

На правах рукописи

Ролдугин Дмитрий Сергеевич

**ДИНАМИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С АКТИВНОЙ
МАГНИТНОЙ СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ**

Специальность 1.1.7 – Теоретическая механика, динамика машин

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
доктора физико-математических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном учреждении
«Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики
им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Научный консультант:

Овчинников Михаил Юрьевич, доктор физико-математических наук,
профессор, главный научный сотрудник, и.о. заведующего отделом № 7
Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Официальные оппоненты:

Красильников Павел Сергеевич, доктор физико-математических наук,
профессор, профессор кафедры 802 «Мехатроника и теоретическая механика»
ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)»

Морозов Виктор Михайлович, доктор физико-математических наук, профессор,
главный научный сотрудник лаборатории навигации и управления, ФГБОУ ВО
«Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова», Научно-
исследовательский институт механики

Тимбай Иван Александрович, доктор технических наук, профессор, профессор
кафедры высшей математики, ФГАОУ ВО «Самарский национальный
исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Ведущая организация:

ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет»

Защита состоится 14 ноября 2023 г. в 11 часов на заседании Диссертационного
совета 24.1.237.02 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 и на сайте <https://www.keldysh.ru/>

Автореферат разослан “ ____ ” августа 2023 г.

Ученый секретарь Диссертационного совета 24.1.237.02

кандидат физико-математических наук

М.Г. Ширококов

Общая характеристика работы

Магнитные системы управления используются на спутниках с начала эры освоения космического пространства. Первым спутником с пассивной магнитной системой стал Transit 1В, запущенный 13 апреля 1960 года. Первая активная магнитная система использовалась на Tiros II, запущенном 23 ноября 1960 года. Реконструкция движения по данным измерений магнитного поля была впервые проведена для Спутника-3, запущенного 15 мая 1958 года.

В первые десятилетия освоения космоса особую популярность приобрели пассивные системы ориентации. Сейчас их место заняли в основном активные системы, в том числе – магнитная. Она состоит из трех катушек, расположенных перпендикулярно друг другу. Катушка представляет собой множество витков провода, иногда размещаемых на металлическом сердечнике из магнитомягкого материала. При протекании тока создается дипольный момент \mathbf{m} , который, взаимодействуя с внешним магнитным полем с вектором индукции \mathbf{B} , приводит к возникновению механического момента $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$. Возможность создания любого по направлению дипольного момента – хотя и не механического – позволяет существенно расширить круг решаемых задач, используя магнитную систему ориентации как основную или единственную для всей миссии или в некоторых режимах работы космического аппарата (КА). Широкий круг задач, возникающих при реализации различных режимов движения КА с магнитной системой ориентации, как активной, так и пассивной, объясняет высокий интерес к ней ведущих специалистов по динамике, в этой области выделим А.П. Алпатова, В.В. Белецкого, А.Д. Герман, А.В. Дорошина, В.И. Драновского, Ю.В. Зонова, А.И. Игнатова, В.И. Калену, А.П. Коваленко, В.В. Любимова, Г.М. Маркелова, Ю.Г. Мартыненко, Н.А. Мельниченко, В.М. Морозова, М.Ю. Овчинникова, В.И. Пенькова, В.А. Раевского, Ю.А. Садова, В.В. Сазонова, В.А. Сарычева, В.В. Сидоренко, А.А. Тихонова, А.И. Ткаченко, А.А. Хентова, А.М. Яншина, К.Т. Alfriend,

G. Avanzini, C.J. Damaren, R.E. Fischell, J.L. Junkins, R.W. Kammuller, I. Kolmanovsky, M. Lovera, S. Nakasuka, A. de Ruiter, M. Shigehara, Y. Shtessel, A. Slavinskis, I. Stellmacher, K. Stopfkuchen.

Актуальность темы исследования

Актуальность изучения алгоритмов магнитной системы ориентации неразрывно связана с развитием индустрии малых КА, начавшимся около тридцати лет назад, и получившим неимоверное ускорение в начале двухтысячных годов с появлением стандарта Кубсат. Миниатюризация позволила устанавливать на КА массой в несколько десятков килограмм серьезную полезную нагрузку, дополняя и иногда заменяя крупные аппараты. Возникла возможность создания новых группировок и формаций КА, решающих принципиально иной по сравнению с одиночными аппаратами круг задач. При этом срок разработки малого КА может быть в несколько раз короче, чем у классического аппарата. Оперативное решение новых задач в сфере дистанционного зондирования и связи, восстановление флота научных и метеорологических спутников, внедрение аэрокосмических направлений в инновационные образовательные программы стали особенно актуальны для России в текущих условиях.

При создании малого КА ведется борьба за минимальное использование ресурсов служебными системами, ведь сэкономленное высвобождается для полезной нагрузки. Высокая популярность активной магнитной системы объясняется ее преимуществами, особенно актуальными для малых аппаратов. Это цена, размер и масса, энергопотребление, надежность, отсутствие расхода рабочего тела. На другой чаше весов от этих «инженерных» преимуществ находятся недостатки – невысокие точность ориентации и быстродействие. Они обусловлены исходным «теоретическим» недостатком магнитного управления: из векторного произведения, возникающего при вычислении управляющего момента, следует, что момент не создается вдоль вектора геомагнитной

индукции. Практическое преодоление проблемы ограничения на направление управляющего момента требует специфических подходов.

Использование дополнительных, но также простых, исполнительных элементов, движение в определенных востребованных режимах ориентации, специальный подбор управления и его параметров позволяют значительно улучшить точностные и скоростные показатели работы магнитной системы ориентации по сравнению с тем, что принято от нее ожидать. При этом спектр задач, ставящихся перед системой ориентации, в современном мире очень широк. Это позволяет выбрать те задачи, которые магнитная система успешно решает, но также заставляет искать решения для возможно большего набора задач полезной нагрузки и служебных систем, что в итоге превращает активную магнитную систему в универсальное решение, пригодное для большого числа миссий. Для всех возникающих перед магнитной системой проблем необходимо сформулировать пригодные решения и установить критерии качества работы системы ориентации. Они зачастую оказываются весьма ограниченными в силу присущей магнитной системе проблемы направления управляющего момента. В этих условиях особенно актуально установить достижимые характеристики эффективности работы системы управления для основных востребованных режимов движения КА, имея при этом полный набор инструментов для оперативного анализа зависимости эффективности от параметров КА и его системы управления в условиях ускоренного создания малых аппаратов.

Цель и задачи диссертационной работы

Целью диссертационного исследования является решение научной проблемы, состоящей в исследовании движения КА с активным магнитным управлением в основных востребованных режимах ориентации. Полученные результаты нацелены на сокращение стоимости и времени разработки системы

ориентации, что имеет важное хозяйственное значение при создании современных спутниковых систем.

Задачи, решаемые для достижения указанной цели, состоят в анализе динамики КА под управлением магнитной системы ориентации в основных режимах углового движения, каждому из которых посвящена отдельная глава. Это гашение угловой скорости, поддержание одноосной и трехосной ориентации КА с ротором, одноосная стабилизация аппарата в режиме вращения, стабилизация в направлении Солнца, стабилизация в произвольном трехосном положении. В ходе анализа устанавливаются конкретные приближенные выражения, характеризующие решение или его ключевые параметры – амплитуды колебаний, степень устойчивости и другие. Эти выражения позволяют получить общее представление о зависимости свойств движения аппарата от его параметров, в первую очередь инерционных, и от параметров управления. При необходимости в диссертационной работе предлагаются новые алгоритмы ориентации.

Используемые методы исследования

Методы основаны на классических подходах теоретической механики и теории движения искусственных спутников Земли. Активно используются теория устойчивости; асимптотические методы нелинейной динамики, в частности, метод усреднения; метод поиска аналогов характеристических показателей и приближенных периодических решений для линейных систем с периодическими коэффициентами. Проводится численное моделирование движения КА.

Научная новизна

Новизна состоит в полученных приближенных решениях уравнений движения КА под управлением активной магнитной системы ориентации в режимах гашения угловой скорости, поддержания одноосной и трехосной

ориентации КА с ротором, одноосной стабилизации аппарата в режиме вращения, стабилизации в направлении Солнца, стабилизации в произвольном трехосном положении. Получены выражения для точностных и временных характеристик движения в этих режимах работы. Предложены новые алгоритмы управления. Полученные результаты существенно дополняют общую теорию управляемого движения КА.

Практическая значимость и реализация результатов работы

Полученные в диссертации результаты позволяют значительно сократить время анализа и подбора параметров системы ориентации КА на этапе эскизного проектирования, предоставляя при этом общее понимание динамики его управляемого движения, связи характеристик движения и параметров спутника и его системы ориентации. Результаты проведенных исследований использовались при разработке систем ориентации и анализе полунатурных и летных испытаний успешно запущенных аппаратов Чибис-М, ТаблетСат-Аврора, СХВН-2, Зоркий, СириусСат, аппаратов, разрабатываемых в настоящее время АО РКС, АО ИСС им. М.Ф. Решетнева, АО ВНИИЭМ, ООО Спутникс.

Результаты, выносимые на защиту

- Для движения КА в режиме гашения угловой скорости в переходном процессе получено решение эволюционных уравнений в квадратурах и явный вид решения для сферически-симметричного спутника. Установлена экспоненциальная зависимость времени переходных процессов от наклона орбиты. Изучена зависимость времени переходного процесса от начальной ориентации вектора кинетического момента. В установившемся режиме выявлено, что аппарат выходит на вращение вокруг нормали к плоскости орбиты осью максимального момента инерции со скоростью, близкой к $9/5$ орбитальной. Получена оценка отклонения оси вращения от нормали к плоскости орбиты.

- Для КА с тангажным маховиком в переходном режиме, когда КА выходит на режим ориентации осью установки маховика по нормали к плоскости орбиты, получены приближенные выражения для характеристических показателей системы с периодическими коэффициентами. Проведено сравнение трех основных алгоритмов демпфирования. Показано, что алгоритм $-\dot{V}$, обычно наименее эффективный, в данной задаче является предпочтительным. Разработана численно-аналитическая методика поиска амплитуд периодических колебаний для установившегося движения в плоскости полярной орбиты и движений, рождающихся из плоских на приполярной орбите. Показана устойчивость таких движений.
- В движении быстро вращающегося КА с ротором, компенсирующим кинетический момент корпуса аппарата, предложено управление, поддерживающее ориентацию оси вращения по касательной к орбите в полусвязанной системе координат. Показана устойчивость требуемого режима движения, проведена адаптация алгоритма к условиям применения в контуре системы управления. Для движения на низкой орбите, когда существенное влияние оказывает восстанавливающий аэродинамический момент, для описанного режима движения найдены аналоги характеристических показателей и приближенное решение, показывающее переход КА в требуемое положение.
- Для стабилизируемого вращением КА проведено исследование переходных процессов при применении трех алгоритмов активной магнитной ориентации: гашения нутационных колебаний, поддержания скорости вращения и переориентации оси вращения в инерциальном пространстве. Эволюционные уравнения решены в квадратурах. Рассмотрено движение вблизи требуемого режима. Для линеаризованных эволюционных уравнений получено выражение для амплитуды нутационных колебаний. Для алгоритма ориентации на Солнце по рассогласованию вектора угловой

скорости исследована устойчивость возникающих положений равновесия, выявлены значения параметров, которые препятствуют стабилизации КА в расчетном положении. Получены выражения, показывающие влияние недиагональных элементов тензора инерции на уровень нутационных колебаний в свободном движении. Рассмотрено влияние магнитного демпфирования, получены выражения для эволюции амплитуд нутационных колебаний и выражение для остаточного неустранимого уровня колебаний.

