

На правах рукописи



Игнатов Александр Иванович

**ДИНАМИКА И УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ
ПРОВЕДЕНИЯ ДЛИТЕЛЬНЫХ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ**

Специальность 1.1.7 Теоретическая механика, динамика машин
(технические науки)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
доктора технических наук

Москва – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: **Овчинников Михаил Юрьевич**, доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник ФГУ «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН»

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

Седельников Андрей Валерьевич, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры теоретической механики ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Ведущая организация: **Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»**

Защита состоится «26» июня 2025 г. в 11:00 на заседании диссертационного совета 24.1.075.02 на базе федерального государственного бюджетного учреждения науки Института машиноведения имени А.А. Благонравова Российской академии наук (ИМАШ РАН) по адресу: 119334, г. Москва, ул. Бардина, д. 4.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью учреждения (организации), просьба направлять по адресу: 119334, г. Москва, ул. Бардина, д. 4, Филиал ИМАШ РАН НЦ НВМТ РАН, ученому секретарю диссертационного совета 24.1.075.02.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИМАШ РАН и на сайте <http://imash.ru/>.

Автореферат разослан « 20 » марта 2025 г.

Ученый секретарь диссертационного совета 24.1.075.02, кандидат технических наук



Г.Н. Гранова

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. Проведение научных экспериментов в космосе началось в СССР еще на рубеже 50-х и 60-х годов прошлого века, т.е. фактически в самом начале эры практической космонавтики. Были запущены искусственные спутники Земли (ИСЗ) с научной аппаратурой на борту и получены первые результаты, связанные с медико-биологическими исследованиями, а также с изучением физики космоса. Следующим этапом в освоении космического пространства стало создание в первой половине 1970-х годов долговременных орбитальных станций (ДОС), которые можно было использовать как космические лаборатории для проведения научных экспериментов как в присутствии космонавтов, так и без них. В СССР это были ДОС серии «Салют», в США первой космической лабораторией стала станция «Skylab». Возможность присутствия человека на борту ДОС позволила не только проводить более технически сложные эксперименты в космосе, но и решила проблему возвращения на Землю физических и биологических материалов, использовавшихся в процессе исследований. Логичным продолжением темы ДОС стало создание станции «Мир» и, в последствии, Международной космической станции (МКС), одним из основных предназначений которой было обеспечение оптимальных условий для проведения научных экспериментов широкого спектра на околоземной орбите. Однако в настоящее время условия для проведения ряда исследований на борту МКС значительно ухудшились. В частности, на российском сегменте МКС на результаты экспериментов в области микрогравитации значительное влияние оказывают возмущающие ускорения в широком спектре частот, вызванные упругими колебаниями конструкции станции и рядом других обстоятельств. Альтернативным вариантом для проведения исследований на околоземной орбите является использование специализированных космических аппаратов (КА) серий «Бион / Бион-М» и «Фотон / Фотон-М». В этом случае полученные результаты экспериментов возвращаются на Землю в специализированной капсуле. Основными недостатками указанных КА обеих серий можно считать относительно

небольшой размер отсека для размещения научной аппаратуры и ограниченный срок активного существования КА на орбите Земли (не более 60 суток).

Исходя из вышеизложенного, представляется целесообразным создание специального КА (автономного орбитального модуля) на основе одного из модулей разрабатываемых в настоящее время в ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева» для Российской орбитальной станции. Конструкция и режимы функционирования такого КА будут учитывать все необходимые условия для проведения самого широкого спектра космических экспериментов. Принципиальная особенность его функционирования должна состоять в возможности отделения от основной станции на длительный срок для обеспечения необходимых условий проведения исследований с последующей обратной стыковкой для получения материалов, использовавшихся в экспериментах, обслуживании научного оборудования и т.п. Другим возможным решением задачи проведения длительных космических экспериментов является создание нового КА с возвращаемым модулем (или модернизация КА серий «Фотон-М» / «Бион-М»).

Возможность реализации научных экспериментов в космосе, связанных с уникальными условиями их проведения (космический вакуум, микрогравитация, наличие космического и солнечного излучения и т.п.), дает мощный импульс к дальнейшему развитию многих областей науки и отраслей промышленности, позволяет удерживать лидирующие позиции в использовании космического пространства и создаёт предпосылки для успешного осуществления других космических программ. Это позволяет говорить о том, что создание перспективных КА, позволяющих осуществлять проведение длительных космических экспериментов, является одной из актуальных и приоритетных задач для космической отрасли.

Таким образом, данная диссертационная работа, посвященная созданию системы ориентации космического аппарата (КА), предназначенного для проведения на его борту экспериментов на орбите Земли в течение длительных интервалов времени, представляется актуальной с точки зрения научной и

практической значимости.

Область исследования. Область исследования диссертации соответствует пунктам 2, 5, 8, 10, 14 паспорта научной специальности 1.1.7 Теоретическая механика, динамика машин:

- теория устойчивости движения. Прикладные проблемы устойчивости равновесия и движения механических систем;
- управление движением, наблюдаемость и идентификация механических систем;
- теория гироскопических и навигационных систем;
- динамика летательных аппаратов и космических конструкций;
- математическое и компьютерное моделирование кинематики и динамики механических систем.

Цель и задачи диссертационной работы. Целью диссертационного исследования является решение научной проблемы, состоящей в разработке и исследовании комплекса режимов углового движения КА, обеспечивающих на борту необходимые условия для проведения длительных научных экспериментов широкого спектра на околоземной орбите. Полученные результаты нацелены на сокращение стоимости и времени разработки системы ориентации и стабилизации, что имеет важное хозяйственное значение при создании современных КА.

Поставленная цель подразумевает разработку и исследование законов управления угловым движением КА, оценку и прогнозирование условий проведения экспериментов на борту КА, выбор приборного состава и исполнительных органов системы управления угловым движением КА.

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие **задачи**:

1. Построение и реализация законов управления угловым движением КА, соответствующих цели данной работы. В качестве основных режимов углового движения КА при проведении экспериментов рассматриваются поддержание орбитальной и солнечной ориентаций в течение длительных интервалов времени. Режим орбитальной ориентации обеспечивает наиболее приемлемые

микрогравитационные условия на борту КА, режим солнечной ориентации необходим при проведении экспериментов с использованием научного оборудования, потребляющего большой объем электрической энергии. Поскольку речь идет об эксплуатации КА в течение именно длительных интервалов времени, в качестве исполнительных органов системы ориентации КА рассматриваются только гироскопические или электромагнитные органы управления.

2. Прогнозирование и оценка минимально возможного уровня квазистатических микроускорений на борту КА в возможных местах установки научной аппаратуры в зависимости от целевой орбиты и реализуемого режима углового движения КА.

3. Исследование установившегося углового движения КА в процессе реализации разработанных режимов управления с целью выбора параметров законов управления, обеспечивающих заданные характеристики движения.

4. Обоснованный выбор параметров схемы расположения и характеристик гироскопических органов системы управления КА, обеспечивающих реализацию построенных законов управления.

Решение вышеуказанных задач позволит обеспечить на борту КА необходимые условия для проведения космических экспериментов в течение длительных интервалов времени: низкий уровень величины и малую область вариации вектора микроускорений, высокий энергосъем от солнечных батарей, поддержание заданной устойчивой ориентации КА, высокую степень устойчивости к отказам приборов системы управления.

Методы исследования. Используемые в данной работе методы основаны на классических подходах теоретической механики. Применяется теория орбитального движения ИСЗ. Используются теория устойчивости движения, математическая теория автоматического управления, теория периодических решений для линейных систем с периодическими коэффициентами, методика анализа временных рядов и методы оптимизации. В каждой главе для получения численных результатов широко применяются различные численные методы, с

использованием которых реализовано математическое моделирование орбитального и углового движения КА.

Научная новизна. Научная новизна в данной работе обусловлена спецификой требований, предъявляемых к управляемым угловым движениям КА, условиям на борту, а также особенностями конструкции КА. Новизна заключается:

- в предложенной методике прогнозирования и оценки уровня микроускорений на борту КА в зависимости от начальных параметров целевой орбиты и реализуемого режима углового движения КА;

- в предложенной методике численного параметрического исследования устойчивости установившегося ориентированного движения КА, центр масс которого движется по околоземной орбите, близкой к круговой;

- в разработанных новых законах управления угловым движением КА при наличии функциональных ограничений и в течение длительных интервалов времени;

- в предложенной методике выбора параметров схем расположения и характеристик гироскопических органов системы управления КА, обеспечивающих реализацию предложенных законов управления различными режимами углового движения КА.

Практическая значимость и реализация результатов работы. Полученные в диссертации теоретические результаты и практические методы являются основой для создания перспективного КА, предназначенного для проведения длительных научных экспериментов широкого спектра на орбите Земли и, в частности, позволяют значительно сократить время и затраты на создание системы управления угловым движением КА на этапе эскизного проектирования.

Все полученные в работе результаты можно использовать как в совокупности для реализации главной цели работы, так и по отдельности для решения прикладных задач, связанных с управлением угловым движением КА различного назначения.

Результаты проведенных исследований использовались на этапах эскизного проектирования при разработке систем ориентации различных КА и разгонных блоков, как уже созданных, так и вновь создаваемых в АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева» и в ООО «Спутникс». Все полученные в представленной диссертации результаты можно использовать при разработке изделий ракетно-космической техники на таких предприятиях как ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королева», АО «РКЦ «Прогресс», АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева, АО «НПО Лавочкина», АО «ВПК «НПО машиностроения» и др.

Кроме того, полученные результаты диссертационной работы легли в основу дисциплины «Математическое моделирование систем гироскопических и электромагнитных органов управления угловым движением КА», которая читается студентам кафедры «Теоретическая механика» имени профессора Н.Е. Жуковского МГТУ имени Н.Э. Баумана по направлению подготовки «Механика и математическое моделирование».

