

На правах рукописи

Ролдугин Дмитрий Сергеевич

**Исследование быстродействия и точности
алгоритмов активной магнитной системы
ориентации малого спутника**

Специальность 01.02.01 – Теоретическая механика

АВТОРЕФЕРАТ

**диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук**

Москва - 2013

Работа выполнена в Институте прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН

Научный руководитель: доктор физико-математических наук, профессор
Овчинников Михаил Юрьевич

Официальные оппоненты: доктор технических наук, заведующий кафедрой
теоретической механики и мехатроники МЭИ
(НИУ)

Меркурьев Игорь Владимирович

кандидат физико-математических наук,
старший научный сотрудник Лаборатории
математического обеспечения имитационных
динамических систем МГУ

Бугров Дмитрий Игоревич

Ведущая организация: Московский авиационный институт
(Национальный исследовательский университет)

Защита состоится “___” _____ 2013 г. в _____ часов на заседании
Диссертационного совета Д 002.024.01 при Институте прикладной математики
им.М.В.Келдыша РАН по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Института прикладной
математики им.М.В.Келдыша РАН.

Автореферат разослан “___” _____ 2013 г.

Ученый секретарь Диссертационного совета
доктор физико-математических наук

Т.А.Полилова

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Объект исследования и актуальность работы

Объектом исследования в диссертационной работе являются системы управления ориентацией малых спутников с магнитными катушками в качестве исполнительных элементов.

В последние два десятилетия наблюдается значительный рост интереса к малым спутникам. Магнитные системы ориентации (МСО), содержащие намагничиваемые элементы, которые взаимодействуют с геомагнитным полем, широко применяются в контуре управления угловым движением искусственных спутников Земли в тех случаях, когда предпочтительно использовать недорогую элементную базу и простые, реализуемые на бортовых компьютерах с ограниченными ресурсами алгоритмы. В качестве основной МСО используется, как правило, на небольших спутниках. С одной стороны, к их системе ориентации обычно не предъявляют высоких требований по точности и быстродействию, с другой – МСО могут явиться единственным возможным вариантом для установки на борту спутника в силу имеющихся ограничений по его массе и энерговооруженности. МСО могут использоваться как самостоятельно, так и совместно с системами ориентации другого типа. Это, прежде всего, пассивные системы: например, гравитационные и аэродинамические, а также системы с использованием маховиков. Такое совмещение необходимо из-за двух проблем, связанных с использованием МСО. В силу физических ограничений, нет возможности создать механический момент вдоль текущего направления вектора геомагнитной индукции. Величина момента также оказывается ограниченной из-за низкой энерговооруженности аппаратов. Вопросами исследования динамики и построения таких систем занимались Б.В. Раушенбах, В.В. Белецкий, В.А. Сарычев, В.В. Сазонов, М.Ю. Овчинников, Л.И. Каргу, А.П. Коваленко, В.И. Боевкин, М. Shigehara, К.Т. Alfriend, Р.В. Likins и многие другие.

Рассматриваемые в диссертации алгоритмы управления ориентацией спутника были предложены для реализации на борту микроспутника «Чибис-М» (разработка Института космических исследований РАН, запущен с борта транспортного корабля «Прогресс» 25 января 2012 года), семейства наноспутников ТНС (технологический наноспутник, разработка ОАО «Российские космические системы») и микроспутников «TabletSat», разрабатываемых ООО «Спутникс». В диссертации детально исследуются алгоритмы управления этими аппаратами для выяснения как будут влиять на их работу параметры аппарата, его орбиты характеристики магнитных катушек. Общие проблемы ориентации малых аппаратов при помощи магнитной системы управления и задачи, стоящие в рамках трех указанных спутников или их серий, подтверждают актуальность диссертационной работы.

Цель диссертационной работы

Разработать эффективные и экономичные методы для предварительного расчета параметров магнитных систем ориентации миниатюрных спутников, стесненных ограничениями на мощность, размеры, массу, и, тем самым, повысить эффективность применения магнитных систем ориентации.