- Для движения КА в режиме стабилизации на Солнце под управлением алгоритма Sdot исследовано поведение аппарата вблизи требуемой ориентации. Введены новые эволюционные переменные, свободные от вырождения в требуемом режиме движения и включающие в себя амплитуды колебаний оси максимального момента инерции относительно вектора кинетического момента. Получено решение усредненных эволюционных уравнений в квадратурах. Предложены и исследованы с помощью численного моделирования две схемы доработки алгоритма Sdot, снимающие проблемы неоднозначности ориентации КА и потери скорости вращения.
- Для движения КА в режиме трехосной стабилизации под управлением алгоритма с обратной связью показано, что устойчивая стабилизация возможна как в инерциальном пространстве, так и в орбитальных осях. Предложена конструктивная численно-аналитическая методика выбора параметров управления. Разработан алгоритм управления на основе скользящего режима, обеспечивающий переориентацию КА по траектории, на которой управляющий момент практически перпендикулярен вектору геомагнитной индукции. Проведено сравнение разных подходов к обеспечению трехосной ориентации КА.

Достоверность и апробация работы

Достоверность подтверждается соответствием результатов теоретических исследований, численного моделирования, лабораторных и летных испытаний, сравнением с результатами, опубликованными другими авторами по схожим проблемам. Основные результаты докладывались на ведущих конференциях, школах и семинарах.

Российские конференции:

- XXXV (2011), XXXVI (2012), XXXVII (2013), XXXIX (2015), XL (2016), XLI (2017), XLII (2019), XLIV (2020), XLV (2021), XLVI (2022), XLVII (2023) Чтения по космонавтике, Москва;
- Первый российский симпозиум RusNanoSat-2015, Самара, 2015;
- XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Казань, 2015;
- Первая международная конференция «Проблемы механики и управления», Махачкала, 2018;
- Третий Российский симпозиум по наноспутникам, Самара, 2019;
- Вторая всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Таруса, 2010;
- XLIV Чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 2009;
- VI (2008), VII (2009) Научно-практическая конференция «Микротехнологии в авиации и космонавтике», Москва;
- Ежегодная научная конференция МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук».

Международные конференции:

- 73rd (Paris, 2022), 72nd (Dubai, 2021), 71st (Online, 2020), 70th (Washington, 2019), 66th (Jerusalem, 2015), 65th (Toronto, 2014), 63rd (Naples, 2012), 62nd (Cape Town, 2011) International Astronautical Congress;

- 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, Istanbul, 2019;
- 1st (Porto, 2012), 2nd (Roma, 2014), 3rd (Moscow, 2017) IAA Conference on Dynamics and control of space systems;
- 2nd (Roma, 2013), 3rd (Roma, 2015), 4th (Roma, 2017), 5th (Roma, 2020) IAA Conference on University Satellites Missions and CubeSat Winter Workshop;
- 9th (Berlin, 2013), 10th (Berlin, 2015) IAA Symposium «Small satellites for Earth observation»;
- 6th European Cubesat Symposium, Estavayer-le-Lac, 2014.

Российские и международные школы:

- 10th (2016), 11th (2018) International workshop and advanced school «Spaceflight dynamics and control», Covilha;
- XIII (2019), XI (2017), IX (2015), VII (2013) The International Summer School «Computer Technologies of Engineering Mechanical Problems», Институт механики МГУ, Москва;
- XV Summer Space School, Самара, 2019.

Научные семинары:

- Семинар «Механика и управление движением» отдела № 5 ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, руководитель Ю.Ф. Голубев;
- Семинар по теории управления и динамике систем Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, руководитель Ф.Л. Черноушко;
- Семинар «Механика и управление движением космических аппаратов» Баллистического центра ИПМ им. М.В. Келдыша, руководитель А.Г. Тучин;
- Семинар кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана, руководитель Г.А. Щеглов;
- Секция теоретической механики Санкт-Петербургского Дома Ученых, председатель М.П. Юшков;

- Семинар по прикладной механике и управлению НИИ механики МГУ, руководители В.В. Александров, Н.А. Парусников, Ю.В. Болотин;
- Семинар ИПМ им. М.В. Келдыша, руководители Б.Н. Четверушкин и А.И. Аптекарев;
- Семинар «Динамические системы и механика» Московского авиационного института, руководители Б.С. Бардин и П.С. Красильников;
- Семинар отдела № 7 ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, руководитель М.Ю. Овчинников;
- Заседание Президиума Национального методического совета по теоретической механике, руководитель В.А. Самсонов.

Публикации

Количество публикаций, в которых излагаются основные научные результаты диссертации, в рецензируемых изданиях, рекомендованных ВАК РФ – 36.

В том числе 35 статей в изданиях, входящих в базы данных Web of Science или Scopus, из них 15 публикаций в изданиях, входящих в первый квартиль Web of Science. Получен патент. Выпущена монография.

Личный вклад автора

Содержание диссертации и основные положения, выносимые на защиту, отражают персональный вклад автора. Все результаты диссертации получены автором лично.

В диссертации используются полученные ранее другими авторами совместно с автором диссертации вспомогательные результаты относительно устойчивости движения КА под управлением алгоритма Sdot в разделе 5.1; реализации фильтра Калмана в разделе 6.1; и работы одного алгоритма трехосной магнитной ориентации в разделе 6.3.

Подготовка к публикации полученных результатов проводилась совместно с соавторами, причем вклад соискателя был определяющим.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из 272 страниц машинописного текста, 4 таблиц и 106 рисунков. Она включает в себя введение, шесть глав, заключение с выводами, список литературы, который состоит из 176 наименований, и приложение с основными обозначениями.

Содержание работы

Во введении приведена общая характеристика работы. Обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель и задачи работы, приведен обзор основных достижений в области активного магнитного управления [1]. Обосновываются научная новизна и практическая значимость работы. Приведены сведения об апробации работы и публикациях. Завершается введение результатами, выносимыми на защиту.

Первая глава является вспомогательной, в ней вводятся используемые системы координат, уравнения движения, обсуждаются особенности моделей геомагнитного поля.

В диссертационной работе используется несколько *систем координат* (СК), которые на небольших интервалах времени можно считать инерциальными. OY – СК, связанная с осью вращения Земли и орбитой КА. В этой системе проводится численное интегрирование уравнений движения [2]. OZ – инерциальная система, используемая для записи вектора геомагнитной индукции в модели упрощенного диполя и анализа динамики КА в переходных процессах. OP – система, связанная с положением орбиты спутника в инерциальном пространстве. OS – система, одна из осей которой задает выделенное направление в инерциальном пространстве. Помимо инерциальных, вводится орбитальная СК OX , первая ось лежит в плоскости

орбиты и направлена в сторону движения спутника, третья направлена по радиус-вектору. Со спутником связана СК Ox . Ее оси в большинстве случаев совпадают с главными центральными осями инерции спутника или, во всяком случае, близки им. Система OL связана с вектором кинетического момента КА.

В моделировании используются *модели геомагнитного поля* IGRF и наклонный диполь [3]. В теоретических исследованиях в основном используется модель прямого диполя. В орбитальной СК геомагнитное поле записывается как $\mathbf{B}_x = B_0(\cos u \sin i, \cos i, -2 \sin u \sin i)$, где u – аргумент широты, i – наклонение орбиты, $B_0 = \mu_e / r^3$, r – радиус-вектор КА, $\mu_e = 7.7245 \cdot 10^6$ Тл·км³. Периодический характер модели позволяет применять методы усреднения и анализа линейных уравнений с периодическими коэффициентами. В модели упрощенного диполя, также иногда называемой осредненным полем, вектор индукции имеет постоянную длину и равномерно движется по поверхности кругового конуса. В СК OZ вектор индукции имеет вид $\mathbf{B}_z = B'_0(-\sin \Theta \sin 2u, \sin \Theta \cos 2u, \cos \Theta)$. Угол полураствора конуса Θ близок по величине к наклонению орбиты. Упрощенная модель применяется при исследовании переходных процессов.

В работе используются два набора *уравнений движения*. В уравнениях Эйлера ориентация КА описывается самолетными углами α , β , γ и компонентами абсолютной ω_k или относительной Ω_k угловой скорости. В численном моделировании используется кватернион. Динамические уравнения для спутника с тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, C)$

$$\mathbf{J} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = \mathbf{M}_{gp} + \mathbf{M}_{aero} + \mathbf{M}_{max} + \mathbf{M}_{mag} + \mathbf{M}_{возм},$$

где \mathbf{h} – кинетический момент ротора, \mathbf{M}_{gp} , \mathbf{M}_{aero} , \mathbf{M}_{mag} – гравитационный, аэродинамический и магнитный механические моменты, $\mathbf{M}_{возм}$ – возмущающий

момент неизвестной природы. Динамические уравнения дополняются кинематическими соотношениями.

Введем СК OL , третья ось которой направлена по вектору кинетического момента. Углы ρ , σ задают ориентацию этого вектора в инерциальном пространстве. Ориентация осей СК Ox относительно OL задается углами Эйлера φ , ψ , θ . Эволюционные уравнения движения имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{dL}{dt} &= M_{L3}, \quad \frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{L} M_{L1}, \quad \frac{d\sigma}{dt} = \frac{1}{L \sin \rho} M_{L2}, \\ \frac{d\theta}{dt} &= L \sin \theta \sin \varphi \cos \varphi \left(\frac{1}{A} - \frac{1}{B} \right) + \frac{1}{L} (M_{L2} \cos \psi - M_{L1} \sin \psi), \\ \frac{d\varphi}{dt} &= L \cos \theta \left(\frac{1}{C} - \frac{\sin^2 \varphi}{A} - \frac{\cos^2 \varphi}{B} \right) + \frac{1}{L \sin \theta} (M_{L1} \cos \psi + M_{L2} \sin \psi), \\ \frac{d\psi}{dt} &= L \left(\frac{\sin^2 \varphi}{A} + \frac{\cos^2 \varphi}{B} \right) - \frac{1}{L} M_{L1} \cos \psi \operatorname{ctg} \theta - \frac{1}{L} M_{L2} (\operatorname{ctg} \rho + \sin \psi \operatorname{ctg} \theta), \end{aligned} \quad (1)$$

где M_{Lk} – компоненты вектора суммарного внешнего момента. Недостатком этих уравнений движения является вырождение, если ρ или θ оказываются близки к нулю. Введем другие углы ориентации вектора кинетического момента (Рис. 1).