Созданная на основе результатов диссертационной работы «Программа расчета и визуализации сингулярных состояний силовых гироскопических комплексов (гиродинов)» внедрена в учебный процесс и используется при подготовке студентов МГТУ имени Н.Э. Баумана в рамках дисциплин «Математическое моделирование систем гироскопических и электромагнитных органов управления угловым движением КА» (кафедра «Теоретическая механика») и «Электромеханические исполнительные органы систем управления КА» (кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»).

«Программно-математический комплекс для моделирования управляемого углового движения КА», разработанный и использованный в рамках данной работы, внедрен в учебный процесс и используется при подготовке студентов МГТУ имени Н.Э. Баумана в рамках дисциплины «Движение искусственных спутников Земли относительно центра масс» (кафедра «Теоретическая механика»).

Положения, выносимые на защиту.

1. Разработана методика численного параметрического исследования устойчивости установившихся режимов угловых движений КА, близких к периодическим, основанная на аппроксимации таких движений последовательностью периодических решений модифицированных уравнений движения. Указанная методика позволяет эффективно выбирать необходимые значения параметров используемых законов управления угловым движением космического аппарата [4, 6, 8, 13, 15].

2. Для режима одноосной магнитной ориентации осесимметричного КА доказано существование периодических решений модифицированных уравнений движения в случае использования модели IGRF магнитного поля Земли (МПЗ). С помощью методики численного параметрического исследования установившихся режимов угловых движений КА изучено влияние значений параметров уравнений движения на возникновение резонансов между вращением вектора индукции МПЗ вдоль орбиты и колебания продольной оси симметрии КА относительно этого вектора [8, 15].

3. Для режима орбитальной ориентации КА разработана методика прогнозирования и оценки минимального уровня микроускорений в заданной точке борта. С помощью разработанной методики получены оценки уровня микроускорений для КА в режиме его орбитальной ориентации близкой к гравитационно устойчивой [2, 5].

4. На основе известной ранее функции Ляпунова построен закон управления режимом орбитальной ориентации КА с помощью системы гироскопических исполнительных органов. Построенный закон помимо поддержания заданной ориентации КА ограничивает накопление собственного кинетического момента гиросистемы. Реализованы варианты закона, обеспечивающие орбитальную ориентацию КА как в окрестности гравитационно устойчивого, так и неустойчивого положений равновесия. Предложена численно-аналитическая методика выбора параметров для всех вариантов реализации закона управления [5, 14].

5. Построен закон управления режимом солнечной ориентации КА, реализуемый с помощью системы гироскопических исполнительных органов в условиях ограничения накопления гиросtatического момента и отсутствия возможности изменения положения солнечных батарей относительно корпуса КА. Такой закон управления позволяет не только поддерживать солнечную ориентацию КА на длительных интервалах времени, но и проводить разгрузку накопленного кинетического момента гиросистемы [3, 7, 9, 11, 16, 17].

6. На основе известного ранее теоретического исследования разработан и с помощью разработанной методики исследован режим солнечной ориентации КА, реализуемый системой магнитных исполнительных органов при наличии постоянного гиросtatического момента и отсутствии возможности изменения положения солнечных батарей относительно корпуса КА [4, 13].

7. Разработана методика выбора геометрических параметров схемы расположения и физических характеристик двигателей-маховиков, обеспечивающих реализацию предложенных режимов углового движения КА. Получены аналитические зависимости для выбора геометрических параметров системы двигателей-маховиков, расположенных по схеме «четырёхугольная пирамида» при реализации режима программных разворотов КА, а также для поддержания орбитальной и солнечной ориентации КА [10, 11].

8. Предложен и обоснован способ расчета и построения особых поверхностей систем безупорных гиродинов, основанный на методе продолжения по параметру. Формализованы достаточные условия, позволяющие определить тип особых поверхностей. Для системы гиродинов, установленных на КА по схеме «3-SPE», приведены примеры построения особых поверхностей. Реализован соответствующий программно-математический комплекс, используемый при выборе геометрических параметров схемы расположения гиродинов [1].

Достоверность и апробация работы. Достоверность подтверждается соответствием результатов теоретических исследований, численного моделирования, а также сравнением с результатами, опубликованными другими

авторами по схожим проблемам.

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

- XIII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Санкт-Петербург, 2023;
- XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Уфа, 2019;
- XI Международная Четаевская конференция «Аналитическая механика, устойчивость и управление». Казань, 2017;
- Международная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики (FAPM-2017)». Москва, 2017;
- Международная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики (FAPM-2022)». Москва, 2022;
- Международная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики (FAPM-2023)». Москва, 2023;
- XL, XLI, XLII, XLIII, XLIV, XLV, XLVI, XLVII Академические чтения по космонавтике (Королевские чтения). Москва, 2016, 2107, 2018, 2019, 2020, 2021, 2022, 2023;
- Семинар по механике космического полета имени В.А. Егорова механико-математического факультета МГУ имени М.В. Ломоносова (под руководством В.В. Сазонова), 2016, 2017, 2018, 2019, 2020, 2021;
- Семинар «Динамика космических систем» отдела №7 ИПМ имени М.В. Келдыша РАН (под руководством М.Ю. Овчинникова), 2023;
- Московский городской научно-методический семинар по теоретической механике кафедры «Теоретическая механика» имени профессора Н.Е. Жуковского МГТУ имени Н.Э. Баумана (под руководством И.Г. Благовещенского), 2022, 2023;
- Семинар «Динамические системы и механика» кафедры «Теоретическая механика и мехатроника» МАИ (под руководством Б.С. Бардина), 2023, 2024;

- Семинар «Теория управления и динамика систем» ИПМех имени А.Ю. Ишлинского РАН (под руководством Ф.Л. Черноусько), 2024;
- Семинар секции теоретической механики имени профессора Н.Н. Поляхова Санкт-Петербургского Дома ученых РАН (под руководством М.П. Юшкова), 2024;
- Заседание Президиума Научно-методического совета по теоретической механике Министерства науки и высшего образования РФ (под руководством В.А. Самсонова), 2024;
- Семинар имени А.Ю. Ишлинского по прикладной механике и управлению механико-математического факультета МГУ имени М.В. Ломоносова (под руководством В.В. Александрова, Н.А. Парусникова, Ю.В. Болотина), 2024.
- Семинар «Механика систем имени академика А.Ю. Ишлинского» при Научном совете РАН по механике систем (под руководством В.Ф. Журавлева, Д.М. Климова), 2024.
- Научный семинар кафедры теоретической механики Московского физико-технического института (национального исследовательского университета) (под руководством С.В. Соколова), 2024.

Публикации. По теме проведенных исследований имеется 17 публикаций, в том числе: 11 научных статей в российских периодических изданиях, англоязычные версии которых индексируются в базах Web of Sciences и Scopus; 6 научных статей в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК РФ. Дополнительно получено 2 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Личный вклад автора. Содержание диссертации и основные положения, выносимые на защиту, отражают персональный вклад автора. Все научные результаты диссертации получены автором лично. В диссертации используются полученные ранее другими авторами и соавторами вспомогательные теоретические результаты, на которые приведены соответствующие ссылки в тексте работы. Все численные расчеты планировались и выполнялись лично

автором, либо под его руководством. Подготовка к публикации полученных результатов проводилась совместно с соавторами, причем вклад автора был определяющим.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из 300 страниц машинописного текста, трех таблиц и 126 рисунков. Она включает в себя введение, шесть глав, заключение, список литературы, который состоит из 172 наименований, а также одно приложение с копиями шести актов о внедрении результатов диссертационной работы.

Благодарности. Автор выражает безмерную благодарность своему научному руководителю и консультанту, д.ф.-м.н., профессору Виктору Васильевичу Сазонову (12.01.1951 – 18.04.2022) за переданные знания и умения, а также за поддержку на протяжении многих лет.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении приведена общая характеристика работы. Обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель и задачи работы, приведен обзор основных достижений в области управления угловым движением космических аппаратов и обеспечения приемлемого уровня микроускорений в процессе проведения экспериментов на орбите Земли. Обосновываются научная новизна и практическая значимость работы. Приведены сведения о достоверности, об апробации работы и публикациях. Завершается введение результатами, выносимыми на защиту.

Первая глава является вспомогательной, в ней вводятся используемые системы координат, уравнения движения КА, а также начальные параметры орбит и значения массово-инерционных характеристик, используемые при численном моделировании движения КА. Рассмотрены модели МПЗ и действующих на КА внешних моментов. Вводится понятие микроускорений. Приведен вывод формулы для расчета микроускорений, а также описана схема проведения спектрального анализа данных, используемых в данной диссертационной работе.

В диссертационной работе используются следующие системы координат.

Связанная система координат $Ox_1x_2x_3$, образованная главными центральными осями инерции КА. Базисные орты этой системы обозначены \mathbf{e}_1 , \mathbf{e}_2 , \mathbf{e}_3 .

Гринвичская система координат $O_EY_1Y_2Y_3$. Начало системы находится в центре Земли, плоскость $O_EY_1Y_2$ совпадает с плоскостью экватора, ось O_EY_1 пересекает гринвичский меридиан, ось O_EY_3 направлена к Северному полюсу. Система вращается с постоянной угловой скоростью ω_E вокруг оси O_EY_3 .

Орбитальная система координат $Ox_1x_2x_3$. Оси Ox_3 и Ox_2 направлены соответственно вдоль геоцентрического радиус-вектора \mathbf{r} точки O и вектора $\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$ кинетического момента орбитального движения КА. Угловая скорость этой системы

$$\boldsymbol{\omega}_0 = \frac{\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}}{r^2} + \frac{\ddot{\mathbf{r}} \cdot (\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}})}{r^2 |\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}|} \mathbf{r}, \quad r = |\mathbf{r}|.$$

Базисные орты этой системы обозначены \mathbf{E}_1 , \mathbf{E}_2 , \mathbf{E}_3 .