Для достижения этой цели необходимо построить модели углового движения, усовершенствовать методы анализа и синтеза алгоритмов управления, реализующих программное движение и обеспечивающих его асимптотическую устойчивость; выбрать параметры управления; оценить точность ориентации при действующих возмущениях; показать возможность обеспечения требуемой ориентации спутника при помощи алгоритмов; исследовать эти алгоритмы, доведя результат до уровня конечных формул или первых интегралов, что позволит оперативно подбирать параметры системы ориентации; провести верификацию результатов с использованием численных, лабораторных и летных экспериментов.

Научная новизна работы

Научная новизна работы обусловлена:

- выбранными методами исследования, которые применены для анализа динамики и оценки эффективности функционирования систем управления в ситуациях, когда система стеснена ограничениями на управление;
- полученными оценками быстродействия системы и точности ориентации в виде конечных соотношений или с помощью первых интегралов движения;
- предложенной схемой ориентации быстро вращающегося спутника, разработанными рекомендациями по применению алгоритмов на борту малого спутника;
- исследованным алгоритмом управления ориентацией спутника, который позволяет реализовать требуемый режим его углового движения в инерциальном пространстве.

Практическая и теоретическая ценность

Полученные в диссертации результаты применены к конкретным системам управления ориентацией с помощью магнитных катушек. Найденные параметры управления и оценки точности ориентации получены в виде конечных общих соотношений, в частности, при помощи первых интегралов движения, что позволяет эффективно провести предварительный анализ динамики и синтез параметров систем управления.

Приведенная в работе методика использована при исследовании углового движения российского микроспутника «Чибис-М» и выбора алгоритмов его управления, анализ данных телеметрии показал удовлетворительную работоспособность системы ориентации.

Выносимые на защиту результаты и положения

1. В рамках исследования быстрых вращений спутника проведен анализ быстродействия алгоритма гашения угловой скорости аппарата. Получен полный набор независимых автономных первых интегралов осредненных уравнений движения. Определена зависимость быстродействия системы от наклона орбиты и найдено направление в инерциальном пространстве, к которому стремится вектор кинетического момента, что позволяет быстро оценить время, которое потребуется для успокоения спутника после отделения от ракеты-носителя.

2. Для спутника, стабилизируемого собственным вращением, предложена схема обеспечения одноосной ориентации, не требующая предварительного успокоения и раскрутки вокруг оси симметрии и обеспечивающая выигрыш в быстродействии, выработаны рекомендации по применению алгоритмов ориентации. Для всех используемых алгоритмов получены полные наборы независимых автономных первых интегралов осредненных уравнений движения, найдена зависимость быстродействия алгоритмов от наклона орбиты и начальных условий, что позволяет быстро подбирать параметры системы ориентации на этапе разработки облика системы и спутника.

3. Исследован алгоритм трехосной магнитной системы ориентации, обеспечивающий любое наперед заданное положение в инерциальном пространстве при определенных ограничениях. Получены конечные соотношения между параметрами системы ориентации, спутника и орбиты, обеспечивающие устойчивость требуемой ориентации и максимальную величину степени устойчивости.

4. Результаты исследования подтверждены в ходе лабораторных и летных испытаний на борту микроспутника «Чибис-М».