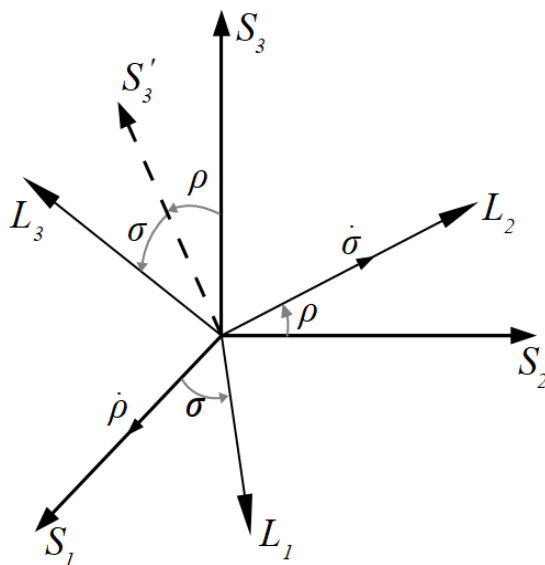


Рис. 1. Ориентация вектора кинетического момента

Движение корпуса КА относительно вектора кинетического момента опишем углами ψ , θ , φ (последовательность поворотов 3-2-1). Уравнения в описанных углах имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{dL}{dt} &= M_3, \quad \frac{d\rho}{dt} = -\frac{1}{L \cos \sigma} M_2, \quad \frac{d\sigma}{dt} = \frac{1}{L} M_1, \\ \frac{d\varphi}{dt} &= L \sin \theta \left(-\frac{1}{A} + \frac{\sin^2 \varphi}{B} + \frac{\cos^2 \varphi}{C} \right) + \frac{1}{L \cos \theta} (-M_1 \sin \psi + M_2 \cos \psi), \\ \frac{d\psi}{dt} &= L \left(\frac{\sin^2 \varphi}{B} + \frac{\cos^2 \varphi}{C} \right) + \frac{1}{L} M_2 (\cos \psi \tan \theta + \tan \sigma) - \frac{1}{L} M_1 \sin \psi \tan \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= L \sin \varphi \cos \varphi \cos \theta \left(\frac{1}{B} - \frac{1}{C} \right) - \frac{1}{L} (M_1 \cos \psi + M_2 \sin \psi). \end{aligned} \quad (2)$$

Вектор кинетического момента ориентируется вдоль третьей оси инерциальной СК при $\rho = \sigma = 0$. Здесь отсутствует в явном виде угол между вектором кинетического момента и осью OS_3 . Это, с одной стороны, несколько затрудняет интерпретацию движения. С другой стороны, это позволяет избежать вырождения в уравнениях движения. То же относится к ориентации третьей оси КА по вектору кинетического момента при $\varphi = \theta = 0$.

При *моделировании моментов, действующих на КА*, основным является управляющий момент $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{V}$, где управление формируется заданием дипольного момента аппарата \mathbf{m} . Гравитационное поле считается центральным. Для задания аэродинамического момента используются два подхода. В теоретических исследованиях используется упрощенная модель, в рамках которой КА – тело вращения, центр давления лежит на оси симметрии. При проведении численного моделирования КА считаем параллелепипедом и момент рассчитывается как сумма моментов, действующих на его грани, обращенные к набегающему потоку. Остаточный дипольный момент имеет постоянную и периодическую компоненты. Другие возмущающие моменты

объединяются в нормально распределенный момент неизвестной природы. Может учитываться неточность знания ориентации КА и его тензора инерции.

Во второй главе рассматривается движение КА в режиме гашения угловой скорости. Наиболее популярны два алгоритма демпфирования

$$\mathbf{m} = k\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}, \quad (3)$$

$$\mathbf{m} = -k d\mathbf{B}/dt, \quad (4)$$

где k – коэффициент усиления управления. Сначала в диссертационной работе исследуются *переходные процессы*, КА движется под управлением алгоритма демпфирования (3). Уравнения движения (1) усредняются в предположении быстрого вращения КА и малого управляющего момента. Для эволюционных уравнений получены первые интегралы. На быстродействие алгоритма оказывают влияние наклонение орбиты и начальные условия – угол между вектором кинетического момента и осью конуса упрощенной модели и угол между осью динамической симметрии спутника и вектором кинетического момента. Эффективность работы алгоритма повышается с ростом этих углов.

Далее рассматривается *движение в установившемся режиме*. При движении под управлением алгоритма (4) в упрощенном дипольном поле существует вращение $\beta = \gamma = 0$, $\omega_1 = \omega_2 = 0$, $\omega_3 = 2\omega_{orb}$. Линеаризованные около этого режима уравнения имеют постоянные коэффициенты. Найдены приближенные выражения для характеристических показателей, из которых следует, что устойчиво вращение вокруг оси максимального момента инерции. Уточнение полученного результата проводится с использованием дипольной модели. При движении КА по приэкваториальной орбите уравнения движения записываются в виде $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + i\mathbf{g}_1(\mathbf{x}) + i^2\mathbf{g}_2(\mathbf{x})$, где наклонение i играет роль малого параметра. При этом вращение вокруг оси максимального момента инерции является асимптотически устойчивым для порождающей системы. Скорость вращения определяется из уравнения второго приближения и составляет $\Omega = 1.8$. Возмущение вращения вокруг нормали к плоскости орбиты

определяется решением неоднородной системы. При удержании основных членов решение записывается в виде $\beta^{(1)} \approx 1/2 \sin \Omega u$, $\gamma^{(1)} \approx -1/2 \cos \Omega u$ и ось вращения оказывается отклоненной от нормали к плоскости орбиты на угол, близкий к половине угла наклона.

При движении на приполярной орбите используем в качестве малого параметра $\delta = \pi/2 - i$. Уравнение, задающее скорость вращения, имеет вид

$$\dot{\omega}_3 + f_1(u)\omega_3 = f_2(u), \quad f_1(u) = \varepsilon(1 + 3\sin^2 u), \quad f_2(u) = 3\varepsilon(1 + \sin^2 u).$$

В работе предложена методика оценки решения и получено верное на достаточно большом интервале времени решение

$$\omega_3 \approx e^{-\varepsilon\left(\frac{5}{2}u - \frac{3}{4}\sin 2u\right)} \left(\omega_3(0) + 6\varepsilon \left[\frac{e^{5/2\varepsilon u} \sin u}{25\varepsilon^2 + 16} (5\varepsilon \sin u - 4\cos u) + \frac{1}{\varepsilon} \left(\frac{8}{125\varepsilon^2 + 80} + \frac{1}{5} \right) (e^{5/2\varepsilon u} - 1) \right] \right).$$

В предположении малости управляющего момента получено выражение $\omega_3 = 9/5 + 3/5 \varepsilon \sin 2u$, а также выражения, характеризующие решение первого приближения. При удержании основных членов отклонение оси вращения от нормали к плоскости орбиты $\Delta\gamma_{33} \approx 4/9(\pi/2 - i)$.

Основные публикации, в которых приведены результаты главы, – [4–10].

В третьей главе рассматривается использование магнитной системы ориентации совместно с ротором. В *переходных процессах при гашении угловой скорости* КА, оснащенного тангажным маховиком, найдены поправки к характеристическим показателям линейной системы с периодическими коэффициентами на приполярной орбите. Линеаризованные уравнения движения аппарата вне плоскости орбиты принимают вид $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_0 \mathbf{x} + \varepsilon \mathbf{A}_1(u) \mathbf{x}$. Характеристические показатели λ_k порождающего уравнения мнимые. Чтобы уточнить их с учетом действия демпфирующего момента, используем метод Н.А. Артемьева и представим решение уравнения в виде

$$\mathbf{x} = \sum_{k=1}^4 \left(\boldsymbol{\varphi}_k + \sum_{j=1}^n \varepsilon^j \boldsymbol{\psi}_{kj}(u) \right) \exp \left(\lambda_k + \sum_{j=1}^n \varepsilon^j \mu_{kj} \right) u + O(\varepsilon^{n+1}).$$

Подставляя в уравнения движения и группируя члены при одинаковых степенях ε , получаем для первого приближения $\dot{\boldsymbol{\psi}}_{k1} + (\lambda_k \mathbf{E} - \mathbf{A}_0) \boldsymbol{\psi}_{k1} = -\mu_{k1} \boldsymbol{\varphi}_k + \mathbf{A}_1 \boldsymbol{\varphi}_k$, причем собственные вектора порождающей системы $\boldsymbol{\varphi}_k$ известны. Поправки к характеристическим числам находятся из условия периодичности функций $\boldsymbol{\psi}_{kj}$. Для поправок получены выражения, показывающие скорость стабилизации КА в требуемом режиме. Далее в работе рассмотрено использование тензора инерции как «весовой» матрицы для коэффициентов усиления демпфирования, $\mathbf{m} = k(\mathbf{J}\boldsymbol{\Omega}) \times \mathbf{V}$. Найдены поправки к характеристическим показателям и показано, что использование «весовой» матрицы не оправдано даже для КА с сильно отличающимися моментами инерции. Также проведено *сравнение переходных процессов при использовании алгоритма Vdot*. В этом случае проводится линеаризация уравнений движения в окрестности вращения, установленного в Главе 2. Уравнения оказываются существенно более громоздкими. Характеристические показатели порождающей системы найдены в виде $\lambda_j = \lambda_j^{(0)} + \varepsilon \lambda_j^{(1)}$. При этом установлено, что условие $h/C\omega_{orb} > 7$ задает величину кинетического момента маховика, при которой корни порождающей системы мнимые и различные. В работе найдены поправки к характеристическим показателям. Сравнение полученных показателей выявило, что алгоритм Vdot (4) оказывается более эффективным в переходном процессе КА с ротором, нежели алгоритм (3).

Далее рассматривается *движение КА с тангажным маховиком в установившемся режиме* с управлением $\mathbf{m} = (-k_r \varepsilon \sin(\alpha_d - \alpha) B_{x3}, 0, 0)$, цель которого – обеспечить поворот на заданный угол α_d в плоскости орбиты. При

движении спутника на полярной орбите появляется возможность отделить вращение в плоскости орбиты, задаваемое уравнением

$$\ddot{\alpha} = 3\lambda_B \sin \alpha \cos \alpha + \varepsilon C/B \left[k_r \sin(\alpha_d - \alpha) (\cos u \sin \alpha - 2 \sin u \cos \alpha)^2 - (1 + 3 \sin^2 u) \dot{\alpha} \right]. \quad (5)$$

Влияние гравитационного момента заключается в смещении положения равновесия в сторону $\alpha = 0$ (для определенности $B > C$). Периодическая зависимость вектора геомагнитной индукции от аргумента широты приводит к периодическим колебаниям около этого положения. Определяется примерное смещение спутника в плоскости орбиты. Уравнение (5) линеаризуется около смещения и численно ищутся амплитуды π -периодических решений. Полученные плоские периодические решения на полярной орбите используются для построения пространственных движений спутника на приполярной орбите. Проводится численное моделирование движения КА с учетом действия большинства возмущающих факторов, показывающее работоспособность предложенных методик анализа динамики аппарата.