При численном моделировании в работе используется модель МПЗ IGRF (International Geomagnetic Reference Field). Также в работе используется упрощенная модель МПЗ, описываемая полем диполя, расположенного в центре Земли и антипараллельного ее оси вращения, т.н. прямой диполь. В этом случае в системе $Ox_1x_2x_3$ выражение для вектора магнитной индукции Земли можно записать в виде $\mathbf{B}_X = \mu_M r^{-3} (\sin i \cos u, \cos i, -2 \sin i \sin u)^T$, где μ_M – магнитный момент Земли, r – расстояние от центра Земли до точки в которой определяется вектор индукции, i – наклонение орбиты КА, u – аргумент широты. Модель прямого диполя имеет периодический характер, что делает ее удобной при теоретических исследованиях.

Полная система уравнений движения КА, используемая в данной работе при численном моделировании, состоит из двух подсистем. Одна подсистема описывает движение центра масс КА в гринвичской системе координат

$O_E Y_1 Y_2 Y_3$ относительно компонент векторов \mathbf{r} и \mathbf{v} , где \mathbf{v} – скорость точки O относительно поверхности Земли. В ней учитываются нецентральность гравитационного поля Земли и сопротивление атмосферы. Нецентральность поля учитывается с точностью до членов порядка (36,36) включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям. Атмосфера считается вращающейся вместе с Землей, ее параметры рассчитываются согласно модели ГОСТ Р 25645.166-2004.

Подсистема уравнений углового движения КА образована динамическими уравнениями, выражающими теорему об изменении кинетического момента КА в его движении относительно центра масс: $\dot{\mathbf{K}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M}$. Здесь точкой обозначена локальная производная по времени t вектора в системе $Ox_1x_2x_3$, $\mathbf{K} = (K_1, K_2, K_3)^T$ – кинетический момента КА, $\boldsymbol{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$ – абсолютная угловая скорость КА, \mathbf{M} – главный момент всех внешних сил, действующих на КА. В общем случае $\mathbf{M} = \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_m$, где \mathbf{M}_g , \mathbf{M}_a , \mathbf{M}_m – гравитационный, аэродинамический и магнитный моменты соответственно.

Под магнитным моментом \mathbf{M}_m действующим на КА, в данной работе подразумевается механический момент, создаваемый взаимодействием электромагнитных исполнительных органов системы управления угловым движением КА с МПЗ. Такой момент имеет вид $\mathbf{M}_m = \mathbf{L} \times \mathbf{B}$, где \mathbf{L} – магнитный момент, создаваемый системой электромагнитных исполнительных органов КА, \mathbf{B} – магнитная индукция МПЗ в точке O .

В случае использования для управления угловым движением КА гироскопических органов управления (гиросистемы) вектор \mathbf{K} рассматривается в виде $\mathbf{K} = \hat{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где $\hat{I} = \text{diag}(I_1, I_2, I_3)$ – тензор инерции КА, $\mathbf{H} = (H_1, H_2, H_3)^T$ – собственный кинетический момент гиросистемы (гиростатический момент КА). Чтобы замкнуть подсистему динамических уравнений к ним добавляется уравнение, описывающее изменение гиростатического момента КА в виде $\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = -\mathbf{M}_c$, где \mathbf{M}_c – момент,

действующий со стороны гиросистемы на корпус КА.

Динамические уравнения дополняются кинематическими соотношениями представленными в зависимости от рассматриваемой задачи либо уравнениями Пуассона, либо уравнениями для компонентов кватерниона ориентации системы Ox_i относительно системы $O_E Y_i$, $i = \overline{1,3}$.

Квазистатические (низкочастотные) микроускорения на борту КА вызываются в основном четырьмя причинами: 1) движением КА относительно центра масс как твердого тела, 2) градиентом гравитационного поля, 3) воздействием на КА сил негравитационной природы, 4) действием силы, создаваемой органами управления. Если КА совершает неуправляемое движение или для управления им используются гироскопические или магнитные исполнительные органы, то последняя из перечисленных причин исчезает. Вывод формулы микроускорений основан на следующем определении. Пусть КА представляет собой твердое тело, и точка P жестко связана с его корпусом.

Определение: Микроускорением \mathbf{b} в точке P называется разность между напряженностью гравитационного поля в этой точке и абсолютным ускорением последней.

Приближенная формула для расчета микроускорений \mathbf{b} имеет вид

$$\mathbf{b} = \mathbf{b}_r + \mathbf{b}_g + \mathbf{b}_a, \quad (1)$$

$$\mathbf{b}_r = \boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} + (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) \times \boldsymbol{\omega}, \quad \mathbf{b}_g = \frac{\mu_E}{r^3} \left(3 \frac{\boldsymbol{\rho} \cdot \mathbf{r}}{r^2} \mathbf{r} - \boldsymbol{\rho} \right), \quad \mathbf{b}_a = c \rho_a \mathbf{v} \mathbf{v}.$$

Слагаемые \mathbf{b}_r , \mathbf{b}_g , \mathbf{b}_a отвечают первым трем указанным выше причинам возникновения микроускорений соответственно. Здесь $\boldsymbol{\rho}$ – радиус-вектор точки относительно центра масс КА, в которой рассчитываются микроускорения, $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость КА, μ_E – гравитационный параметр Земли, c – баллистический коэффициент КА, ρ_a – плотность атмосферы в точке, задаваемой вектором \mathbf{r} , \mathbf{v} – скорость движения центра масс КА относительно поверхности Земли, $v = |\mathbf{v}|$.

Значения геометрических и массово-инерционных характеристик

рассматриваемого КА ($I_1 = 2600 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_2 = 11100 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_3 = 10900 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, масса КА $m = 6440 \text{ кг}$), а также начальные параметры его орбит, используемые при численном исследовании полученных в диссертации теоретических результатов обусловлены тем, что в работе исследуется динамика КА предназначенных для проведения длительных научных экспериментов. Как правило, существующие КА такого типа имеют большую массу, а по форме представляют собой вытянутые, почти динамически симметричные конструкции, центр масс которых движется по низкой ($< 600 \text{ км}$) околоземной орбите, близкой к круговой. Ниже приведены начальные условия на конкретный момент времени для каждой из орбит, используемых в данной работе.

Орбита I (a). В момент 07:13:07 UTC 05.05.2013 элементы орбиты составляли: высота в апогее 575.2 км, высота в перигее 546.8 км, наклонение 64.87° , аргумент широты перигея -124.65° , долгота восходящего узла (отсчитывается от точки весеннего равноденствия эпохи даты) -16.73° .

Орбита I (b). В момент 07:13:07 UTC 21.12.2013 элементы орбиты составляли: высота в апогее 575.2 км, высота в перигее 546.8 км, наклонение 64.87° , аргумент широты перигея -124.65° , долгота восходящего узла -150.03° .

Орбита II. В момент 09:10:34 UTC 21.09.2007 элементы орбиты составляли: высота в апогее 450.0 км, высота в перигее 400.0 км, наклонение 63.0° , аргумент широты перигея 53.5° , долгота восходящего узла 164.0° .

Предполагается, что длительность автономного полета КА при проведении исследований в космосе может достигать 180 суток. Такая продолжительность полета подразумевает, что для ориентации и стабилизации КА нужно использовать гироскопические или электромагнитные исполнительные органы системы управления, которые и рассматриваются в данной работе.

Во второй главе предлагается методика исследования установившегося ориентированного движения КА. В качестве примера использования такой методики рассматривается хорошо известная задача исследования углового движения осесимметричного КА с постоянным магнитом под действием механического момента, создаваемого влиянием на магнит магнитного поля

Земли (МПЗ). Главное отличие данной работы от всех предыдущих исследований, посвященных этой теме, состоит в том, что в качестве модели МПЗ используется модель IGRF, описание которой приводится в первой главе.

Космический аппарат принимается осесимметричным твердым телом (в этой главе принято, что $I_1 = 2600 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_2 = I_3 = 11000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$), центр масс которого движется по геоцентрической орбите. На нем установлен магнит, создающий постоянный дипольный момент, направленный по оси симметрии КА. Для записи уравнений движения КА и представления полученных результатов во второй главе используется гринвичская система координат $O_E Y_1 Y_2 Y_3$. В уравнениях, описывающих теорему об изменении кинетического момента КА, учитываются гравитационный момент \mathbf{M}_g , модельный демпфирующий момент и механический момент \mathbf{M}_m , обусловленный взаимодействием магнита КА с МПЗ.

Подсистема уравнений углового движения записывается в виде

$$\dot{\mathbf{\Omega}} + \boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{\Omega} + k_{\Omega} \mathbf{\Omega} = \nu(1 - \lambda)(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r})(\mathbf{n} \times \mathbf{r}) + l_0(\mathbf{n} \times \mathbf{B}), \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{n}} + \boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{n} = \mathbf{\Omega} \times \mathbf{n}, \quad \nu = 3\mu_E / |\mathbf{r}|^5, \quad \lambda = I_1 / I_2.$$

Здесь точкой обозначена локальная производная по времени t вектора в системе $O_E Y_1 Y_2 Y_3$, I_1 и I_2 – полярный и экваториальный главные центральные моменты инерции КА, $I_2 \mathbf{\Omega}$ – кинетический момент КА в его движении относительно центра масс, \mathbf{n} – орт оси симметрии КА, $I_2 l_0$ – дипольный момент магнита КА, k_{Ω} – коэффициент демпфирования. Компоненты \mathbf{B} рассчитываются согласно модели IGRF. Предполагается, что $l_0 |\mathbf{B}| \gg \nu(1 - \lambda) > 0$, т.е. создаваемый магнитом механический момент влияет на движение КА намного сильнее гравитационного момента.