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на следующих семинарах и конференциях:

- 2nd IAA Conference on University Satellite Missions and Cubesat Workshop, Roma, Italy, 2013;
- 1st IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, Porto, Portugal, 2012;
- XXXIII, XXXIV, XXXV Академических Чтениях по космонавтике, секция «Прикладная небесная механика и управление движением», Москва, 2010, 2011, 2012 гг.;
- 62nd International Astronautical Congress, Cape Town, South Africa, 2011;
- 44-х Чтениях, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, секция «Проблемы ракетной и космической техники», Калуга, 2009;
- VI, VII Научно-практической конференции «Микротехнологии в авиации и космонавтике», Москва, 2008, 2009 гг.;

- Конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов», Таруса, 2008, 2012 гг.;
- 51-ой, 52-ой, 54-ой, 55-ой Научных конференциях МФТИ «Современные проблемы фундаментальных наук», Долгопрудный, 2008, 2009, 2011, 2012 гг.;
- семинаре «Динамика относительного движения». Руководители: чл.-корр. РАН, проф. В.В. Белецкий, проф. Ю.Ф. Голубев, доц. К.Е. Якимова, доц. Е.В. Мелкумова (МГУ, Москва, 2012 г.);
- семинаре Института механики МГУ. Руководитель: В.А. Самсонов (МГУ, Москва, 2012);
- семинаре «Анализ и синтез управляемых процессов». Руководители: проф. В.В. Александров, д.ф.-м.н. С.С. Лемак. (МГУ, Москва, 2013 г.);
- семинаре им. В.А. Егорова по механике космического полета. Руководители: чл.-корр. РАН, проф. В.В. Белецкий, проф. М.П. Заплетин и проф. В.В. Сазонов (МГУ, Москва, 2012 г.);
- расширенном семинаре отдела №5 Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. Руководитель: проф. Ю.Ф. Голубев (Москва, 2013 г.).

Отдельные результаты, полученные в работе, используются при чтении спецкурса «Динамика и управление механическими системами» в МФТИ на кафедре теоретической механики.

Работа над диссертацией велась в рамках грантов и контрактов:

Программа поддержки ведущих научных школ №№ НШ-6700.2010.1, НШ-1123.2008.1, НШ-2448.2006.1; Гранты РФФИ №№ 09-01-00431, 07-01-92001-ННС_a, 06-01-00389, 12-01-09203-моб_з; Госконтракты и гранты с Минобрнаукой №№ 02.740.11.0464, 02.740.11.0860, 12-000-2004-1253, 12-000-4001-8347, пяти хозяйственных договоров с организациями промышленности.

Выпущено 7 статей в рекомендованных ВАК изданиях, 10 препринтов, 16 статей в сборниках трудов российских и международных конференций. Их список приведен в конце автореферата.

Структура и объем диссертации

Работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы и двух приложений.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы, приведен обзор литературы, который касается текущего состояния дел в области активных систем ориентации малых аппаратов. Дано краткое содержание работы.

В первой главе диссертации приводятся системы координат и уравнения движения спутника; рассматриваются модели геомагнитного поля; обсуждаются методы асимптотического анализа. В качестве уравнений движения используются уравнения в переменных Белецкого-Черноуьско для осесимметричного спутника и уравнения Эйлера. Переменные Белецкого-Черноуьско – набор $L, \rho, \sigma, \varphi, \psi, \theta$, где L – модуль вектора кинетического

момента, углы ρ, σ определяют его ориентацию относительно инерциальных осей, углы Эйлера φ, ψ, θ задают ориентацию аппарата относительно системы координат, связанной с вектором кинетического момента. Эти переменные

