V} по показаниям магнитометров.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЖИМОВ УПРАВЛЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКИМ МОМЕНТОМ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАГНИТНЫМИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОДОБИЯ

Сравнительный анализ магнитной системы ориентации строится на основе динамически подобно-го моделирования [5–8]. Для сравнительной оценки динамических характеристик при исследовании магнитной ориентации целесообразно ввести масштабные коэффициенты пересчёта параметров при моделировании по отношению к условиям натурно-го движения КА по орбите спутника Земли.

Приведены результаты динамически подобно-го моделирования углового движения спутника с магнитной системой ориентации при движении по полярной орбите (высота орбиты 550 км, наклонение орбиты $i = 100^\circ$) МКА с массой 150 кг и моментом инерции $J = 20 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ при значении магнитного момента $L = 7 \text{ А} \cdot \text{м}^2$. Режим гашения кинетического момента моделировался на динамическом стенде для макета с моментом инерции

Таблица 1. Масштабные коэффициенты для моделирования динамики углового движения КА с магнитной системой ориентации

Параметр	Определяющая формула	Базовые масштабные коэффициенты ($K_J = 33$; $K_B = 0,9$; $K_L = 4$)
Угловая скорость орбитального движения ω_0	$K_{\omega_0} = K_L^{1/2} K_J^{-1/2} K_B^{1/2}$	0,33
Время t	$K_t = K_{\omega_0}^{-1}$	3,0
Угол ϕ	$K_\phi = 1$	1
Угловая скорость ω	$K_\omega = K_{\omega_0}$	0,33
Кинетический момент K	$K_K = K_J K_{\omega_0}$	11
Момент M	$K_M = K_J K_{\omega_0}^2$	3,6

Таблица 2. Сравнение параметров для моделирования

Параметр	Натурный КА	Модельный КА
Момент инерции КА J , кг·м ²	20	0,6
Индукция магнитного поля Земли B , Тл	$4,5 \cdot 10^{-5}$	$5 \cdot 10^{-5}$
Магнитный момент магнитной катушки L , А·м ²	7	1,75
Угловая скорость КА ω , %с	3,0	9,0
Время t , ч	2	0,67
Кинетический момент K , Н·м·с	1,75	0,16
Момент M , Н·м	$2,0 \cdot 10^{-4}$	$5,5 \cdot 10^{-5}$
Коэффициент управления по угловой скорости k_ω , Н·м·с	$6,0 \cdot 10^{-3}$	$5,3 \cdot 10^{-4}$
Коэффициент управления по кинетическому моменту k_K , с ⁻¹	$1,8 \cdot 10^{-4}$	$5,5 \cdot 10^{-4}$

$J = 0,6$ кг·м² при значении магнитного момента $L = 1,75$ А·м². Масштабные коэффициенты для моделирования магнитной системы ориентации приведены в табл. 1 [5]. Сравнение параметров для моделирования по критериям подобия для натурального и модельного КА приведено в табл. 2.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАГНИТНОЙ СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ НА ДИНАМИЧЕСКОМ СТЕНДЕ

Созданный в МАИ в результате выполнения проекта RFMEFI57414X0103 в рамках ФЦП “Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы” экспериментальный стенд с системой имитации взаимодействия МИО с магнитным полем Земли имеет уникальные возможности по физическому моделированию режима одноосного вращения аппарата в состоянии невесомости. Экспериментальный стенд обеспечивает проведение моделирования динамики углового движения МКА с МИО, режимов управления ориентацией КА, гашения кинетического момента. Схема экспериментального стенда приведена на рис. 1.

Внешний вид экспериментального стенда, оснащённого системой имитации взаимодействия МИО с магнитным полем Земли, и система визуализации вращения макета КА показаны на рис. 2.

Отработка режимов движения производится с использованием конструкторского (массо-габаритного) макета МКА, оснащённого исследуемой системой ориентации и стабилизации.

Величина и динамика изменения магнитного поля в натуральных условиях полёта КА отличаются от модельных характеристик. Это требует пересчёта характеристик динамики движения КА на основе динамически подобного моделирования.

На рисунке 3 приведены результаты численного моделирования режима гашения кинетического момента с помощью МИО для натурального МКА при движении по полярной орбите (высота орбиты 550 км, наклонение орбиты $i = 100^\circ$) и для модельного КА на динамическом стенде. Рисунок 3 позволяет сравнить изменение кинетического момента для натурального и модельного динамически подобного КА в зависимости от аргумента широты u .