Исследование проводилось в три этапа. На **первом этапе** построены установившиеся движения КА, в которых его продольная ось симметрии составляет малый угол с вектором напряженности МПЗ. Рассмотрено два случая движения: при наличии демпфирования ($k_{\Omega} > 0$) и при его отсутствии ($k_{\Omega} = 0$).

В главе 2 при численном интегрировании уравнений движения центра масс КА в качестве начальных условий использовались параметры **Орбиты I (а)**.

Начальные условия движения КА в режиме одноосной магнитной ориентации $\mathbf{\Omega}(0)$ и $\mathbf{n}(0)$ находятся путем минимизации функционала

$$\Phi = \int_0^T |\mathbf{B}(t) \times \mathbf{n}(t)|^2 dt. \quad (3)$$

Здесь значение T равно нескольким орбитальным периодам $2\pi/\omega_0$.

Так как в ориентированном движении функция $|\mathbf{B}(t) \times \mathbf{n}(t)|$ должна быть малой, минимизация Φ по начальным условиям решения системы (2) проводилась методом Гаусса–Ньютона с учетом ограничения $|\mathbf{n}(0)| = 1$. Для расчета частных производных решения по начальным условиям интегрировались соответствующие уравнения в вариациях. В работе получены решения уравнений (2) с начальными условиями экстремалей функционала (3) в виде графиков зависимости от времени компонент векторов $\mathbf{\Omega} = (\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)^T$, $\mathbf{n} = (n_1, n_2, n_3)^T$ на отрезке времени $0 \leq t \leq 20$ суток. В случае различных значений $k_\Omega > 0$ получились установившиеся решения, описывающие движение КА в режиме одноосной магнитной ориентации на всем отрезке времени моделирования. При $k_\Omega = 0$ система (2) имеет первый интеграл $\mathbf{n} \cdot \mathbf{\Omega} = \text{const}$, полученное решение первые несколько суток похоже на установившееся, но затем оно начинает разрушаться.

Анализ полученных решений показал, что в случае $k_\Omega > 0$ установившийся режим магнитной ориентации КА похож на условно-периодическое движение с базисными частотами $f_0 = \omega_0 / 2\pi$ и $f_E = \omega_E / 2\pi$. Основываясь на этом свойстве и учитывая соотношение $f_0 \gg f_E$, на **втором этапе** исследования ориентированного движения КА построена аппроксимация такого режима последовательностью периодических движений с периодом $1/f_0$, отличающихся положением орбиты относительно МПЗ. Аппроксимирующее периодическое движение строится на каждом орбитальном витке (между

последовательными прохождениями восходящего узла орбиты). При построении этого движения гринвичская система координат принимается инерциальной, ее положение фиксируется в абсолютном пространстве на момент прохождения КА восходящего узла орбиты на данном витке. Орбита в «замороженной» гринвичской системе принимается кеплеровой эллиптической. Элементы этой орбиты вычисляются по фазовому вектору реальной орбиты в начальном восходящем узле. Таким образом, от витка к витку долгота восходящего узла орбиты в «замороженной» гринвичской системе координат меняется, меняется и положение орбиты относительно МПЗ, но внутри витка долгота и положение относительно МПЗ остаются неизменными. В этом случае уравнения углового движения КА представлены в виде (2) при значении $\omega_E = 0$. Для расчета координат и компонент скорости центра масс в «замороженной» гринвичской системе используются формулы кеплерова движения. Получившаяся система уравнений обозначена (2'). Время входит в эту систему периодически с орбитальным периодом T , поэтому можно поставить задачу об отыскании ее периодических решений. Интерес представляет такое периодическое решение, которое можно будет использовать как аппроксимацию установившегося решения исходной системы (2) на данном витке.

Построение периодического решения системы (2') сводится к решению для этой системы периодической краевой задачи

$$\mathbf{\Omega}(t_0) = \mathbf{\Omega}(t_0 + T), \quad \mathbf{n}(t_0) = \mathbf{n}(t_0 + T), \quad |\mathbf{n}(t_0)| = 1. \quad (4)$$

Здесь t_0 – момент прохождения восходящего узла орбиты на витке аппроксимации. Аппроксимацию периодическими решениями можно построить на весьма продолжительном отрезке времени, длина которого зависит от наличия подходящей орбиты КА, в данной работе аппроксимация была построена на отрезке времени $0 \leq t \leq 20$ суток.

Построенная аппроксимация оказалась достаточно точной. Это обусловлено двумя обстоятельствами. Во-первых, кеплерова аппроксимация орбиты в данной задаче приемлема для построения углового движения КА на орбитальном витке. Во-вторых, МПЗ в «замороженной» гринвичской системе

$O_E Y_1 Y_2 Y_3$ в течение витка меняется сравнительно мало, поскольку оно близко к полю диполя, момент которого расположен вблизи точки O_E и составляет с осью $-O_E Y_3$ малый угол ($\sim 12^\circ$). Поле прямого диполя в таком случае вообще не менялось бы. В работе приведены результаты сравнения амплитудных спектров переменных $\Omega_i(t)$ в решениях уравнений (2) и в аппроксимирующих последовательностях периодических решений, показавшие практически полное их совпадение по базисным частотам.

Последовательность периодических решений уравнений (2') позволяет сформировать «идеальный» режим одноосной ориентации КА в случае $k_\Omega = 0$, $\mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\Omega} = 0$. Этот режим обеспечивает те же ошибки ориентации, как при $k_\Omega > 0$, но не может быть реализован в действительности на продолжительном отрезке времени (см. ниже).

Удобство аппроксимации решений уравнений (2) последовательностью периодических решений заключается в том, что последние допускают детальное параметрическое исследование ориентированного движения КА, проведенное на **третьем этапе**. Построив семейства решений краевой задачи (2'), (4) для различных значений l_0 , k_Ω и долготы Ω_G восходящего узла орбиты в «замороженной» гринвичской системе координат можно в сжатом виде получить достаточно полное представление о решениях уравнений (2) на продолжительных интервалах времени, выбрать нужные параметры КА.

Некоторые из полученных результатов решения задачи (2'), (4) представлены на рис. 1 графиками зависимости начальных условий $\boldsymbol{\Omega}(0)$ от параметра l_0 при $\Omega_G = 11.67^\circ$ на отрезке $2 \leq l_0 \leq 6$, здесь $[l_0] = \text{А /кг}$. Графики построены при $k_\Omega = 0$, $k_\Omega = 1.0 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$, $k_\Omega = 1.5 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$ и $k_\Omega = 2.0 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$. Они изображены соответственно черными, красными, синими и зелеными линиями.

В случае $k_\Omega = 0$ решения задачи (2'), (4) удалось найти не для всех значений l_0 . Лакуны обусловлены резонансами в системе (2') и связанным с ними ветвлением периодических решений. Резонансы возникают между изменением

вектора \mathbf{B} вдоль орбиты КА и колебаниями орта \mathbf{n} относительно этого вектора.

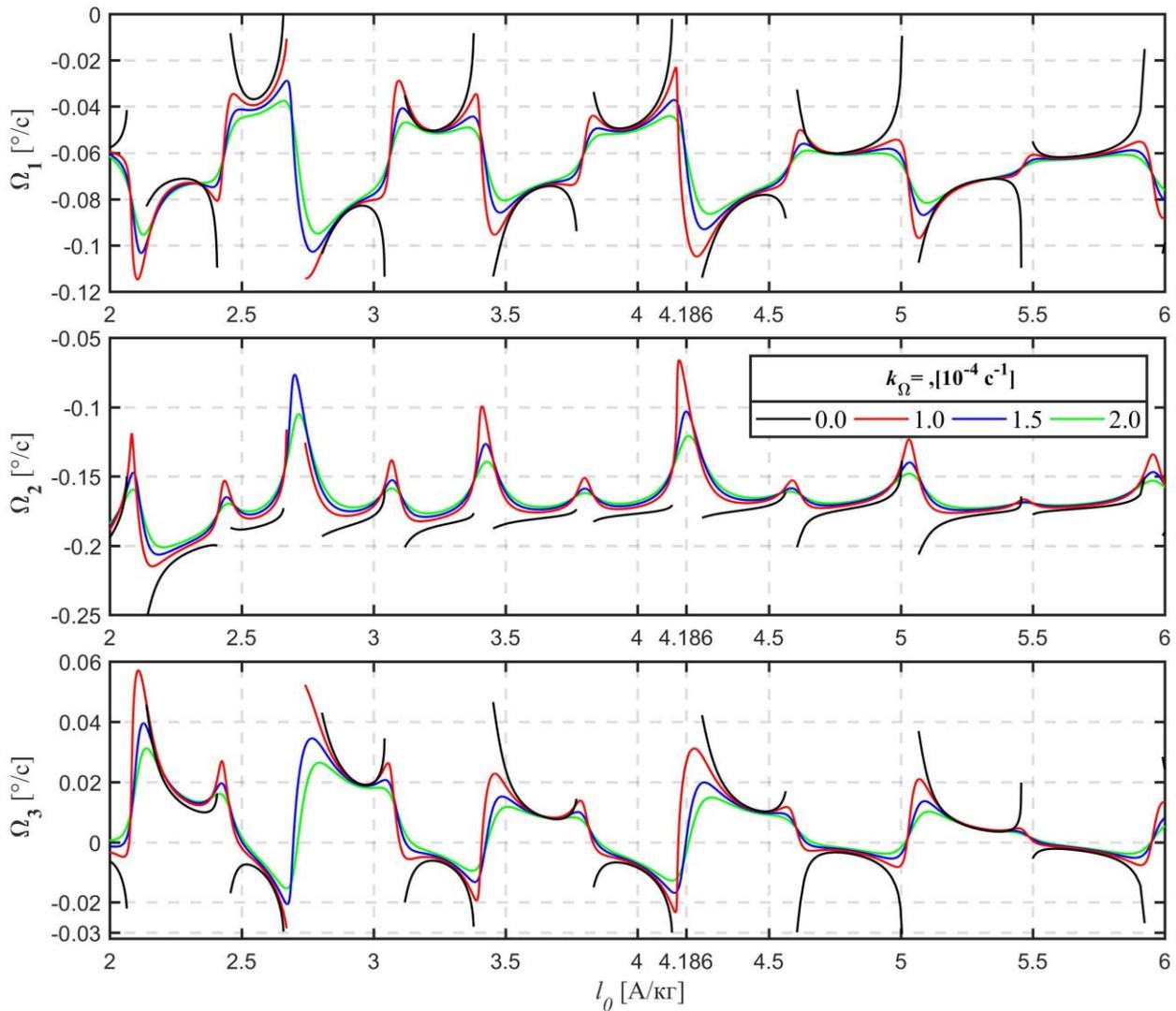


Рис. 1. Начальные условия решений краевой задачи (2'), (4) при $\Omega_G = 11.67^\circ$.