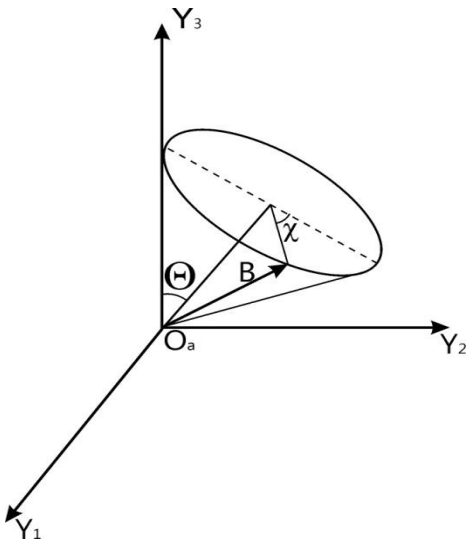


Рис. 1 – Осредненная модель

удобны для анализа переходных процессов, когда наибольший интерес представляет величина угловой скорости, характеризуемая лишь одной переменной – величиной кинетического момента. В предположении, что механический момент, создаваемый МСО, мал, возможно разделение на быстрые и медленные переменные, что позволяет использовать метод осреднения. Уравнения Эйлера удобно использовать для оценки точности ориентации при помощи метода Пуанкаре. В качестве упрощенной модели геомагнитного поля используется осредненная модель (Рис. 1), в которой вектор геомагнитной индукции при движении аппарата по орбите движется равномерно по круговому конусу с углом

полураствора, близким к наклонению орбиты, согласно соотношению

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{3 \sin 2i}{2(1 - 3 \sin^2 i + \sqrt{1 + 3 \sin^2 i})}$$

Эта модель позволяет получить решение уравнений движения в виде конечных формул или первых интегралов.

Во **второй главе** проводится исследование углового движения спутника на начальном этапе, при этом МСО используется для демпфирования угловой скорости. В первом разделе при помощи переменных Белецкого-Черноуьско проводится осреднение по быстрым переменным, что позволяет получить упрощенную эволюционную систему уравнений

$$\frac{dl}{du} = -\varepsilon l \left[2p + (1 - 3p) \sin^2 \rho \right] \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right),$$

$$\frac{d\rho}{du} = \varepsilon (3p - 1) \sin \rho \cos \rho \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right),$$

$$\frac{d\sigma}{du} = 0, \quad \frac{d\theta}{du} = \varepsilon \lambda \left[2(1 - p) + (3p - 1) \sin^2 \rho \right] \sin \theta \cos \theta,$$

где $\lambda = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{C}{A} \right)$, $p = \frac{1}{2} \sin^2 \Theta$. Решение этих уравнений получено в конечном

виде для сферически-симметричного спутника, тогда

$$l = \exp \left[-2\varepsilon p u + \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + \exp(2\varepsilon(3p - 1)u + c_0)}{1 + \exp c_0} \right) \right],$$

откуда виден экспоненциальный закон затухания угловой скорости и влияние наклона орбиты на быстродействие. Для случая осесимметричного спутника найден полный набор автономных первых интегралов системы уравнений

$$I_1(l, \rho) = \ln l - \frac{1}{2} \ln(\operatorname{tg}^2 \rho + 1) + \frac{2p}{3p-1} \ln(\operatorname{tg} \rho),$$

$$I_2(\rho, \theta) = \frac{\lambda}{2} \ln(\operatorname{tg}^2 \rho + 1) + \lambda \frac{2-2p}{3p-1} \ln(\operatorname{tg} \rho) - \ln(\sin \theta) + \frac{C}{A} \ln(\cos \theta).$$

При помощи первых интегралов исследовано влияние параметров спутника и наклона его орбиты на быстродействие системы ориентации.

Во втором разделе исследуется влияние МСО на гравитационную ориентацию спутника. При помощи метода Пуанкаре и уравнений Эйлера, записанных в полусвязанных осях Резаля, найдено вынужденное решение, показывающее отклонение, вызванное введением демпфирования угловой скорости при помощи МСО. В частности, по углу тангажа получено отклонение

$$\alpha = \varepsilon \frac{A}{3(C-A)} \sin^2 i,$$

позволяющее для заданных параметров спутника и магнитных катушек и наклона орбиты оценить ошибку ориентации.