Далее в работе рассматривается задача **поддержания вращения КА вокруг вектора линейной скорости** со скоростью в несколько оборотов в минуту. В теле КА устанавливается ротор, который компенсирует кинетический момент корпуса. Управление строится в полусвязанной СК для осесимметричного КА, $M_3 = kf \sin u$, $M_2 = (-1/2kfB_0 \cos i + C_1 \cos u)/B_0 \sin i$, $M_1 = B_1/B_3 M_3 = -1/2kf \cos u$, где f может быть выбрана произвольно, далее $f = -2 \sin i B_0$. Также вводится демпфирующий момент $\mathbf{M} = -k_w \mathbf{w}$, где \mathbf{w} – отличие угловой скорости КА от требуемой. Устойчивость линеаризованной системы с периодическими коэффициентами показана с помощью теории Флоке.

Рассматриваются практические аспекты реализации предложенного управления. Управление построено в полусвязанной СК, тогда как выдача управляющих воздействий производится в связанной СК. Переход между ними осуществляется с помощью поворота на угол, примерно задаваемый как

$\sin \gamma \approx -a_{32}$, $\cos \gamma \approx a_{22}$. Демпфирующий момент при реализации магнитной системой в виде проекции имеет вид $\mathbf{M} = -k_w (\mathbf{w}_x \times \mathbf{B}_x) \times \mathbf{B}_x / |\mathbf{B}|^2$. Здесь существенным оказалась нормировка на величину текущего вектора геомагнитной индукции, а не на его характерную величину. На Рис. 2 приведены изолинии мультипликаторов линейной системы. Пунктиром на Рис. 2 показана граница области устойчивости в случае нормировки на характерную величину вектора индукции, жирная линия задает эту границу при нормировке на текущую величину вектора, область устойчивости при этом оказывается заметно шире. Для получения уравнений с периодическими коэффициентами модуль вектора индукции раскладывается в ряд,

$$f = \frac{1}{|\mathbf{B}|^2} = \frac{1}{1 + 3\sin^2 i \sin^2 u} = f_0 \left(1 + 2 \sum_{j=1}^{\infty} \chi^{2j} \cos 2ju \right), \quad \chi = \left(\frac{\sqrt{1 + 3\sin^2 i} - 1}{\sqrt{3} \sin i} \right)^2, \quad f_0 = \frac{1}{\sqrt{1 + 3\sin^2 i}}.$$

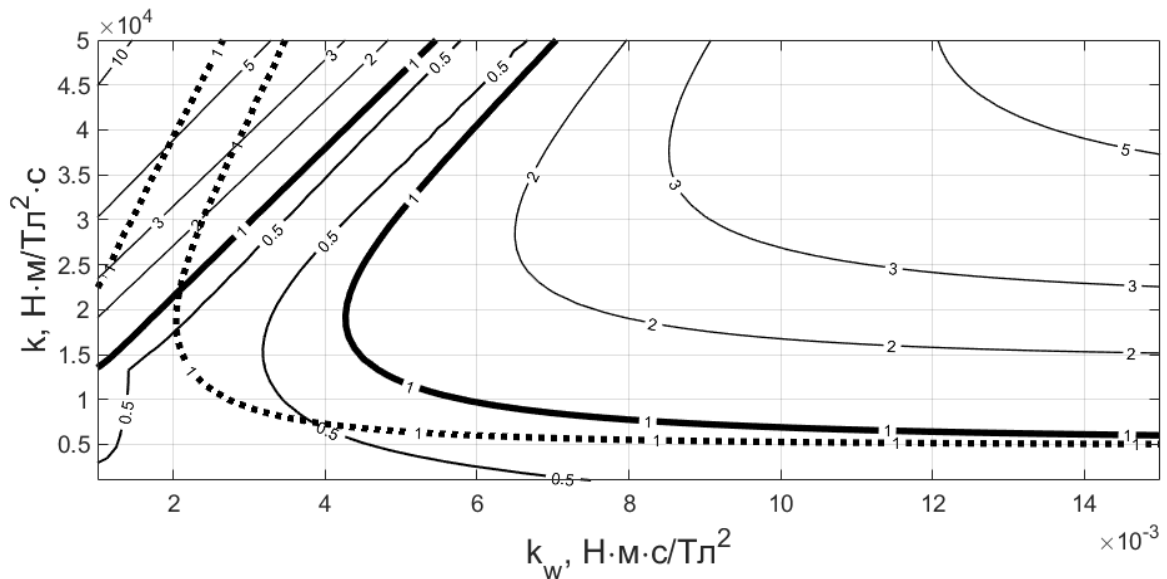


Рис. 2. Мультипликаторы при быстром вращении КА

Численное моделирование движения КА с учетом возмущающих факторов показало, что с помощью предложенной методики удается достичь скорости вращения в несколько оборотов в минуту. Для получения скорости вращения в несколько оборотов в секунду используем дополнительно восстанавливающий

аэродинамический момент, рассматривая *поддержание вращения КА вокруг вектора скорости на низкой орбите*. При этом обеспечивается небольшое смещение центра масс относительно центра давления, специальных сложных процедур при компоновке КА не предполагается. Момент будем описывать в виде двух составляющих. Позиционная составляющая вводится в полусвязанной СК как $\mathbf{m}_p^{ПСК} = k_p \mathbf{V}$. Для определения демпфирующей компоненты введем требуемую скорость как $\omega_0 = -J_{rot} \omega_{rot} / (A + J_{rot})$. Введем отклонение скорости от требуемой $\Delta \omega = \omega - \omega_{orb} \mathbf{A} \mathbf{e}_2 - \omega_0 \mathbf{e}_1$ и запишем демпфирующий момент $\mathbf{m}_d = k_\omega / |\mathbf{V}|^2 \Delta \omega \times \mathbf{V}_x$.

Рассмотрим движение аппарата в окрестности требуемого вращения, то есть при условии, что углы α и β малы. В полусвязанной СК уравнения примут вид $\dot{\mathbf{x}} = (\mathbf{A}_0 + \varepsilon \mathbf{A}_1(\tau)) \mathbf{x}$. Находя сначала порождающее решение, а затем поправки к характеристическим числам первого приближения, записывается явный вид приближенного решения.

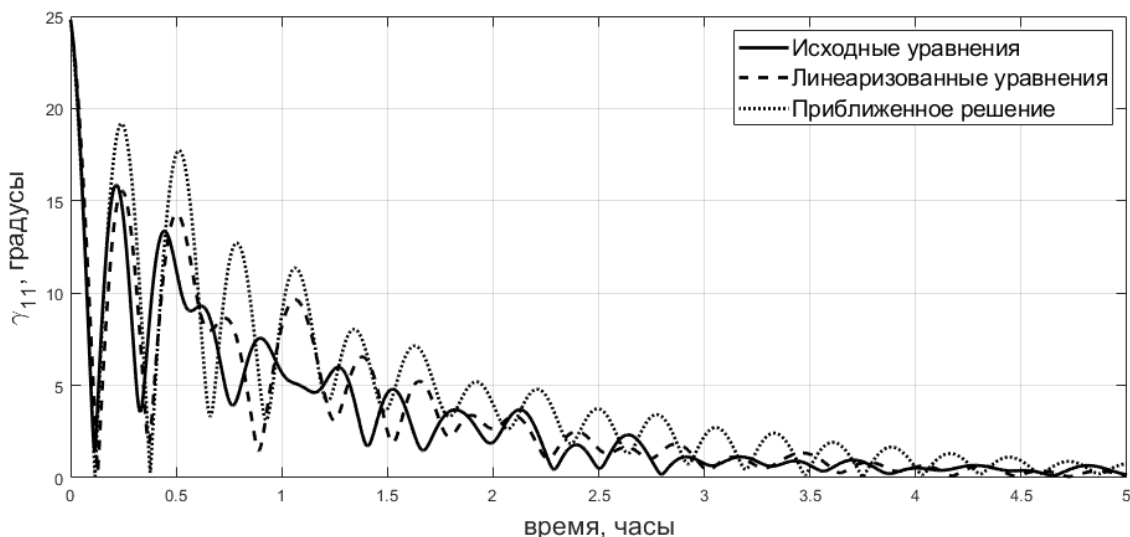


Рис. 3. Угол между осями OX_1 и Ox_1

На Рис. 3 сплошной линией показано численное решение исходных уравнений движения, пунктирной — численное решение линеаризованных

уравнений, точечной – полученное приближенное решение, дающее хорошую точность предсказания поведения оси вращения аппарата.

Основные публикации, в которых излагаются результаты главы, – [11–14].

В Главе 4 рассматривается управляемое движение космического аппарата, стабилизируемого вращением. Быстро вращающийся спутник приобретает свойства гироскопа. Осесимметричный аппарат в течение длительного времени сохраняет направление оси вращения в инерциальном пространстве, при этом действие внешних возмущений приводит к медленному изменению этого направления и возникновению нутационных колебаний. Магнитная система используется для поддержания вращения КА и переориентации оси вращения в требуемом направлении в инерциальном пространстве.

Рассмотрим *переходные процессы КА под управлением связки трех алгоритмов ориентации*: гашения нутационных колебаний, поддержания скорости вращения, и переориентации оси симметрии. В первом режиме реализуется управление \dot{V} при помощи одной магнитной катушки, направленной вдоль оси симметрии КА, благодаря чему напрямую не затрагивается скорость вращения вокруг этой оси. Выведены эволюционные уравнения, аналогичные полученным в Главе 2, и их первые интегралы. На втором этапе управления происходит раскрутка КА вокруг оси симметрии до заданного значения угловой скорости. Для этого используется дипольный момент $\mathbf{m} = k(B_{x2}, -B_{x1}, 0)$. В случае малого угла нутации уравнение для него отделяется, а два уравнения для величины вектора кинетического момента и угла его отклонения от оси OZ_3 имеют первый интеграл. Исследовано влияние $\rho(0)$, i на быстродействие алгоритма. Алгоритм, приводящий КА в положение с заданной ориентацией оси вращения в инерциальном пространстве, имеет вид $\mathbf{m}_x = (0, 0, k\Delta\mathbf{L} \cdot [\mathbf{e}_3 \times \mathbf{B}])$, где $\Delta\mathbf{L} = \mathbf{L}_f - \mathbf{L}$, \mathbf{L}_f – требуемое конечное значение

кинетического момента. Эволюционные уравнения удастся проинтегрировать, если $L_1 = L_2 = 0$.

С помощью численного моделирования проводится сравнение эффективности схемы стабилизации вращением и простого управления с контролем скорости вращения в задаче осмотра небесной сферы с целью создания карты реликтового излучения. Схема простого поддержания скорости вращения приводит к наименьшему общему набору данных, хотя разница незначительна, но при этом дает наибольшее минимальное количество наборов данных на точку на небесной сфере.