Указанные резонансы проявляются не только в системе (2'), но и в системе (2). Именно из-за таких резонансов невозможно продолжительное существование режима магнитной ориентации КА при $k_\Omega = 0$, при $k_\Omega > 0$ резонансы не приводят к разрушению ориентированного движения.

Чтобы доказать существование периодических решений, о которых говорилось выше, уравнения (4) в диссертации записываются в иной форме, где в качестве переменных величин используются два угла ориентации осей Резаля КА относительно системы координат образованной векторами \mathbf{B} и $\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$. Доказательство сводится к тому, что указанные уравнения удалось представить в виде системы дифференциальных уравнений с большим параметром, для

которых существование периодических решений было доказано ранее в работе В.В. Сазонова¹.

В процессе решения краевой задачи в диссертационной работе были получены значения мультипликаторов соответствующей системы уравнений периодических движений в вариациях. Мультипликаторы обозначены ρ_k , $k = \overline{1,6}$. При $k_\Omega = 0$ система (2') имеет первый интеграл $\mathbf{\Omega} \cdot \mathbf{n} = \text{const}$ и интегральное соотношение $\mathbf{n} \cdot \mathbf{n} = 1$, поэтому два ее мультипликатора $\rho_1 = \rho_2 = 1$. Систему (2') при $k_\Omega = 0$ можно привести к гамильтоновой форме. Следовательно, необходимые условия устойчивости ее периодических решений выражаются равенствами $|\rho_k| = 1$. Последние равенства проверялись при $k = \overline{3,6}$ вместе с равенствами $\rho_1 = \rho_2 = 1$ для каждого найденного решения задачи (2'), (4). Необходимые условия устойчивости оказались выполненными для всех таких решений.

При $k_\Omega > 0$ система (2') имеет интегральное соотношение $\mathbf{n} \cdot \mathbf{n} = 1$, а скалярное произведение $\mathbf{\Omega} \cdot \mathbf{n} = \xi$ удовлетворяет соотношению $\dot{\xi} + k_\Omega \xi = 0$. Отсюда находятся два мультипликатора $\rho_1 = 1$, $\rho_2 = \exp(-k_\Omega T)$. По теореме Лиувилля $\rho_1 \rho_2 \rho_3 \rho_4 \rho_5 \rho_6 = \exp(-3k_\Omega T)$, поэтому $\rho_3 \rho_4 \rho_5 \rho_6 = \exp(-2k_\Omega T)$. Достаточные условия устойчивости решений задачи (2'), (4) выражаются неравенствами $|\rho_k| < 1$, $k = \overline{3,6}$. Эти неравенства, а также выписанные соотношения для ρ_1 , ρ_2 и $\rho_3 \rho_4 \rho_5 \rho_6$ оказались выполненными для всех найденных решений. Во всех этих решениях мультипликаторы ρ_k , $k = \overline{3,6}$ образуют две комплексно-сопряженные пары, причем $|\rho_k| \approx \exp(-k_\Omega T / 2)$.

Исследованный выше режим магнитной ориентации КА в данной работе не рассматривается в качестве рабочего режима функционирования КА, он представляет собой методический интерес для демонстрации возможностей

¹ Сазонов В.В. Периодические решения систем обыкновенных дифференциальных уравнений с большим параметром // Прикладная математика и механика. 1983. Т. 47, №5. с. 707 – 719.

предложенной методики исследования ориентированного движения КА. Предложенная методика применяется в диссертации для исследования режимов поддержания орбитальной и солнечной ориентации, реализованных с помощью электромагнитных органов системы управления КА.

В третьей главе предложена методика оценки и прогноза минимального уровня микроускорений на борту КА. Прогноз проводится с учетом конкретной орбиты и режима углового движения КА для заданной точки борта. Положение исследуемой точки выбирается в пределах внутреннего рабочего отсека КА на максимальном удалении от центра масс КА. Следует уточнить, что в данной диссертационной работе речь идет только о квазистатических (низкочастотных) микроускорениях, поскольку они представляют опасность при проведении ряда экспериментов на околоземной орбите. Для прогноза микроускорений предлагается использовать формулу (1), которая в более ранних исследованиях применялась только для расчета реальных квазистатических микроускорений, имевших место на летавших КА.

В начале главы рассматривается режим пассивной гравитационной ориентации КА, при котором собственный кинетический момент гиросистемы равен нулю. Этот режим использовался при проведении экспериментов в области микрогравитации на ДОС «Салют-6» и «Салют-7», а также на станции «Мир» в начале ее полета. Одна из проблем этого режима - выставка начальных условий. Обычно эти условия выставлялись так. Оси связанной со станцией строительной системы координат выставлялись по осям системы $Ox_1x_2x_3$ в положении, близком к одному из устойчивых положений равновесия эквивалентного твердого тела на круговой орбите. При этом станции вокруг орта E_2 сообщалась угловая скорость ω_0 . Такие начальные условия содержали заметную ошибку, режим получался возмущенным и вследствие дестабилизирующего действия аэродинамического момента через несколько суток разрушался.

В диссертации режим пассивной гравитационной ориентации КА рассматривается как некоторое «эталонное» движение, обладающее

наилучшими свойствами для проведения микрогравитационных исследований. Для использования режима в таком качестве необходимо, чтобы он существовал в практически неизменном виде длительное время. В диссертации длительность существования режима пассивной гравитационной ориентации достигается специальным построением его начальных условий, которые ищутся из условия минимума функционала

$$\Phi = \int_0^T |\boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{E}_2|^2 dt, \quad (5)$$

Здесь $\omega_0 = |\boldsymbol{\omega}_0|$, значение T равно нескольким орбитальным периодам $2\pi / \omega_0$. Механический смысл функционала (5) – в случае круговой орбиты и при отсутствии аэродинамического момента функционал достигает абсолютного минимума на любом положении равновесия КА в орбитальной системе координат. В диссертации показано, что минимали функционала (5) обеспечивают весьма точную гравитационную ориентацию КА на интервалах времени более недели. При численном интегрировании уравнений движения центра масс КА в данной главе в качестве начальных условий использовались параметры **Орбиты II**.

В режиме пассивной гравитационной ориентации угловое движение КА относительно системы $Ox_1x_2x_3$ представляет собой малые колебания относительно некоторого равновесного положения и описывается практически постоянной матрицей $U(t)$, задающей ориентацию системы $Ox_1x_2x_3$ относительно системы $Ox_1X_2X_3$. Это равновесное положение задается матрицей U_0 , доставляющей минимум выражению

$$\int_0^{T_{ГО}} \|U(t) - U_0\|^2 dt.$$

Здесь $\| \cdot \|$ – норма Фробениуса, $T_{ГО}$ – длина интервала времени, на котором рассматривается режим гравитационной ориентации. Как было сказано выше, использовать возможности режима пассивной гравитационной ориентации КА не удастся из-за неизбежных ошибок в задании начальных условий. Эти ошибки

приводят к колебаниям в окрестности требуемого движения, амплитуда которых возрастает из-за дестабилизирующего действия аэродинамического момента.

Режимом орбитальной ориентации КА в диссертации называется покой КА в системе $Ox_1x_2x_3$, поддерживаемый системой управления. Такая ориентация удобна для проведения космических экспериментов по росту кристаллов, поскольку в ней область вариации вектора $\mathbf{b}(t)$ мала. В главе 3 закон управления гиросистемой выбран так, чтобы уравнения углового движения КА допускали установившиеся решения, в которых с высокой точностью ориентация КА остается постоянной. Главные члены этих уравнений сводятся к уравнениям трех независимых колебательных звеньев второго порядка. Рассматривая подсистему уравнений углового движения КА, управляющий момент \mathbf{M}_c выбран так, чтобы получить установившиеся решения, в которых с высокой точностью матрица U была бы близка к постоянно заданной матрице U_0 . Приемлемое значение матрицы U_0 можно получить, усредняя на отрезке $0 \leq t \leq T$ значения $U(t)$, полученные для режима пассивной гравитационной ориентации КА посредством минимизации функционала (5). В диссертации матрица U_0 была получена усреднением матрицы $U(t)$ на интервале 2 сут. Найденная указанным выше образом матрица U_0 задает требуемое положение КА при моделировании углового движения КА, управляемого с помощью гиросистемы.