Предметом изучения в **третьей главе** является набор алгоритмов для ориентации осесимметричного спутника в инерциальном пространстве. Традиционная схема для такого режима движения включает поочередное использование алгоритмов гашения нутационных колебаний, раскрутки вокруг оси симметрии для придания аппарату свойств гироскопа и переориентация оси симметрии в заданное положение в инерциальном пространстве. В работе предлагаются два алгоритма предварительной переориентации аппарата, позволяющие начать этот процесс сразу после отделения от ракеты-носителя, параллельно с гашением нутационных колебаний, исследуется динамика спутника под управление каждого алгоритма и выигрыш в быстродействии по сравнению со стандартной схемой. Глава разбита на разделы, посвященные анализу алгоритмов, используемых в схеме управления – два алгоритма предварительной переориентации и три традиционно используемых. Аналогично второй главе проводится исследование быстродействия системы ориентации. Для алгоритма гашения нутационных колебаний получены осредненные уравнения

$$\begin{aligned} \frac{dl}{du} &= -\frac{1}{2} \varepsilon l \left[2p + (1-3p) \sin^2 \rho \right] \sin^2 \theta, & \frac{d\rho}{du} &= \frac{1}{2} \varepsilon (3p-1) \sin \rho \cos \rho \sin^2 \theta, \\ \frac{d\theta}{du} &= -\frac{1}{2} \varepsilon \left[2p + (1-3p) \sin^2 \rho \right] \sin \theta \cos \theta, & \frac{d\sigma}{du} &= 0 \end{aligned}$$

и полный набор автономных первых интегралов

$$I_1(l, \theta) = l \cos \theta,$$

$$I_2(\rho, \theta) = \frac{1}{2} \ln(\operatorname{tg}^2 \rho + 1) - \frac{2p}{3p-1} \ln \operatorname{tg} \rho + \ln \cos \theta.$$

Для алгоритма раскрутки вокруг оси симметрии решена модельная задача движения аппарата под действием постоянного момента, показана возможность закрутки вокруг оси симметрии, получены эволюционные уравнения для спутника после предварительного успокоения

$$\frac{dl}{du} = \varepsilon [2p + (1-3p)\sin^2 \rho], \quad \frac{d\rho}{du} = -\varepsilon \frac{1}{l} (3p-1) \sin \rho \cos \rho,$$

$$\frac{d\theta}{du} = -\frac{1}{2l} \varepsilon [2 - 2p - (1-3p)\sin^2 \rho] \theta, \quad \frac{d\sigma}{du} = 0,$$

найден первый интеграл системы уравнений для l, ρ

$$I_1(l, \rho) = \ln l - \frac{1}{2} \ln(\operatorname{tg}^2 \rho + 1) + \frac{2p}{3p-1} \ln \operatorname{tg} \rho.$$

Для алгоритма точной переориентации получены эволюционные уравнения, для одного выделенного направления в инерциальном пространстве найдено их решение в конечном виде, задающее эволюцию угла отклонения $\rho = 2 \operatorname{arc} \operatorname{tg} [c_0 \exp(-\eta u)]$.

Для первого алгоритма предварительного демпфирования для одного выделенного направления в инерциальном пространстве получены осредненные уравнения

$$\frac{dl}{du} = \varepsilon p \sin^2 \theta \cos \rho, \quad \frac{d\rho}{du} = \varepsilon p (0.5 \sin^2 \theta - 1) \sin \rho / l,$$

$$\frac{d\sigma}{du} = 0, \quad \frac{d\theta}{du} = \varepsilon p \sin \theta \cos \theta \cos \rho / l,$$

и полный набор автономных первых интегралов

$$I_1(l, \theta) = l \cos \theta,$$

$$I_2(\rho, \theta) = 0.25 \ln(\operatorname{tg}^2 \theta + 1) - \ln \operatorname{tg} \theta - \ln \sin \rho.$$

Для второго алгоритма предварительной стабилизации для одного выделенного направления в инерциальном пространстве получены осредненные уравнения

$$\frac{dl}{du} = \frac{1}{2} \varepsilon \sin^2 \theta [2p(\cos \rho - 1) + (3p-1)\sin^2 \rho],$$

$$\frac{d\rho}{du} = -\varepsilon p \sin \rho / l + \frac{1}{2} \varepsilon \sin^2 \theta [p \sin \rho + (3p-1)\sin \rho \cos \rho] / l,$$

$$\frac{d\sigma}{du} = 0, \quad \frac{d\theta}{du} = \frac{1}{2} \varepsilon \sin \theta \cos \theta [2p(\cos \rho - 1) + (3p-1)\sin^2 \rho] / l$$