Далее рассматривается *движение быстро вращающегося КА в окрестности требуемого режима*. Осесимметричный КА находится под управлением алгоритмов гашения нутационных колебаний и переориентации оси симметрии. Безразмерные уравнения движения имеют вид

$$\begin{aligned} \dot{\Omega}_2 + \mu\Omega_3 &= \varepsilon \left[B_3 (\Omega_3 B_2 - \Omega_2 B_3) + k (-\alpha B_2 B_3 - \beta B_3^2) \right], \dot{\alpha} = \Omega_2, \\ \dot{\Omega}_3 - \mu\Omega_2 &= \varepsilon \left[B_2 (\Omega_2 B_3 - \Omega_3 B_2) + k (\alpha B_2^2 + \beta B_2 B_3) \right], \dot{\beta} = \Omega_3. \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь $\mu = A/B$, параметр $\varepsilon = k_1 B_0^2 / B \omega_{ep}$ задает характерную величину управляющего воздействия по сравнению с изменением кинетического момента спутника за один его оборот вокруг оси вращения. Коэффициент усиления $k_1 = k_{nut} + k_{op} \kappa B$, $\kappa = 1/A\omega_0$ можно рассматривать как коэффициент гашения нутационных колебаний с учетом вклада, даваемого алгоритмом переориентации. Параметр k задает относительную величину позиционной части управления по сравнению с демпфирующей. Компоненты геомагнитного поля в (6) изменяются медленно. Решение порождающей системы соответствует колебаниям оси симметрии, определяемым начальными значениями углов ориентации α_0 и β_0 , амплитудой A и фазой $\varphi = \mu\tau + \varphi_0$. Считаем эти параметры переменными величинами при введении в систему

малого момента. Эволюционные уравнения первого приближения для медленных переменных имеют вид

$$\dot{\bar{A}} = -1/2 \varepsilon \bar{A} (B_2^2 + B_3^2) (1 - k/\mu), \quad \dot{\bar{\alpha}}_0 = -\varepsilon k/\mu (\bar{\alpha}_0 B_2^2 + \bar{\beta}_0 B_2 B_3), \quad \dot{\bar{\beta}}_0 = -\varepsilon k/\mu (\bar{\alpha}_0 B_2 B_3 + \bar{\beta}_0 B_3^2).$$

Уравнение для амплитуды отделяется. Его решение

$$\bar{A} = \bar{A}(0) \exp \left[-1/2 \varepsilon' \int_0^\tau (B_2^2(u) + B_3^2(u)) du \right], \quad \varepsilon' = \varepsilon (1 - k/\mu). \quad (7)$$

Это решение верно для любой модели магнитного поля Земли. В модели прямого диполя $\bar{A}(\tau) = \bar{A}(0) \exp[-1/2 \varepsilon' f(\tau)]$, где $f(\tau)$ – известная, но весьма громоздкая, функция времени. Отбросив в ней периодические члены, оставив лишь вековые, имеем

$$f_{\text{век}} = \left[9/8 \sin^2 i (q_{21}^2 + q_{31}^2) + 11/16 \sin^2 i (q_{22}^2 + q_{32}^2) + \cos^2 i (q_{23}^2 + q_{33}^2) - \sin i \cos i (q_{22} q_{23} + q_{32} q_{33}) \right] \tau.$$

Величины q_{ij} определяют матрицу ориентации требуемого направления в инерциальном пространстве. На Рис. 4 приведен пример использования исходных уравнений движения, усредненных уравнений, и решения с удержанием только вековых членов.

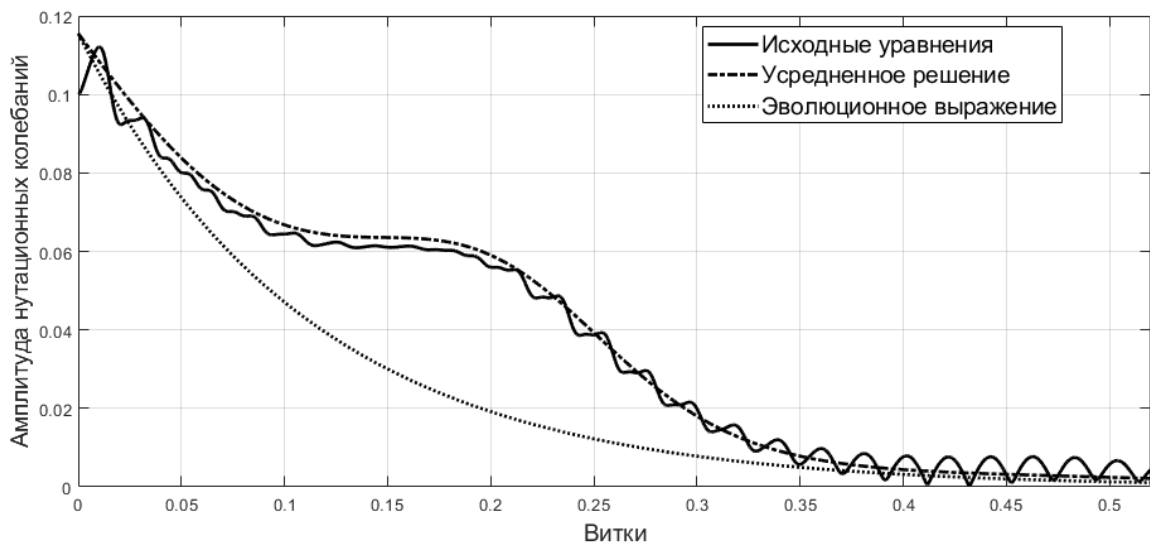


Рис. 4. Амплитуда колебаний

По Рис. 4 видно, что выражение (7) позволяет достаточно точно описать изменение амплитуды колебаний, не принимая во внимание быстрых колебаний малой амплитуды.

Отделившаяся система для углов ориентации имеет вид

$$d\mathbf{x}/d\tau = \mathbf{A}(\tau)\mathbf{x}, \quad \mathbf{A}(u) = \begin{pmatrix} a & b \\ b & c \end{pmatrix},$$

где $a = -B_2^2$, $c = -B_3^2$, $b = -B_2B_3$, $B_i = B_i(2\mu/\varepsilon\chi k \cdot u)$. Функция Ляпунова $V = 1/2(x_1^2 + x_2^2)$ позволяет показать асимптотическую устойчивость положения $\mathbf{x} = 0$. Задача розыска степени устойчивости решается численно поиском мультипликаторов. Есть небольшой интервал оптимальных с точки зрения быстродействия значений коэффициента усиления позиционной части управления. Его повышение сверх этих значений приводит к быстрому падению степени устойчивости, тогда как понижение сказывается не так заметно. Полученные результаты подтверждаются в численном моделировании с учетом возмущающих факторов. При этом количественный результат относительно величины наилучшего коэффициента усиления нарушается, если КА является существенно несимметричным.

Исследуем *алгоритм стабилизации на основе требуемой величины скорости КА*. Заданная величина скорости аппарата $\boldsymbol{\omega}_{ref} = \omega_0(\mu\mathbf{S}_x + \mathbf{e}_3)$ означает, что вектор угловой скорости должен совпадать с направлением на Солнце \mathbf{S}_x и вращение при этом должно происходить вокруг оси \mathbf{e}_3 . Коэффициент μ показывает относительный вклад обоих слагаемых. Параметр ω_0 задает целевую скорость закрутки. Магнитное управление, которое обеспечивает заданный режим движения, имеет вид $\mathbf{m} = k(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{ref}) \times \mathbf{B}$. Движение исследуется с помощью метода усреднения. При этом эволюционные уравнения движения оказываются весьма громоздкими. Рассмотрим движение

аппарата на солнечно-синхронной орбите, практически перпендикулярной направлению на Солнце. Тогда эволюционные уравнения имеют вид

$$\frac{1}{\varepsilon l} \dot{l} = -\frac{1}{2} (1 + \cos^2 \rho) \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right) + \mu \frac{l_{ref}}{l} \cos \rho + \frac{1}{2} \frac{l_{ref}}{l} (1 + \cos^2 \rho) \cos \theta,$$

$$\frac{1}{\varepsilon} \dot{\rho} = \left\{ \frac{1}{2} \cos \rho \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right) - \mu \frac{l_{ref}}{l} - \frac{1}{2} \frac{l_{ref}}{l} \cos \rho \cos \theta \right\} \sin \rho,$$

$$\frac{1}{\varepsilon} \dot{\theta} = \frac{1}{2} \left(\frac{A-C}{A} \cos \theta - \frac{l_{ref}}{l} \right) \left(1 + \frac{1}{2} \sin^2 \rho \right) \sin \theta.$$

Из второго и третьего уравнений видно, что положениям равновесия соответствуют $\sin \rho = 0$ и $\sin \theta = 0$, а также некоторые «косые» конфигурации. В работе исследуется устойчивость полученной системы, чтобы выяснить, как ориентируется аппарат. Приведем условия успешной работы управления:

- Параметр μ следует брать в диапазоне от 1 до 2.
- Желательно осуществлять закрутку вокруг оси максимального момента инерции.
- При вращении вокруг оси минимального момента инерции необходимо выполнить условие $C > A\mu/(1+\mu)$. В частности, оно выполняется при $C > 1/2A$ и $\mu \in [1, 2]$.

Если же при $\mu = 1$ выполняется $C < 1/2A$, КА выходит на косое положение.

Важным вопросом в стабилизации вращением является компоновка КА.

Влияние недиагональных элементов тензора инерции может оказаться существенным в прецизионной стабилизации орбитального телескопа. Система управления при этом пытается поддерживать ориентацию строительной оси, близкой к оси максимального момента инерции, в заданном направлении, и вращение вокруг этой оси. КА стремится перейти во вращение вокруг настоящей оси максимального момента. Обозначая угол между главной и строительной осями ε , и считая, что третьи оси этих систем совпадают, для

недиагональных элементов имеем $\varepsilon \approx J_{12}/(J_{22} - J_{11})$. Рассматривая уравнения свободного движения, получаем их решение

$$\Omega_1 = C_1 - \varepsilon C_2 \lambda_A^2 / \lambda_0 \sin \lambda_0 \tau + \varepsilon C_3 \lambda_A^2 / \lambda_B^2 \cos \lambda_0 \tau,$$

$$\Omega_2 = -\varepsilon(1 + 2C_1) - C_2 \lambda_B^2 / \lambda_0 \sin \lambda_0 \tau + C_3 \cos \lambda_0 \tau,$$

$$\Omega_3 = C_2 \cos \lambda_0 \tau + C_3 \lambda_0 / \lambda_B^2 \sin \lambda_0 \tau.$$

Здесь компоненты скорости отнесены к скорости закрутки, мерой времени служит период вращения, $\lambda_0^2 = \lambda_B^2 \lambda_C^2 + 2\varepsilon \lambda_A^2 \lambda_C^2$, $\lambda_A^2 = (A - B)/A$, $\lambda_B^2 = (A - C)/B$, $\lambda_C^2 = (A - B)/C$. Константы C_k , зависящие от начальных условий, задают

величину нутационных колебаний $\Omega_{2,3} = \sqrt{\Omega_2^2 + \Omega_3^2}$. Упрощая решение и

отбрасывая члены выше ε^2 , запишем его в виде $(\Omega_2 + \varepsilon)^2 + (\Omega_3 \lambda_B / \lambda_C)^2 = \varepsilon^2$.