В результате численного моделирования полной системы уравнений движения КА были получены решения в виде зависимостей от времени углов ориентации осей системы $Ox_1x_2x_3$ относительно осей системы $Ox_1X_2X_3$, компоненты ω_i и H_i , $i = \overline{1,3}$, и рассчитаны микроускорения, которые далее в работе рассматривались как «эталонные». На рис. 2 показаны графики модулей векторов составляющих \mathbf{b}_r , \mathbf{b}_a , \mathbf{b}_g и суммарных микроускорений \mathbf{b} . Наибольший вклад в суммарные микроускорения \mathbf{b} вносит гравитационная составляющая \mathbf{b}_g , уменьшить влияние которой можно только увеличив высоту орбиты КА, наименьший вклад носит аэродинамическая составляющая \mathbf{b}_a ,

которая зависит от геометрии корпуса КА и его ориентации в орбитальной системе координат. Диаметр области вариации вектора \mathbf{b} не превосходит $0.7 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$, также следует отметить весьма медленное накопление собственного кинетического момента гиросистемы ($|\mathbf{H}| \leq 13 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ за 8 суток полета) в полученном решении. Все это – следствие специального выбора матрицы U_0 . Приведенные на рис. 2 значения $|\mathbf{b}| < 4 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$ являются приемлемыми с точки зрения проведения космических экспериментов.

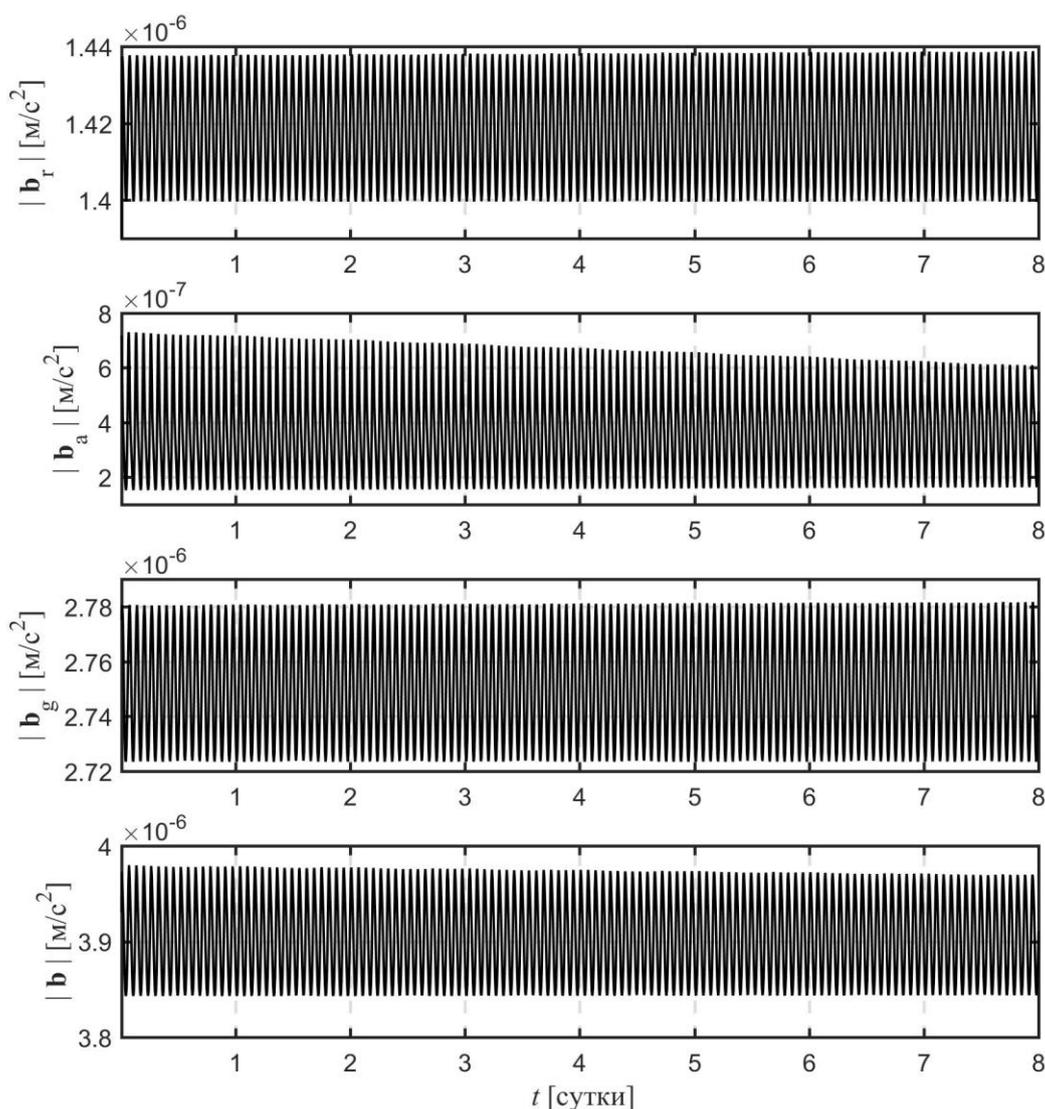


Рис. 2. Составляющие и суммарные микроускорения.

В главе 3 закон управления, использующий матрицу U_0 представляет методический интерес. Реализовать такое управление КА на практике крайне затруднительно, поскольку точно задать полученные начальные условия

движения практически невозможно и расчет изменения матрицы U_0 в реальном времени сложен из-за необходимости учета влияние аэродинамического момента на угловое движение КА. Но это и не требуется, поскольку, как будет показано в главе 4, реализовать движение КА весьма близкое к «эталонному» можно другим способом.

В четвертой главе диссертации показано, что поддержание достаточно точной орбитальной ориентации КА с уровнем микроускорений, сопоставимым с «эталонным» значением, полученным в главе 3, можно обеспечить без специального выбора матрицы U_0 . Рассматриваются два варианта реализации поддержания орбитальной ориентации КА – с помощью гиросистемы или с помощью электромагнитных исполнительных органов системы управления.

В случае использования гироскопических органов управления для поддержания выбранной ориентации КА в течение длительных интервалов времени скорость накопления собственного кинетического момента гиросистемы служит критерием качества режима. В главе 4 предложены три закона управления, реализующие режим орбитальной ориентации КА и при этом ограничивающие накопление гиросtatического момента.

В начале главы 4 рассматривается режим орбитальной ориентации КА в упрощенной ситуации, а именно в предположении, что орбита центра масс КА круговая и неизменна в абсолютном пространстве, на КА действует один лишь гравитационный момент. В этом случае уравнения углового движения КА можно представить в виде

$$\hat{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \hat{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times (\hat{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}) = 3\omega_0^2 (\mathbf{E}_3 \times \hat{I}\mathbf{E}_3), \quad (6)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_1 - \operatorname{tg} \beta (\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma), \quad \dot{\delta} = \frac{\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma}{\cos \beta} - \omega_0,$$

$$\dot{\beta} = \omega_2 \sin \gamma + \omega_3 \cos \gamma,$$

где $\omega_0 = \sqrt{\mu_E / r^3}$ – среднее движение КА (орбитальная частота), γ , δ , β – углы ориентации осей системы $Ox_1x_2x_3$ относительно осей системы $OX_1X_2X_3$. В этом случае система (6) имеет 24 стационарных решения, в которых $\boldsymbol{\omega} = \omega_0 \mathbf{E}_2$, орты

\mathbf{e}_i совпадают с ортами $\pm \mathbf{E}_j$, $i, j = \overline{1,3}$. Эти решения описывают положения равновесия (покой) КА в системе $OX_1X_2X_3$. Здесь $\mathbf{E}_3 = (u_{31}, u_{32}, u_{33})^T$, элементы u_{ij} , $i, j = \overline{1,3}$, матрицы U выражаются через углы γ , δ и β .

В диссертации рассмотрены два стационарных решения системы (6), задаваемых соотношениями:

$$\mathbf{e}_1 = -\mathbf{E}_3, \mathbf{e}_2 = \mathbf{E}_2, \mathbf{e}_3 = \mathbf{E}_1, \quad (7)$$

$$\mathbf{e}_1 = \mathbf{E}_1, \mathbf{e}_2 = \mathbf{E}_3, \mathbf{e}_3 = -\mathbf{E}_2. \quad (8)$$

При выполнении неравенств $I_1 < I_3 < I_2$ решение (7) является устойчивым, а решение (8) – неустойчивым. Устойчивое стационарное решение (7) можно использовать для реализации режима пассивной гравитационной ориентации КА. Для обеспечения длительной ориентации КА, близкой к гравитационной, при наличии дестабилизирующего действия возмущающих моментов можно использовать демпфирующие устройства. В диссертации в качестве таковых используется система гироскопических органов управления, установленных на КА. Чтобы реализовать гиродемпфирование, достаточно задать надлежащий закон управления гиросистемой в виде

$$\hat{T} \dot{\mathbf{H}} + \mathbf{H} - H_0 \mathbf{e}_2 = \hat{J} (\boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{e}_2), \quad (9)$$

где $\hat{T} = \text{diag}(\tau_1, \tau_2, \tau_3)$, $\hat{J} = \text{diag}(J_1, J_2, J_3)$, J_i , τ_i , $i = \overline{1,3}$ – положительные постоянные, H_0 – произвольная постоянная (при численном моделировании принято значение $H_0 = 5 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$). Использование закона управления (9) угловым движением КА подразумевает наличие на борту датчиков угловых скоростей, в соответствии с показаниями которых изменяется собственный кинетический момент гиросистемы. Система уравнений (6), (9) допускает стационарное решение

$$\mathbf{e}_1 = -\mathbf{E}_3, \mathbf{e}_2 = \mathbf{E}_2, \mathbf{e}_3 = \mathbf{E}_1, \boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{e}_2 = 0, \mathbf{H} - H_0 \mathbf{e}_2 = 0. \quad (10)$$

При исследовании функции Ляпунова²

² Сазонов В.В. Гравитационная ориентация искусственных спутников с гиродинами // Космические исследования. 1988. Т. 26, №2. с. 315 – 318.

$$V = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 I_i \omega_i^2 - \omega_0 \sum_{i=1}^3 I_i \omega_i u_{2i} + \frac{3}{2} \omega_0^2 \sum_{i=1}^3 I_i u_{3i}^2 + \omega_0 \left(H_2 - \sum_{i=1}^3 H_i u_{2i} \right) + \frac{1}{2} \omega_0^2 (I_2 - 3I_1) + \frac{1}{2} \left(\frac{H_1^2}{J_1} + \frac{(H_2 - H_0)^2}{J_2} + \frac{H_3^2}{J_3} \right).$$

в окрестности решения (10) получены условия, при выполнении которых соответствующее положение равновесия будет асимптотически устойчивым. Из-за разного рода возмущающих факторов (эллиптичность орбиты, влияние аэродинамического момента и др.) полная система уравнений углового движения рассматриваемого КА не имеет решений, описывающих его покой (10) в орбитальной системе координат, однако в силу непрерывной зависимости решений дифференциальных уравнений от начальных условий и параметров эти уравнения допускают решения, которые будут близки положению покоя (10).