и первый интеграл

$$I_1(l, \theta) = l \cos \theta.$$

Таким образом, для каждого алгоритма (в некоторых случаях при дополнительных предположениях) для осредненных уравнений движения получены первые интегралы движения, показана эффективность каждого алгоритма в зависимости от наклона орбиты, а также показано повышение быстродействия системы ориентации за счет введения двух дополнительных алгоритмов.

Четвертая глава посвящена исследованию алгоритма трехосной магнитной ориентации спутника. В первом разделе приводится логика формирования алгоритма. Предложены два пути его конструирования. Первый основан на аналогии с модельной задачей плоского движения, при этом управление ищется в соответствии с требованием минимизации невязки, характеризующей отклонение от требуемого положения равновесия. Второй путь основан на рассуждениях, аналогичных способу конструирования ПД-регулятора, при этом МСО реализует лишь компоненту момента, перпендикулярную локальному вектору геомагнитной индукции. Дипольный магнитный момент имеет вид

$$\mathbf{m} = -k_{\omega} \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} - k_a \mathbf{B} \times \mathbf{S}.$$

Во втором разделе проводится исследование переходных процессов в предположении слабого механического момента и соизмеримости безразмерных коэффициентов усиления позиционной и дифференциальной частей момента. Показано, что дифференциальная часть момента позволяет демпфировать угловую скорость спутника до нуля (при отсутствии возмущений), позиционная часть при этом не вносит вклада в эволюционный характер движения. В третьем разделе рассматривается устойчивость требуемого положения равновесия, проводится формальное усреднение уравнений движения по явно входящему аргументу широты (времени). Результатом усреднения являются затухающие колебания по каждому углу ориентации,

$$\ddot{\gamma} + \varepsilon \chi (p + q) \dot{\gamma} + 2\varepsilon (p + q) \gamma = 0,$$

$$\ddot{\alpha} + \varepsilon \chi (p + q) \frac{A}{B} \dot{\alpha} + 2\varepsilon (p + q) \frac{A}{B} \alpha = 0,$$

$$\ddot{\beta} + 2\varepsilon \chi p \frac{A}{C} \dot{\beta} + 4\varepsilon p \frac{A}{C} \beta = 0.$$

В зависимости от параметров системы ориентации, спутника и орбиты получено аналитическое выражение для степени устойчивости, дающее простую формулу для подбора параметров управления спутника. В частности, при $C > B > A$ параметры следует выбирать согласно соотношению

$$k_a = \frac{2\theta_2 - 1}{8\theta_2^2} \frac{B_0^2}{A\omega_0^2} k_{\omega}^2, \quad \theta_2 = C(p + q)/2pA.$$

В пятом разделе проводится численное моделирование, показывающее наличие областей неустойчивости при неправильном подборе параметров управления.

В пятой главе приводятся результаты численных, лабораторных и летных испытаний алгоритмов. В первом разделе проводится моделирование динамики спутника при использовании различных моделей геомагнитного поля, определены границы применимости используемой в работе осредненной модели. Во втором разделе приводятся результаты лабораторных испытаний макета системы ориентации и стабилизации спутника «Чибис-М», в третьем – результаты летных испытаний на его борту.

В заключении приводятся основные результаты, полученные в диссертации.

В двух приложениях приведены описания лабораторных стендов, на которых проводились лабораторная верификация моделей, полученных во второй главе, в разработке и создании которых принимал непосредственное участие автор; и краткое описание используемых в работе асимптотических методов анализа.