Сравнение расчётных результатов и физического моделирования (исследовательские испытания на натурном объекте) работы исполнительного органа подтверждают правильность созданных математических моделей и их пригодность для

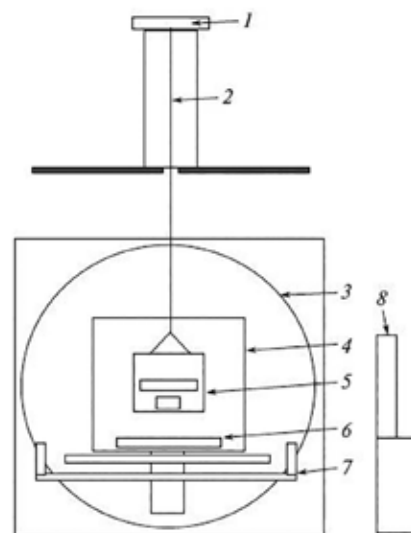


Рис. 1. Схема экспериментального стенда: 1 — исполнительный механизм системы; 2 — тросовый подвес; 3 — имитатор внешнего магнитного поля; 4 — система минимизации аэродинамического торможения; 5 — макет КА с аппаратурой и МИО; 6 — оптическая система; 7 — поворотная система навесного оборудования; 8 — пульт управления и аппаратура управления стендом.

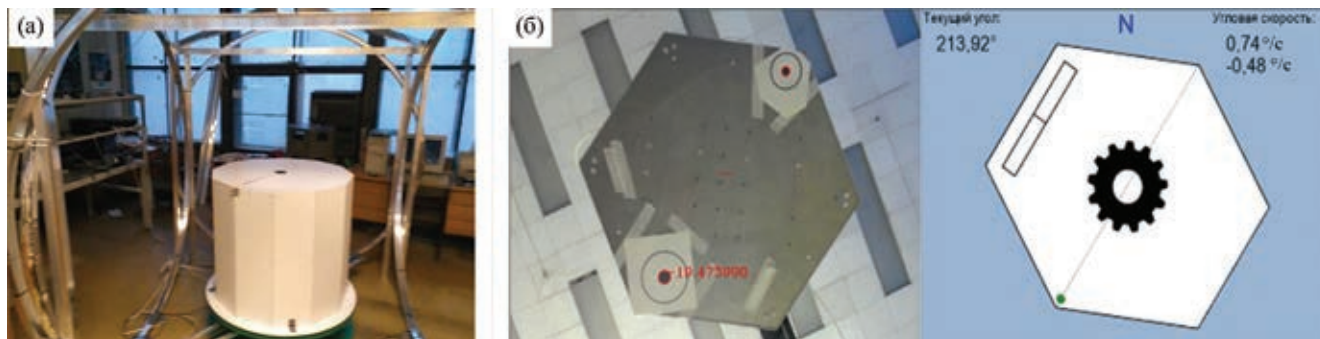


Рис. 2. Экспериментальный динамический стенд: а — внешний вид экспериментального стенда моделирования режимов управления движением МКА с МИО; б — система визуализации вращения макета КА.

масштабных пересчётов функциональных математических моделей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассматривается задача управления кинетическим моментом космических аппаратов с использованием магнитных систем ориентации, взаимодействующих с магнитным полем Земли. Для определения динамических характеристик МКА осуществляется формирование математической модели и проведение динамических испытаний. Построена математическая модель динамики углового движения аппарата, предложен подход к определению параметров закона управления системы ориентации и стабилизации КА, обеспечивающего сброс кинетического момента.

Приведено описание экспериментального стенда, созданного для решения задач по исследованию функционирования исполнительных органов и элементов систем ориентации в условиях физической имитации движения КА. Данная установка позволяет производить испытания МКА с любыми исполнительными органами с использованием в эксперименте их реальных динамических параметров и штатных МИО.

Предложены методы экспериментальной (стендовой) отработки МИО, основанные на

применении динамически подобных моделей. Для возможности последующей реализации задач по масштабированию проектируемых МИО разработаны методики и математический аппарат масштабирования, приведены примеры применения масштабных коэффициентов и систем пересчёта.

Созданные математические модели и методики расчёта и масштабирования магнитных исполнительных органов были подтверждены соответствием расчётных параметров и результатов экспериментальной отработки, что позволяет использовать их для максимально широкого спектра проектных задач.