Чтобы реализовать закон управления (9), стабилизирующий режим орбитальной ориентации КА в окрестности положения (7), используется момент

$$\mathbf{M}_c = \mathbf{H} \times \boldsymbol{\omega} - \hat{T}^{-1} \hat{J} (\boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{e}_2) + \hat{T}^{-1} (\mathbf{H} - H_0 \mathbf{e}_2),$$

действующий со стороны гиросистемы на корпус КА. Величина H_0 представляет собой постоянное значение собственного кинетического момента, создаваемого гиросистемой. В диссертации показано, что реализовать режим орбитальной ориентации КА в окрестности положения (10) можно и при $H_0 = 0$, приняв момент $\mathbf{M}_c = -K_\omega (\boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{e}_2) + K_h \mathbf{H}$, где $K_\omega = (k_{ij}^{(\omega)})_{i,j=1}^3$, $K_h = (k_{ij}^{(h)})_{i,j=1}^3$, $k_{ij}^{(\omega)}$, $k_{ij}^{(h)}$, $i, j = \overline{1,3}$ – постоянные величины.

Далее в главе 4 рассматривается стационарное решение (8) системы (6). Чтобы реализовать режим орбитальной ориентации КА в окрестности гравитационно неустойчивого положения равновесия, используется управляющий момент в виде

$$\mathbf{M}_c = -K_\theta [(\mathbf{E}_3 \times \mathbf{e}_2) + (\mathbf{e}_3 \times \mathbf{E}_2)] - K_\omega (\boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{E}_2) + K_h \mathbf{H}, \quad (11)$$

где $K_\theta = (k_{ij}^{(\theta)})_{i,j=1}^3$, $K_\omega = (k_{ij}^{(\omega)})_{i,j=1}^3$, $K_h = (k_{ij}^{(h)})_{i,j=1}^3$, $k_{ij}^{(\theta)}$, $k_{ij}^{(\omega)}$, $k_{ij}^{(h)}$, $i, j = \overline{1,3}$ – постоянные величины. Система уравнений (6), (11) допускает стационарное

решение

$$\mathbf{e}_1 = \mathbf{E}_1, \mathbf{e}_2 = \mathbf{E}_3, \mathbf{e}_3 = -\mathbf{E}_2, \boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{e}_2 = 0, \mathbf{H} = 0. \quad (12)$$

Это решение также описывает положение равновесия КА в орбитальной системе координат, при этом расположение осей системы $Ox_1x_2x_3$ соответствует (8).

В диссертации предложена численно-аналитическая методика выбора значений коэффициентов $J_i, \tau_i, k_{ij}^{(\theta)}, k_{ij}^{(\omega)}, k_{ij}^{(h)}, i, j = \overline{1,3}$, основанная на анализе линеаризованных в окрестности положений равновесия (10) и (12) уравнений углового движения КА. Приведены результаты численного моделирования полной системы уравнений движения КА, подтверждающие работоспособность предложенных законов управления гиросистемой и правильность выбора их коэффициентов. В качестве начальных условий уравнений движения центра масс КА использовались параметры **Орбиты II**. Результаты моделирования показали, что использование закона управления (9) позволяет реализовать угловое движение КА весьма близкое к «эталонному», полученному в главе 3. Величина накопленного гиросtatического момента ограничена значением $|\mathbf{H}| \leq 5.4 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$ за время моделирования 140 суток при $H_0 = 5 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$ и $|\mathbf{H}| \leq 0.4 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$ за время моделирования 8 суток при $H_0 = 0$.

С помощью схемы, описанной в первой главе проведен частотный анализ микроускорений, возникающих на борту КА при использовании законов управления (9) и (10). Показано, что в обоих случаях $|\mathbf{b}| < 4.1 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$, область вариации вектора \mathbf{b} является достаточно малой и колебания микроускорений происходят весьма медленно – с орбитальной частотой, т.е. уровень микроускорений на борту КА также весьма близок к «эталонному» уровню, полученному в главе 3 (см. рис. 2).

Помимо использования гиросистемы для поддержания режима орбитальной ориентации КА, в четвертой главе исследуется возможность поддержания указанного режима в окрестности гравитационно устойчивого положения равновесия с помощью электромагнитных органов управления. Несмотря на то,

что в этом случае ориентация КА близка к гравитационно устойчивой, использование органов управления (гироскопических или электромагнитных) для ее поддержания оправдано уменьшением уровня микроускорений на борту. Кроме того, использование управления позволяет избежать возможного негативного влияния аэродинамического момента на ориентацию КА. В работе рассмотрены наиболее простые варианты реализации управления электромагнитными исполнительными органами с использованием по возможности минимальной информации от датчиков системы управления. В частности, рассматривается закон, позволяющий использовать результаты обработки измерений магнетометра на борту КА. В данном случае основная задача управления угловым движением состоит в гашении начальных возмущений движения и минимизации собственной угловой скорости КА. В главе 4 приведены результаты численного моделирования уравнений движения КА, подтверждающие работоспособность выбранных законов управления электромагнитными исполнительными органами для поддержания режима орбитальной ориентации КА. В конце четвертой главы с помощью методики, изложенной во второй главе, проведено исследование устойчивости полученных решений уравнений движения КА при использовании электромагнитных исполнительных органов. Проведенное исследование позволило количественно оценить влияние выбранных значения коэффициентов законов управления угловым движением КА на точность стабилизации режима орбитальной ориентации и характеристики переходных процессов.

В пятой главе исследовано поддержание в течение длительного времени режима солнечной ориентации КА на низкой околоземной орбите с помощью гиросистемы или с помощью электромагнитных исполнительных органов при наличии постоянного гиросtatического момента. Дополнительным функциональным ограничением, накладываемым на управление КА, является наличие неповоротных панелей солнечных батарей (СБ), закрепленных на корпусе КА. В этом случае под солнечной ориентацией подразумевается режим

ориентации КА в абсолютном пространстве, при котором орт \mathbf{e}_2 нормали к плоскости панелей СБ направлен на Солнце.

В случае использования гиросистемы реализовать описанный выше режим солнечной ориентации КА не представляет значительных трудностей. Для этого достаточно использовать закон управления в виде

$$\mathbf{M}_c = \xi^2 \hat{I}(\mathbf{e}_2 \times \mathbf{s} + \mathbf{e}_1 \times \tilde{\mathbf{n}}) - 2\xi \hat{I} \hat{P} \boldsymbol{\omega},$$

где ξ – положительный параметр, \mathbf{s} – орт направления «Земля – Солнце», $\tilde{\mathbf{n}} = (\mathbf{s} \times \mathbf{E}_2) / |\mathbf{s} \times \mathbf{E}_2|$, $\hat{P} = \text{diag}(1, 1, \sqrt{2})$. Но при таком управлении будет происходить относительно быстрое накопление собственного кинетического момента гиросистемы, значение $|\mathbf{H}| \approx 230 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ за 14 суток полета в случае **Орбиты I (а)**. Чтобы реализовать большую длительность стабилизации режима солнечной ориентации КА без проведения разгрузок гиросистемы в диссертации построен закон управления механическим моментом гиросистемы, обеспечивающий не только заданную ориентацию, но и одновременно ограничивающий рост гиросtatического момента за счет действия гравитационного момента. Не нарушая условие $\mathbf{e}_2 \cong \mathbf{s}$, гиросtatический момент можно контролировать только за счет изменения угла поворота КА вокруг нормали \mathbf{e}_2 к плоскости панелей СБ, меняя соответствующим образом величину $(\mathbf{M}_g \cdot \mathbf{K})$. Для орбиты КА, близкой к круговой, такое управление реализовано с помощью момента

$$\mathbf{M}_c = \xi^2 \hat{I}(\mathbf{e}_2 \times \mathbf{s} + \mathbf{e}_1 \times \mathbf{n}) - 2\xi \hat{I}(\hat{P} \boldsymbol{\omega} - \omega_2 \mathbf{e}_2) + \hat{I} \tilde{f} \mathbf{e}_2, \quad (13)$$

$$\tilde{f} = -3\omega_0^2 \left[-(\kappa_3 - \kappa_1) \eta_1 \eta_2 K_1 + \kappa_2 (\eta_1^2 - \eta_3^2) K_2 + (\kappa_3 - \kappa_1) \eta_2 \eta_3 K_3 \right],$$

где $\boldsymbol{\eta} = \mathbf{r}/r = (\eta_1, \eta_2, \eta_3)^T$, $\kappa_i = \text{const} > 0$, $i = \overline{1, 3}$.