СПИСОК ОСНОВНЫХ РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. D.S. Roldugin, P. Testani, Spin-stabilized satellite magnetic attitude control scheme without initial detumbling, **Acta Astronautica** (в печати, DOI <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.01.011>)
2. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin, V.I. Penkov, Asymptotic study of a complete magnetic attitude control cycle providing a single-axis orientation, **Acta Astronautica**, 2012, V. 77, № 8-9, pp. 48-60.
3. М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко, Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования, **Космические исследования**, 2012, Т. 50, № 2, с. 176-183.
4. Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» на лабораторном стенде, **Известия РАН. Теория и системы управления**, 2012, № 1, с. 118-137.
5. М. Ю. Овчинников, В. И. Пеньков, Д. С. Ролдугин, Исследование связки трех алгоритмов магнитного управления угловой скоростью и ориентацией спутника, стабилизируемого вращением, **Космические исследования**, 2012, Т. 50, № 4, с. 326-334.
6. D.S. Roldugin, P. Testani, Active magnetic attitude control system for sun-pointing of a spin-stabilized satellite without initial detumbling, **Advances in the Astronautical Sciences**, 2012, V. 145, pp. 669-688.
7. Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, Д.С. Ролдугин, С.П. Трофимов, Д.О. Нуждин С.О. Карпенко, Аналитическое, численное и полунатурное исследование алгоритмов управление ориентацией микроспутников, **Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского**, 2011, № 4 (2), с. 152–154.
8. D.S. Roldugin, P. Testani, Axisymmetrical satellite reorientation without initial detumbling. Материалы XXXVI Академических Чтений по космонавтике,

секция «Прикладная небесная механика и управление движением». Январь 2012, М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, <http://www.ihst.ru/~akm/36t5.htm>.

9. М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко, Моделирование и лабораторные испытания системы ориентации МКА «Чибис-М», Труды XXXV Академических Чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва, январь 2011, г. Москва, с. 63.

10. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin, P. Testani, Spin-stabilized satellite with Sun-pointing active magnetic attitude control system, Preprint of KIAM RAS, 2012, № 4, 31 p.

11. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Ivanov, N.A. Ivlev, S.O. Karpenko, D.S. Roldugin, S.S. Tkachev, Development, Complex Investigation, Laboratory and Flight Testing of the Magneto-Gyroscopic ACS for the Microsatellite, 63th International Astronautical Congress, Naples, Italy, 2012, paper IAC-12-C1.9.12, 15 p.

12. Д.С. Иванов, Н.А. Ивлев, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, Летные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М», Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2012, № 58, 32 с.

13. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Ivanov, S.S. Tkachev, D.S. Roldugin, S.O. Karpenko, Simulation and laboratory testing of microsatellite «Chibis-M» attitude control system, Proceedings of the 1st IAA Conference on University Satellites Missions and CubeSat Winter Workshop, 24-29th January, 2011, Roma, Italy, IAA-CU-11-04-06, p.88.

14. M.Yu Ovchinnikov, V.I. Pen'kov, D.S. Roldugin, Analytical study of a three-stage magnetic attitude control to change a single-axis orientation, Proceedings of the 62nd IAC, Cape-Town, South Africa, 3-7 Oct, 2011, Curran Associates, Inc. Publ., 2012, V.6, pp.5029-5039.

15. М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин. Исследование связки трех алгоритмов активного магнитного управления угловой скоростью и ориентацией спутника, стабилизируемого вращением. Актуальные проблемы российской космонавтики, Материалы XXXV Академических Чтений по космонавтике, секция «Прикладная небесная механика и управление движением». Январь 2011, М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, с. 136-137.

16. M.Yu. Ovchinnikov, V.I. Pen'kov, D.S. Roldugin, Spin-stabilized satellite with three-stage active magnetic attitude control system, Preprint of KIAM RAS, 2011, № 6, 32 p.

17. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin. Active magnetic attitude control system of a satellite equipped with a flywheel, Preprint of KIAM RAS, 2011, № 21, 28 p.