Источник финансирования. Работа выполнена в рамках гранта Президента РФ по государственной поддержке молодых российских учёных-кандидатов наук (МК-2284.2017.8).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ovchinnikov M.Yu., Roldugin D.S., Penkov V.I.* Three-Axis Active Magnetic Attitude Control Asymptotical Study // *Acta Astronaut.* 2015. V. 110. P. 279–286.
2. *Овчинников М.Ю., Родулгин Д.С., Карпенко С.О., Пеньков В.И.* Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования // *Косм. исслед.* 2012. Т. 50. № 2. С. 176–183.
3. *Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Терентьев В.В., Фирсюк С.О., Шемяков А.О.* Исследование динамики углового движения и построение алгоритмов управления кинетическим моментом космических аппаратов с использованием магнитной системы ориентации // *ДАН.* 2016. Т. 471. № 2. С. 154–157.
4. *Egorov Yu.G., Kulkov V.M., Terentyev V.V., Firsyuk S.O., Shemyakov A.O.* Investigation of the Dynamics of Angular Motion and Construction of Algorithms for Controlling the Angular Momentum of Spacecraft Using a Magnetic Attitude Control System // *Doklady Physics.* 2016. V. 61. № 11.
5. *Kulkov V.M., Medvedskii A.L., Terentyev V.V., Firsyuk S.O., Shemyakov A.O.* Modeling the Angular

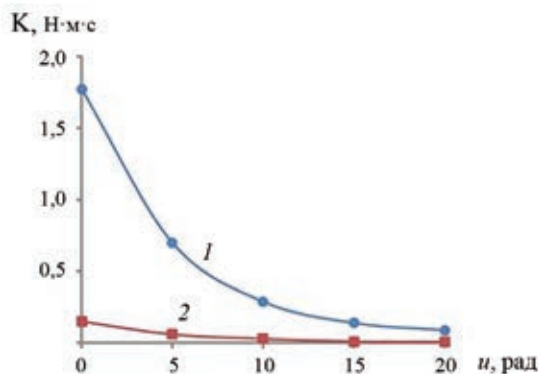


Рис. 3. Изменение кинетического момента для натурального (1) и модельного (2) КА.

- Motion Dynamics of Spacecraft with a Magnetic Attitude Control System Based on Experimental Studies and Dynamic Similarity // *Doklady Physics*. 2017. V. 62. № 12. P. 543–546.
6. Алифанов О.М., Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Терентьев В.В., Фирсюк С.О. Подход к формированию проектного облика системы ориентации малого космического аппарата // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2015. № 4. С. 15–20.
 7. Alifanov O.M., Egorov Y.G., Kulkov V.M., Terent'ev V.V., Firsyuk S.O. An Approach to Forming the Design Performance of the Attitude Control System for Small Spacecraft // *Russ. Aeronautics*. 2015. V. 58. Iss. 4. P. 376–382.
 8. Кульков В.М., Медведский А.Л., Терентьев В.В., Фирсюк С.О., Шемяков А.О. Моделирование динамики углового движения космических аппаратов с магнитной системой ориентации на основе экспериментальных исследований и динамического подобия // *ДАН*. 2017. Т. 477. № 4. С. 421–424.
 9. Egorov Y.G., Kulkov V.M., Terent'ev V.V., Firsyuk S.O. Formation of Motion Modes and Development of Control Algorithms for Small Spacecraft with Geomagnetic System of Orientation and Stabilization // *Appl. Math. Sci.* 2016. V. 10. № 56. P. 2739–2747.
 10. Розин П.Е. Система ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аурига» // *Тр. МАИ*. 2016. № 90. http://mai.ru/upload/iblock/6a9/rozin_rus.pdf.
 11. Бардин Б.С., Савин А.А. Исследование орбитальной устойчивости плоских колебаний симметричного намагниченного спутника на круговой орбите // *Тр. МАИ*. 2016. № 85. http://mai.ru/upload/iblock/c80/bardin_savin_rus.pdf.

MODELING THE ANGULAR MOMENTUM CONTROL OF SMALL SPACECRAFT WITH A MAGNETIC ATTITUDE CONTROL SYSTEM

V. M. Kulkov, Yu. G. Egorov, S. O. Firsyuk,
V. V. Terentyev, A. O. Shemyakov

Presented by Academician of the RAS V.V. Kozlov June 19, 2018

Received July 11, 2018

The problem of modeling the angular momentum control modes of small spacecraft using electromagnetic systems interacting with the Earth's magnetic field is considered. The electromagnetic system control law has been constructed for various compositions of measurable parameters. A set of scale factors has been formed to investigate the angular momentum control mode of dynamically similar models. Based on a dynamical test stand, we have carried out experimental studies to model the angular motion dynamics of small spacecraft with a magnetic attitude control system.

Keywords: small spacecraft, magnetic attitude control system, angular momentum control, dynamically similar models, dynamical test stand.