Уравнение эллипса в координатах Ω_2 , Ω_3 используется для определения максимального уровня нутационных колебаний. В основном оказывается, что он равен 2ε . В частности, если эллипс вытянут вдоль оси Ω_2 . В противном случае приходится проводить анализ экстремумов функции $r = \varepsilon 2\mu^2 \cos \theta / (\mu^2 \cos^2 \theta + \sin^2 \theta)$, задающей амплитуду колебаний в полярных переменных, причем $\Omega_2 = -r \cos \theta$, $\Omega_3 = r \sin \theta$, $\mu = \lambda_C / \lambda_B$. В результате анализа установлено, что величина амплитуды нутационных колебаний составляет 2ε в следующих случаях:

- при $B > C$ (второй момент инерции больше третьего),
- при $B < C$ и при $C/A < 0.85$ (третий момент инерции больше второго, но при этом заметно меньше максимального первого),
- при $B < C$, $C/A > 0.85$ и B/C , не удовлетворяющем границам $\mu_2^{\min, \max} = (1 \pm \sqrt{1 + 8\mu_1(\mu_1 - 1)}) / 2\mu_1$, $C = \mu_1 A$ (третий момент инерции больше второго, близок к максимальному первому, близок ко второму или, наоборот, существенно его меньше).

В случае $B < C$, $C/A > 0.85$ и B/C удовлетворяет приведенным границам, амплитуда колебаний задается $r(\theta)$, $\tan^2 \theta = \mu^2 - 2$ и превышает 2ε .

Далее в работе рассматривается влияние алгоритма гашения нутационных колебаний на их величину. Считая коэффициенты C_k переменными, получаем для них эволюционные уравнения, что требует определения B_k в связанной системе координат. Чтобы избежать добавления трех кинематических соотношения к уравнениям, заметим, что КА вращается относительно быстро. В результате на небольших интервалах времени, в том числе, на периоде обращения КА, вектор геомагнитной индукции меняется слабо. Считая поле постоянным в инерциальном пространстве, получаем $C_1 = const$ и оценку поведения параметров $C_j = C_j(0) \exp(-kB_0^2/4\omega_0(1/B + 1/C))$.

Скорость демпфирования нутационных колебаний увеличивается с ростом моментов инерции B и C . Поскольку система управления обеспечивает стремление $C_2, C_3 \rightarrow 0$, остаточные колебания задаются величиной C_1 . Если ошибка в скорости закрутки отсутствует, для конечной величины нутационных колебаний имеем $\Omega_{term} \approx \varepsilon(1 - 2\lambda_A^2/\lambda_B^2) = \varepsilon(1 - 2(A - B)B/(A - C)A)$.

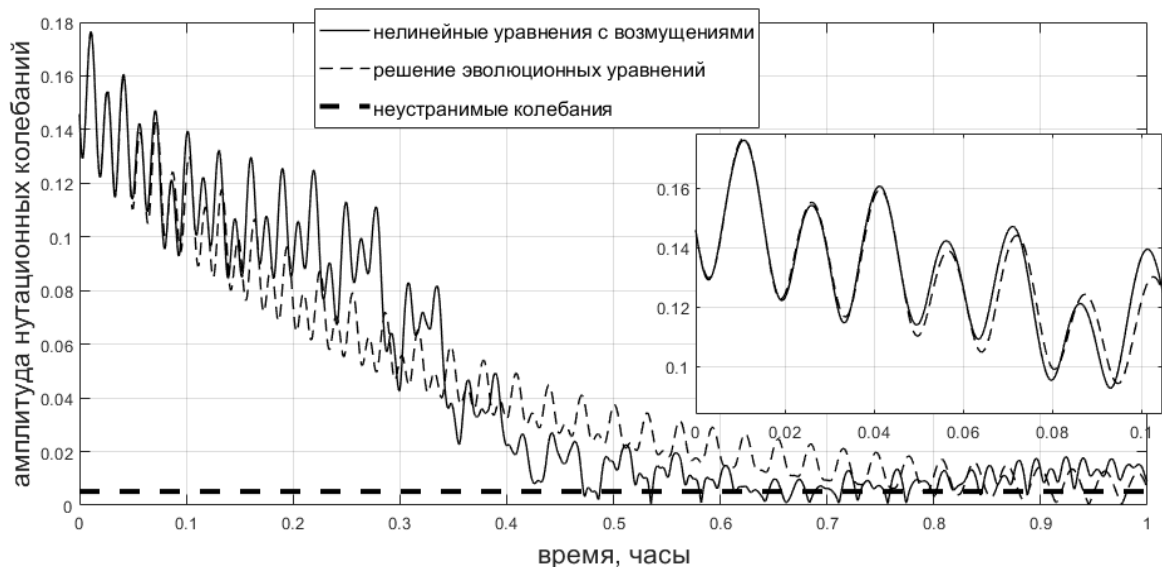


Рис. 5. Сравнение приближенного решения и численного моделирования

На Рис. 5 приведено сравнение полученного решения и результата моделирования нелинейных уравнений с учетом возмущающих факторов. Из Рис. 5 видно, что точность приближенного решения быстро падает с течением времени. Это в первую очередь связано с предположением неподвижного в инерциальном пространстве вектора геомагнитной индукции. Однако для описания эволюционного процесса, включая время гашения нутационных колебаний и величину, на которую выходят колебания, можно использовать эволюционное решение и конечную оценку.

Основные публикации, в которых излагаются результаты главы, – [15–21].

В пятой главе рассматривается работа алгоритма Sdot. Этот режим близок к изученному в четвертой главе, так как аппарат оказывается вращающимся вокруг направления на Солнце, хотя конкретных требований по скорости вращения не предъявляется. Управление аппаратом осуществляется с помощью алгоритма Sdot. Управляющий дипольный момент имеет вид $\mathbf{m} = kB_0 \cos \alpha (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S})$, где угол α между \mathbf{S} и \mathbf{B} вычисляется при помощи моделей. Алгоритм обеспечивает стабилизацию вектора кинетического момента КА в направлении Солнца, и вращение вокруг оси максимального момента инерции. Однако устойчива как стабилизация на Солнце, так и от него.

Движение в окрестности требуемой ориентации исследуется с помощью модифицированных эволюционных переменных (2), свободных от вырождения. Для линеаризованных уравнений свободного движения ось максимального момента инерции совершает колебания,

$$\varphi = a \cos(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) - b \lambda_\varphi / \lambda_\theta \sin(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau), \quad \theta = a \lambda_\theta / \lambda_\varphi \sin(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) + b \cos(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau),$$

где $\lambda_\varphi^2 = l(C/A - 1)$, $\lambda_\theta^2 = l(C/B - 1)$. Используя амплитуды этих колебаний в качестве новых переменных, запишем безразмерные эволюционные уравнения, усредненные по вращению вокруг оси максимального момента инерции

$$\dot{l} = \varepsilon \chi l B_3 (B_1 \sigma - B_2 \rho), \quad \dot{\rho} = -\varepsilon \chi B_3^2 \rho, \quad \dot{\sigma} = -\varepsilon \chi B_3^2 \sigma,$$

$$\dot{a} = \varepsilon \xi \tau b \lambda_\varphi / \lambda_\theta M_l + \varepsilon \chi a B_3^2 \left(1 - C/B \cos^2(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) - C/A \sin^2(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) \right) + \\ \varepsilon \chi b B_3^2 \lambda_\varphi / \lambda_\theta (C/B - C/A) \sin(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) \cos(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau),$$

$$\dot{b} = -\varepsilon \xi \tau a M_l + \varepsilon \chi b B_3^2 \left(1 - C/B \sin^2(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) - C/A \cos^2(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) \right) + \\ \varepsilon \chi a B_3^2 \lambda_\theta / \lambda_\varphi (C/B - C/A) \sin(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau) \cos(\lambda_\varphi \lambda_\theta \tau),$$

где $M_l = \chi l B_3 (B_1 \sigma - B_2 \rho)$, $\varepsilon = k B_0 / L_0$, $\chi(t) = \sqrt{1 + 3 \sin^2 \omega_0 t \sin^2 i}$, $\xi = \sqrt{(C/A - 1)(C/B - 1)}$.

В полученной системе сразу независимо интегрируются уравнения для углов ориентации вектора кинетического момента, при этом оба экспоненциально стремятся к нулю. Затем интегрируется выражение для величины вектора кинетического момента, которая выходит на некоторое постоянное значение. Движение оси максимального момента инерции описывается двумя последними уравнениями системы. Чтобы упростить эти уравнения, рассмотрим их на большом интервале времени, когда $M_l \approx 0$.

Отбрасывая первое слагаемое и вводя две замены, перепишем систему как

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \end{pmatrix} = \varepsilon \chi B_3^2 \left(1 - \frac{C}{2A} - \frac{C}{2B} \right) \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \varepsilon \chi B_3^2 \left(\frac{C}{B} - \frac{C}{A} \right) \begin{pmatrix} -1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} + \lambda_\varphi \lambda_\theta \begin{pmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix}.$$

Функция Ляпунова $V = 1/2(u^2 + v^2)$ используется, чтобы показать асимптотическую устойчивость. Можно дополнительно упростить уравнения, проведя усреднение по времени. Раскладывая $1/\chi$ в ряд и усредняя, получаем уравнения $\dot{a} = \zeta a$, $\dot{b} = \zeta b$, $\zeta = \varepsilon (1 + 3 \sin^2 i)^{-1/4} (\beta_0 + 1/2 \kappa^2 \beta_1) (1 - C/2B - C/2A)$, которые немедленно интегрируются и показывают экспоненциальное по времени падение амплитуд колебаний оси максимального момента инерции относительно вектора кинетического момента.

Далее в работе проводится *моделирование движения КА под управлением алгоритма Sdot и дополнительных алгоритмов, использующих*

показания магнитометра. Для закрутки КА используется алгоритм $\mathbf{m} = k(B_{x_2}, -B_{x_1}, 0)$. Для вывода КА из стабилизации в обратном от Солнца направлении используется постоянный дипольный момент, фактически переводящий КА в режим стабилизации по вектору геомагнитной индукции.