18. S.O. Karpenko, M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin, S.S. Tkachev, Synthesis and analysis of geomagnetic control using attitude sensor data. Case of sun sensor and magnetometer use, Preprint of KIAM RAS, 2011, № 26, 30 p.

19. S.O. Karpenko, M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin. Magnetic attitude control algorithms employing measurements from a direction attitude sensor, 6th international

workshop and advanced school «Spaceflight dynamics and control», Covilha, 28-30 march, 2011, 1p.

20. Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, Лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М», Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2011, № 40, 31с.

21. Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, Д.С. Ролдугин, С.П. Трофимов, Д.О. Нуждин С.О.Карпенко, Аналитическое, численное и полунатурное исследование алгоритмов управление ориентацией микроспутников. Сборник тезисов докладов Второй всероссийской школы молодых ученых-механиков «Актуальные проблемы механики» в рамках X всероссийского съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Нижний Новгород, 24-30 августа 2011 г., с. 45-46.

22. Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко, Демпфирование угловой скорости спутника с использованием токовых катушек и солнечного датчика ориентации, Механика, управление и информатика, 2011, № 2, с. 111-117.

23. Н.В. Куприянова, Д.С. Ролдугин, В.И. Пеньков, Повышение эффективности работы магнитной системы ориентации наноспутника ТНС-0, Актуальные проблемы российской космонавтики, Материалы XXXIV Академических Чтений по космонавтике, секция «Прикладная небесная механика и управление движением». Январь 2010, М: ИИЕТ РАН, с. 131-132.

24. М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко, Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования, Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2010, № 16, 31с.

25. М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин. Ориентирование спутника-гироскопа магнитной системой управления в инерциальном пространстве, Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2010, № 27, 28с.

26. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin, Hao-Chi Chang, Study of the effectiveness of «-Bdot» algorithm for satellite attitude control. Proceedings of Taiwan-Russian bilateral symposium on problems in advanced mechanics. September, 2010, Moscow, pp. 181-187.

27. С.О. Карпенко, Д.С. Ролдугин, Демпфирование угловой скорости спутника при помощи токовых катушек с использованием солнечного датчика, Тезисы 2 всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», 13 – 16 сентября 2010 г. Таруса, М.: ИКИ РАН, с. 21-22.

28. М.Ю. Овчинников, С.О. Карпенко, Н.В. Куприянова, Д.С. Ролдугин, Алгоритмы ориентации наноспутников серии ТНС-0. Актуальные проблемы российской космонавтики, Материалы XXXIII Академических Чтений по космонавтике, секция «Проектная баллистика и управление полетом космических аппаратов». Январь – февраль, 2009, М: ИИЕТ РАН, с. 351-352.

29. Н.В. Куприянова, Д.С. Ролдугин, М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Результаты разработки магнитной системы ориентации и системы определения ориентации наноспутника ТНС-0 №2, Сборник аннотаций докладов на VII

Научно-практической конференции «Микротехнологии в авиации и космонавтике», г. Москва, 2009г.

30. В.И. Пеньков, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, Результаты определения углового движения наноспутника Munin по токосъему солнечных батарей, Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, 2009, № 13, 31с.

31. М. Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, Д.С. Ролдугин, Реализация локального метода определения ориентации наноспутника, труды XLIV чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, 15-17 сентября 2009 г, стр. 122-131.

32. С.О. Карпенко, Н.В. Куприянова, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, А.С. Селиванов, Магнитные системы ориентации и методы определения ориентации наноспутников серии ТНС-0. Труды конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов», 22-25 сентября 2008 г., Таруса, 20 с.

33. С.О. Карпенко, Н.В. Куприянова, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, А.С. Селиванов, Магнитные системы ориентации и методы определения ориентации наноспутников серии ТНС-0, Аннотации докладов на VI Научно-практической конференции «Микротехнологии в авиации и космонавтике», Москва, 23-24 сентября 2008 г., с.34-35.