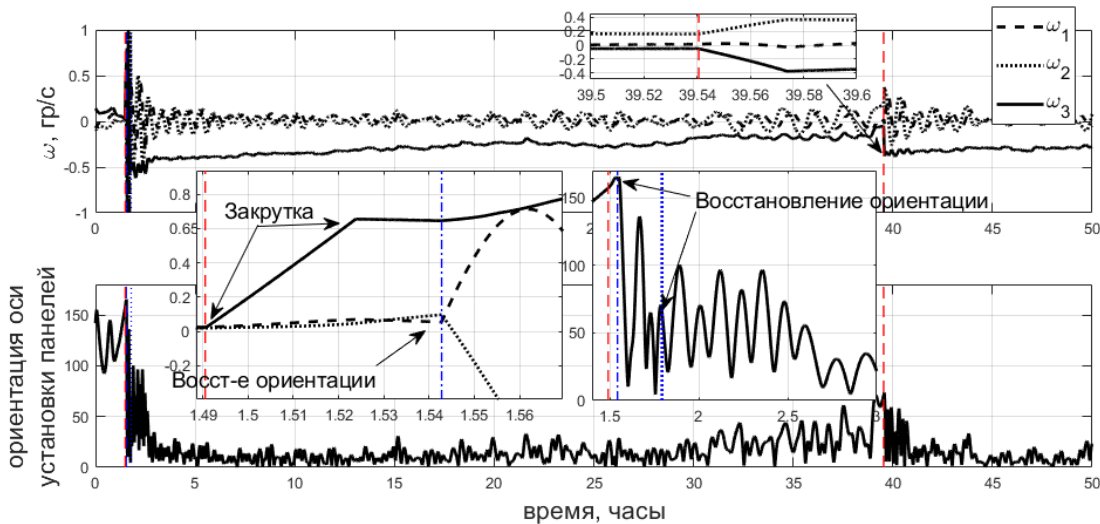


Рис. 6. Работа алгоритма Sdot

Точность стабилизации в основном составляет около 20-30 градусов согласно Рис. 6. Начальные условия были подобраны так, что КА столкнулся с двумя проблемными ситуациями. Во-первых, начальные условия близки к стабилизации в направлении, противоположном Солнцу. Кроме того, начальная угловая скорость была низкой, что затрудняет управление Sdot. Было исследовано влияние прохода КА в тени Земли. Полной потери ориентации на теневом участке орбиты не происходит благодаря стабилизации вращением.

Рассмотрим теперь **обеспечение однозначной стабилизации КА, используя только показания солнечного датчика.** При движении аппарата под управлением алгоритма Sdot в номинальном режиме происходит вращение связанной СК относительно направления на Солнце. Рассмотрим алгоритм раскрутки аппарата вокруг третьей оси $\mathbf{m} = k'(B_{x_2}, -B_{x_1}, 0)$. Если КА находится в номинальном режиме вращения, то компоненты вектора геомагнитной индукции в связанной системе задаются через его компоненты в инерциальной

системе B_k через поворот. По показаниям солнечного датчика определить угол поворота и скорость вращения невозможно. Полагая, что аппарат близок к вращению с некоторой скоростью ω_0 , используем алгоритм $\mathbf{m} = k'(-B_1 \sin \omega_0 t + B_2 \cos \omega_0 t, -B_1 \cos \omega_0 t - B_2 \sin \omega_0 t, 0)$.

Можно надеяться, что в случае близости вращения требуемому этот алгоритм будет поддерживать вращение КА вокруг оси максимального момента инерции. Чтобы обеспечить предварительную раскрутку аппарата, используем алгоритм вращения $\mathbf{m} = k''(\mathbf{S}_k - \mathbf{S}_{k-1})/\Delta t$. Этот алгоритм закрутки используется первым и работает в течение установленного времени. Он прекращает работу, если оценка скорости вращения $|\boldsymbol{\omega}| \sim |\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S}| \approx |\mathbf{S}_k - \mathbf{S}_{k-1}|/\Delta t$ больше некоторой заданной величины. Также закрутка останавливается, если аппарат оказывается вблизи ориентации в обратном от Солнца направлении. Алгоритм активируется снова, если в течение часа аппарат не выходит на режим ориентации на Солнце, и работает в течение получаса. Наконец, используется алгоритм нарушения стабилизации. Циклограмма управления во многом опирается на заданные интервалы работы различных алгоритмов.

В моделировании использовались несколько сценариев. Рассматривались два тензора инерции: тензор (1) с диагональными моментами 18.3, 29.3, 31.4 кг·м², и тензор (2) с моментами 18.3, 19.3, 31.4 кг·м². Моделирование проводилось для типичной низкой орбиты (НО) и солнечно-синхронной орбиты (ССО). Рассматривались два варианта ориентации орбиты относительно Солнца. В одном случае вектор направления на Солнце лежит практически в плоскости орбиты, так что на каждом витке КА оказывается в тени Земли. Второй вариант ориентации орбиты соответствует повороту долготы восходящего угла на 90 градусов, КА не попадает в тень.

Для различных комбинаций тензора инерции, типа орбиты и ее ориентации было проведено 160 расчетов моделирования движения КА со случайно

заданными начальными данными. На Рис. 7 приведена средняя точность стабилизации на второй половине интервала интегрирования. Отсекается начальный этап работы алгоритмов раскрутки и, возможно, парирования стабилизации КА в направлении, обратном направлению на Солнце.

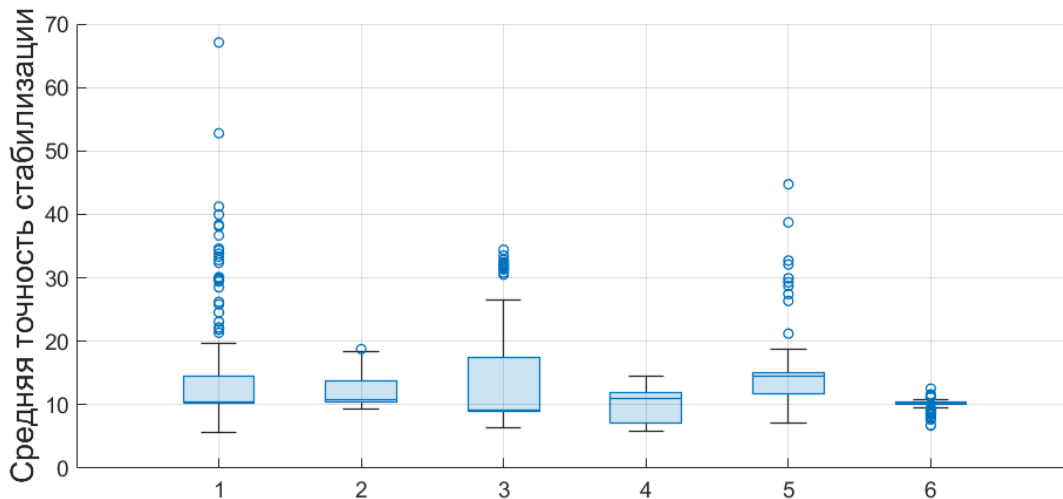


Рис. 7. Средняя точность стабилизации

Номерами обозначены следующие сценарии:

1. Тензор инерции (1), ССО, Солнце практически в плоскости орбиты
2. Тензор инерции (1), ССО, орбита перпендикулярна направлению на Солнце
3. Тензор инерции (2), ССО, Солнце практически в плоскости орбиты
4. Тензор инерции (2), ССО, орбита перпендикулярна направлению на Солнце
5. Тензор инерции (1), НО, Солнце практически в плоскости орбиты
6. Тензор инерции (2), НО, орбита перпендикулярна направлению на Солнце

Сценарии 1 и 2 соответствуют движению аппарата с тензором инерции, плохо подходящим для алгоритма S_{dot} . Выявляется зависимость работоспособности управления от входа КА в тень Земли на солнечно-синхронной орбите. Согласно Рис. 7, вход КА в тень оказывает существенное влияние на точность стабилизации. В значительном числе случаев сценария 1 средняя точность стабилизации оказывается низкой, что вызвано частой потерей ориентации или закрутки. Если же КА не входит в тень Земли, таких

ситуаций практически не наблюдается и КА в среднем стабилизируется в направлении на Солнце с точностью до 20° несмотря на неудачное распределение масс.

Сценарии 3 и 4 можно сравнить с 1 и 2 для уяснения зависимости эффективности работы S_{dot} от компоновки КА. Пары 1-3 и 2-4 соответствуют одинаковым орбитам, но в сценариях 3 и 4 КА должен вращаться вокруг оси ярко выраженного максимального момента в отличие от сценариев 1 и 2. По сравнению сценариев 3 и 1 видно, что даже в случае захода КА в тень Земли на каждом витке ориентация в целом поддерживается на уровне не хуже 30 градусов. Это связано с тем, что практически осесимметричный аппарат с ярко выраженным максимальным моментом инерции успешно преодолевает периоды неуправляемого движения в тени за счет поддержания стабилизации собственным вращением. Аналогично, сценарий 4 показывает лучшую точность, чем сценарий 2, хотя выигрыш в эффективности работы здесь не столь существенный.

Наконец, сценарии 5 и 6 соответствуют движению по низкой орбите с наклоном 57 градусов. Сравнение сценариев 2 и 5 (неудачная компоновка КА, аппарат не входит в тень, отличается наклоном орбиты) показывает, что солнечно-синхронная орбита существенно более благоприятная для работы алгоритма S_{dot} . Если же аппарат имеет удачную компоновку (сценарии 4 и 6), разница практически не наблюдается.

Основные публикации, в которых излагаются результаты главы, – [22–27].

В шестой главе рассматривается обеспечение трехосной магнитной ориентации. Наиболее распространенным подходом является *использование управления с обратной связью* $\mathbf{m} = -k_\omega \mathbf{V} \times \boldsymbol{\omega} - k_a \mathbf{V} \times \mathbf{S}$. Рассмотрим быстрое вращение аппарата. Демпфирующая компонента момента превалирует над позиционной, что отвечает ситуации, рассмотренной в Главе 2, где показано, что скорость КА демпфируется до величины порядка орбитальной.

Рассматривая оба слагаемых в управлении, и предполагая, что они равнозначны по величине при такой характерной величине угловой скорости, получаем, что позиционная часть управления не оказывает влияния на процесс гашения угловой скорости в эволюционных уравнениях. Тогда, считая скорость КА и управляющий момент малыми, переписываем уравнения Эйлера в стандартной форме $\dot{\mathbf{x}} = \varepsilon \mathbf{X}(\mathbf{x}, u, \varepsilon)$. Линеаризованные уравнения первого приближения задают независимые колебания по каждому из углов ориентации. Для этих уравнений проводится исследование устойчивости и найдены соотношения, при которых подравниваются характеристические показатели трех уравнений.

Полученные результаты верны в предположении равного действия позиционной и демпфирующей компонент управления. При необходимости исследовать поведение КА в широком диапазоне коэффициентов усиления используется теория Флоке. Полученные результаты используются при моделировании движения аппарата в реалистичном сценарии с учетом различных возмущающих моментов, неточности знания тензора инерции на уровне 10%, и определения ориентации с помощью фильтра Калмана. Достижимая точность ориентации оказывается около 10-15 градусов.

Перейдем к построению управления на основе *скользящего режима*. Управление строится в два этапа. Вначале необходимо построить поверхность в фазовом пространстве $\mathbf{x}(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{A}, t) = 0$, движению по которой должен соответствовать вектор состояния КА. Если движение спутника удовлетворяет этому соотношению, требуемая ориентация оказывается асимптотически устойчивой. На втором этапе построения управления необходимо обеспечить движение по этой поверхности, заданной в виде $\mathbf{x} = \lambda \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Lambda} \mathbf{S}(\mathbf{A}) = 0$, реализуя соотношение $\dot{\mathbf{x}} = -\mathbf{J}^{-1} \mathbf{P} \mathbf{x}$, где \mathbf{P} – положительно-определенная матрица. Считая, что $\boldsymbol{\Lambda}$ – переменная положительно-определенная матрица, можно, правильно подбирая ее элементы, добиться того, что потребный управляющий

момент будет лежать практически в плоскости, перпендикулярной вектору индукции. Представим производную матрицы Λ в виде $\dot{\Lambda} = (\Lambda(k+1) - \Lambda(k)) / \Delta t$, где Δt – шаг расчета выдачи управляющего воздействия магнитными катушками. В работе построена процедура поиска $\Lambda(k+1)$ в явном виде. При анализе работы этого алгоритма оказалось, что основную практическую проблему составляет быстрый неконтролируемый рост матрицы Λ . Была разработана схема поиска матрицы $\Lambda(k+1)$, основанная на минимизации величины и скорости роста. Решается оптимизационная задача с целевой функцией $F = k_F \|\Lambda(k+1) - \Lambda(k)\| + \|\Lambda(k+1)\|$. Первое слагаемое означает, что матрица Λ должна изменяться по возможности мало по сравнению с ее предыдущим значением. Второе слагаемое означает, что элементы матрицы должны по возможности уменьшаться. В задаче оптимизации присутствуют два основных ограничения. Отклонение момента от плоскости, перпендикулярной вектору геомагнитной индукции, не должно превышать 5 градусов. Второе базовое ограничение – положительная определенность матрицы $\Lambda(k+1)$. Как оказалось, рассматриваемая методика построения поверхности скольжения не позволяет поддерживать ориентацию КА в окрестности требуемого движения. Поэтому производится переключение на ляпуновское управление в окрестности требуемого движения. Это позволяет получить удовлетворительную точность в требуемом режиме движения, а скользящий режим позволяет добиться уменьшения времени переходного процесса.

Далее в диссертации проводится *сравнение различных подходов к построению управления с обратной связью*, результаты которого приведены ниже:

- Управление на основе функции Ляпунова простое в реализации, обеспечивает точность около 10 градусов для КА с близкими моментами

инерции, около 18 градусов для КА с заметно отличающимися моментами инерции, но не работает при сильном отличии в моментах инерции;

- Модификация этого метода, использующая матрицу коэффициентов усиления позиционной части, обеспечивает существенно худшую точность, но работает в случае сильного отличия между моментами инерции КА и при стабилизации в косом положении в орбитальных осях;
- Управление с построением специальной траектории с помощью метода роя частиц обеспечивает наилучшую точность – около 6 градусов – но требует существенных расчетов и регулярного (каждые несколько витков) обновления параметров траектории и стабилизирующего управления на борту КА;
- Линейно-квадратичный регулятор показывает ту же точность, что и управление на основе функции Ляпунова, но работает только в линейной окрестности.

Основные публикации, в которых излагаются результаты главы, – [28–36].

Заключение и выводы

В диссертационной работе изучена динамика КА с активной магнитной системой ориентации в ключевых режимах движения. Предложены новые перспективные алгоритмы управления движением. Получены приближенные решения уравнений движения КА под управлением активной магнитной системы ориентации и выражениях для различных характеристик движения. Результаты работы существенно дополняют общую теорию управляемого движения КА. Полученные в диссертации результаты позволяют значительно сократить время анализа и подбора параметров системы ориентации КА на этапе эскизного проектирования, предоставляя при этом общее понимание динамики его управляемого движения, связи параметров движения и параметров спутника и его системы ориентации. Результаты работы использовались и используются на успешно запущенных аппаратах Чибис-М,

ТаблетСат-Аврора, СириусСат СХВН-2, Зоркий, аппаратах, разрабатываемых АО РКС, АО ИСС им. М.Ф. Решетнева, АО ВНИИЭМ, ООО Спутникс.

Основные публикации по теме диссертации

в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК РФ

1. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites // Progress in Aerospace Sciences. 2019. Vol. 109. Paper 100546.
2. Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С., Трофимов С.П., Шестаков С.А., Ширококов М.Г. Программный комплекс для моделирования орбитального и углового движения спутников // Математическое моделирование. 2019. Т. 31, № 12. с. 44–56.
3. Ovchinnikov M.Y., Penkov V.I., Roldugin D.S., Pichuzhkina A.V. Geomagnetic field models for satellite angular motion studies // Acta Astronautica. 2018. Vol. 144. P. 171–180.
4. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Tkachev S.S., Penkov V.I. B-dot algorithm steady-state motion performance // Acta Astronautica. 2018. Vol. 146. P. 66–72.
5. Roldugin D.S., Ovchinnikov M.Y., Ivanov D.S., Shachkov M.O., Koptev M.D., Pantsyrnyi O.A., Fedorov I.O. Saving mission yet to be launched: Tight schedule for an unexpected project // Advances in the Astronautical Sciences. 2018. Vol. 163. P. 377–391.
6. Ovchinnikov M.Y., Ivanov D.S., Ivlev N.A., Karpenko S.O., Roldugin D.S., Tkachev S.S. Development, integrated investigation, laboratory and in-flight testing of Chibis-M microsatellite ADCS // Acta Astronautica. 2014. Vol. 93. P. 23–33.
7. Иванов Д.С., Ивлев Н.А., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С. Результаты летных испытаний системы ориентации микроспутника Чибис-М // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 3. с. 218–228.
8. Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Карпенко С.О., Пеньков В.И. Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 2. с. 176–183.
9. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С.

Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника “Чибиc-M” на лабораторном стенде // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 1. с. 118–137.

10. Глухов В.И., Макеич С.Г., Нехамкин Л.И., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Рябиков В.С., Туманов М.В. Способ ориентации космического аппарата и устройство для реализации способа. Патент № 2618664. РФ, 2016.

11. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S. Magnetic attitude control and periodic motion for the in-orbit rotation of a dual-spin satellite // Acta Astronautica. 2021. Vol. 186. P. 203–210.

12. Ovchinnikov M.Y., Penkov V.I., Roldugin D.S., Tkachev S.S. Single axis stabilization of a fast rotating satellite in the orbital frame using magnetorquers and a rotor // Acta Astronautica. 2020. Vol. 173. P. 195–201.

13. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S. Comparison of two magnetic damping laws for the attitude acquisition of a dual spin satellite // International Journal of Space Science and Engineering. 2019. Vol. 5, № 4. P. 369–383.

14. Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Пеньков В.И., Варатарео Р., Рябиков В.С. Движение спутника, оснащенного тангажным маховиком и магнитными катушками, в гравитационном поле // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 3. с. 218–225.

15. Ролдугин Д.С. Устойчивость стабилизации космического аппарата в направлении Солнца магнитными исполнительными органами на солнечно-синхронной орбите // Космические исследования. 2023. Т. 61, № 2. с. 1–9.

16. Roldugin D.S., Ovchinnikov M.Y. Wobble of a spin stabilized satellite with cross products of inertia and magnetic attitude control // Advances in Space Research. 2023. Vol. 71, № 1. P. 408–419.

17. Roldugin D.S., Testani P. Spin-stabilized satellite magnetic attitude control scheme without initial detumbling // Acta Astronautica. 2014. Vol. 94, № 1. P. 446–454.

18. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Penkov V.I. Asymptotic study of a complete magnetic attitude control cycle providing a single-axis orientation // Acta Astronautica. 2012. Vol. 77. P. 48–60.

19. Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Пеньков В.И. Исследование связки трех алгоритмов магнитного управления угловой скоростью и ориентацией спутника,

стабилизируемого вращением // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 4. с. 326–334.

20. Roldugin D.S., Testani P. Active magnetic attitude control system for sun-pointing of a spin-stabilized satellite without initial detumbling // Advances in the Astronautical Sciences. 2012. Vol. 145. P. 669–688.

21. Roldugin D.S., Ovchinnikov M.Yu. Terminal one axis stabilization properties of a spinning satellite employing simple magnetic attitude control // Mathematics. 2023. Vol. 11, № 6. Paper 1530.

22. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Tkachev S.S., Karpenko S.O. New one-axis one-sensor magnetic attitude control theoretical and in-flight performance // Acta Astronautica. 2014. Vol. 105, № 1. P. 12–16.

23. Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Tkachev S.S. One-axis attitude of arbitrary satellite using magnetorquers only // Cosmic Research. 2013. Vol. 51, № 6. P. 478–484.

24. Ролдугин Д.С. Моделирование сценариев однозначной магнитной стабилизации космического аппарата на Солнце по данным солнечных датчиков // Математическое моделирование. 2023. Т. 35, № 3. с. 20–34.

25. Roldugin D., Tkachev S., Ovchinnikov M. Asymptotic motion of a satellite under the action of sdot magnetic attitude control // Aerospace. 2022. Vol. 9, № 11. Paper 639.

26. Roldugin D.S., Tkachev S.S., Ovchinnikov M.Y. Satellite angular motion under the action of Sdot magnetic one axis sun acquisition algorithm // Cosmic Research. 2021. Vol. 59, № 6. P. 529–536.

27. Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Боргес Р.А., Каппелетти Ш., Баттистини С. Моделирование движения макета космического аппарата на аэродинамическом подвесе для отработки режима одноосной стабилизации магнитными катушками // Математическое моделирование. 2019. Т. 31, № 11. с. 36–46.

28. Roldugin D.S., Ivanov D.S., Tkachev S.S., Zharkih R.N., Kudryavtsev A. Flight experimentation with magnetic attitude control system of SītiusSat-1&2 nanosatellites // Advances in the Astronautical Sciences. 2020. Vol. 173. P. 449–462.

29. Roldugin D.S., Guerman A.D., Ivanov D.S., Ovchinnikov M.Y. Three-axis magnetic

control for a nanosatellite: practical limitations due to a residual dipole moment // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2020. Vol. 173. P. 427–436.

30. Guerman A.D., Ivanov D.S., Roldugin D.S., Tkachev S.S., Okhitina A.S. Infante maritime surveillance satellite // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2020. Vol. 173. P. 617–623.

31. Ivanov D.S., Ovchinnikov M.Yu., Roldugin D.S. Three-axis attitude determination using magnetorquers // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2018. Vol. 41, № 11. P. 2455–2462.

32. Ivanov D.S., Ovchinnikov M.Y., Penkov V.I., Roldugin D.S., Doronin D.M., Ovchinnikov A.V. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 132. P. 103–110.

33. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Penkov V.I., Tkachev S.S., Mashtakov Y.V. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 121. P. 59–62.

34. Ovchinnikov M.Y., Penkov V.I., Roldugin D.S., Guerman A.D. Active magnetic attitude control system providing three-axis inertial attitude // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2015. Vol. 153. P. 2569–272.

35. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Ivanov D.S., Penkov V.I. Choosing control parameters for three axis magnetic stabilization in orbital frame // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 116. P. 74–77.

36. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Penkov V.I. Three-axis active magnetic attitude control asymptotical study // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 110. P. 279–286.

Монография

М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин, Д.С. Иванов, *Магнитные системы ориентации малых спутников*, М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016, 368 с. ISBN: 978-5-98354-028-6.

Ролдугин Дмитрий Сергеевич

Динамика космических аппаратов с активной магнитной системой ориентации

Автореферат диссертации на соискание ученой степени доктора физ.-мат. наук

Подписано в печать 08.08.2023. Формат 60 x 84/16.

Усл. печ. л. 2.4. Тираж 85 экз. Заказ А-8.

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 125047, Москва, Миусская пл., 4