В главе 5 приведены результаты численного моделирование полной системы уравнений движения КА, показавшие эффективность предложенного закона управления (13). В качестве начальных условий уравнений движения центра масс КА использовались параметры **Орбиты I (а)** и **Орбиты I (б)**. В случае **Орбиты I (а)** максимальное значение угла ϑ между ортом направления

«Земля – Солнце» и плоскостью орбиты КА составляет $\sim 47^\circ$. В случае **Орбиты I (b)** максимальное значение угла ϑ составляет $\sim 88^\circ$. Таким образом, **Орбиты I (a)** и **I (b)** существенно по-разному расположены относительно Солнца. Для обоих вариантов орбит закон управления (13) обеспечивает и достаточно точную солнечную ориентацию КА и ограничивает накопление собственного кинетического момента гиросистемы. В случае **Орбиты I (a)** значение $|\mathbf{H}| \leq 14 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$, в случае **Орбиты I (b)** значение $|\mathbf{H}| \leq 42 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$ за 14 суток полета.

Проведен численный анализ микроускорений, показавший, что дополнительное угловое движение КА относительно нормали к плоскости СБ не вносит значимого вклада в общий уровень микроускорений на борту КА. Показано, что колебания микроускорений происходят с удвоенной орбитальной частотой, $|\mathbf{b}| < 4.1 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$ и общий уровень микроускорений на борту КА близок к «эталонному» уровню, полученному в главе 3 (см. рис. 2).

Далее, в пятой главе предложен способ реализации режима солнечной ориентации КА – гиростата с использованием электромеханических исполнительных органов и постоянного гиростатического момента. Предполагается, что такой гиростатический момент достаточно велик и уравнения движения КА содержат большой параметр.

В этом случае под режимом солнечной ориентацией КА подразумевается такое движение, в котором с малыми ошибками выполнены следующие условия: главная центральная ось наименьшего момента (орт \mathbf{e}_1) инерции лежит в плоскости орбиты, вдоль этой оси направлен постоянный гиростатический момент; главная центральная ось наибольшего момента инерции (нормаль к панелям СБ, орт \mathbf{e}_2) направлена на Солнце; угловая скорость КА равна нулю. Сперва рассматривается такой режим ориентации КА в упрощенной ситуации, когда главная центральная ось наименьшего момента инерции является осью материальной симметрии КА, орбита центра масс КА – круговая и неизменная в абсолютном пространстве, на корпус КА действует только гравитационный

момент. Доказано³, что в этом случае уравнения углового движения КА имеют периодическое решение, которое является орбитально устойчивым в первом приближении. При этом ось симметрии КА может совершать периодические колебания в малой окрестности произвольного неизменного направления в абсолютном пространстве, лежащего в плоскости орбиты. Такие движения существуют при достаточно больших значениях гиросtatического момента, лежащих вне малых окрестностей выколотых точек, которые образуют арифметическую прогрессию. Период таких колебаний равен половине орбитального периода. В случае, если для аналогичной постановки задачи в начальный момент времени ось симметрии КА составляет с плоскостью орбиты ненулевой угол, существует однопараметрическое семейство симметричных периодических движений оси симметрии КА относительно орбитальной системы координат, которые выглядят в абсолютном пространстве как медленная прецессия оси симметрии вокруг нормали к плоскости орбиты. Период таких движений близок орбитальному периоду, они существуют при достаточно больших значениях гиросtatического момента, лежащих вне малых окрестностей выколотых точек.

Предельный случай указанных периодических движений послужил основой при разработке режима солнечной ориентации КА – гиростата с использованием электромеханических исполнительных органов, представленного в пятой главе диссертации. Из-за разного рода возмущающих факторов (относительно небольшая динамическая асимметрия КА, эллиптичность орбиты, наличие аэродинамический момент и др.) уравнения движения КА не имеют точных решений, описанных выше. Но они имеют решения, которые будут близки к точным в течение некоторого не очень большого отрезка времени. Чтобы обеспечить стабилизацию режима солнечной ориентации КА в течение длительного отрезка времени можно использовать управляющий момент,

³ Троицкая А.В. Периодические колебания механических систем, уравнения движения которых содержат большой параметр. Диссертация на соискание учёной степени кандидата физико-математических наук. Москва: МГУ им. М.В. Ломоносова. Механико-математический факультет. 2019. 88 с.

создаваемый взаимодействием электромеханических исполнительных органов с МПЗ в виде

$$\mathbf{M}_m = \mathbf{L} \times \mathbf{B}, \quad \mathbf{L} = (\mathbf{u} \times \mathbf{B}) / |\mathbf{B}|^2, \quad \mathbf{u} = \xi^2 \hat{I}(\mathbf{e}_2 \times \mathbf{s} + \mathbf{e}_1 \times \tilde{\mathbf{n}}) - 2\xi \hat{I}\boldsymbol{\omega}. \quad (14)$$

В конце пятой главы приведены результаты численного моделирования полной системы уравнений движения КА, в которых показано, что использование закона управления (14) обеспечивает гашение возмущенного движения КА и стабилизацию режима солнечной ориентации. При численном интегрировании уравнений движения центра масс КА в данной главе в качестве начальных условий использовались параметры **Орбиты I (а)**. Точность σ режима солнечной ориентации КА при использовании управления (14) колеблется в диапазоне $5^\circ \div 20^\circ$, где $\sigma = \arccos(\mathbf{s} \cdot \mathbf{e}_2)$, однако такая точность обеспечивает вполне приемлемый энергопотребление с панелей СБ.

С помощью методики, изложенной во второй главе, проведено численное параметрическое исследование устойчивости полученных решений уравнений углового движения КА с целью исключить выбор резонансного значения постоянного гиросtatического момента КА. Построен график степени устойчивости решений краевой задачи, использованных для аппроксимации углового движения КА. В данном случае, под степенью устойчивости имеется в виду взятый с отрицательным знаком наименьший из всех характеристических показателей системы уравнений в вариациях.

В главах 4 и 5 задачи управления КА с помощью гиросистемы рассматриваются в терминах создаваемого ею суммарного кинетического момента. При этом остается не затронутым вопрос, какие конкретно исполнительные гироскопические органы используются в составе гиросистемы, их количество и характеристики.

В **шестой главе** диссертации предложена методика выбора геометрических параметров схемы расположения и физических характеристик гироскопических органов управления (двигателей-маховиков или гиродинов), обеспечивающих реализацию предложенных в главах 4 и 5 режимов углового движения КА. Методика основана на геометрическом сравнении в системе

$Ox_1x_2x_3$ требуемой H_T и реализуемой H_C областей изменения вектора

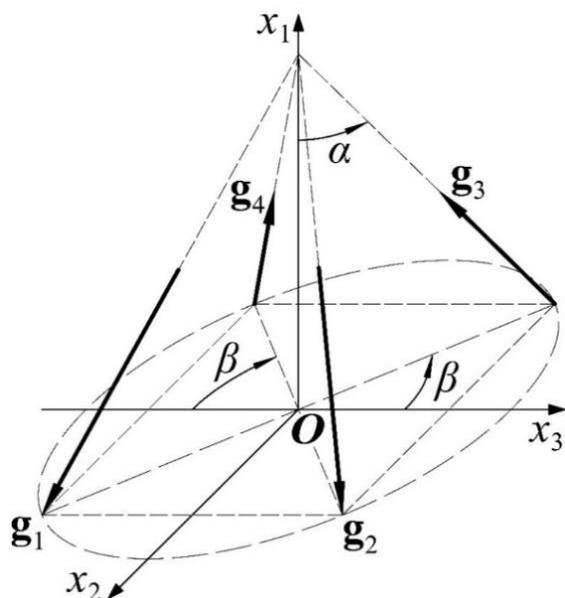


Рис. 3. Схема «четырёхугольная пирамида».

суммарного кинетического момента, создаваемого гиросистемой. Для всех вариантов построения гиросистемы должно быть обеспечено выполнение условия $H_T \subset H_C$, при выполнении которого можно утверждать, что величина суммарного кинетического момента, создаваемого гиросистемой будет достаточна для обеспечения требуемой угловой скорости вращения КА.

В качестве схемы расположения системы двигателей-маховиков выбрана

«четырёхугольная пирамида» как одна из самых универсальных и широко используемых в настоящее время при эксплуатации КА. В этой схеме орты $\mathbf{g}_1, \dots, \mathbf{g}_4$ осей вращения четырех одинаковых маховиков располагаются по ребрам четырёхугольной пирамиды как показано на рис. 3. Форма и размеры области H_C реализуемых значений вектора суммарного кинетического момента определяются тремя параметрами: собственным кинетическим моментом каждого маховика и двумя углами (углы α и β установки маховиков), задающими положение оси вращения каждого маховика относительно системы $Ox_1x_2x_3$. Вид области H_T требуемых значений вектора суммарного кинетического момента, создаваемого маховиками, зависит от режима углового движения КА. В данной главе рассматриваются три возможных варианта режимов движения: программные развороты с одинаковым значением требуемой угловой скорости КА относительно произвольного направления, стабилизация орбитальной ориентации КА (см. главу 4), стабилизация солнечной ориентации КА (см. главу 5). Для всех трех вариантов приведены аналитические зависимости, позволяющие выбрать углы установки маховиков в

зависимости от массово-инерционных характеристик и требований рассматриваемого режима ориентации КА. Для режимов стабилизации орбитальной и солнечной ориентации приведены результаты численного моделирования уравнений движения КА, подтверждающие правильность полученных значений углов установки маховиков.

Предложенный в главе 6 подход к сравнению областей изменения вектора суммарного кинетического момента, создаваемого гиросистемой, справедлив и для систем управления, построенных на базе гиродинов. Одним из недостатков использования гиродинов в качестве исполнительных органов системы управления является сложность алгоритмов управления. В том числе это связано и с наличием особых (сингулярных) поверхностей в области реализуемых значений вектора суммарного кинетического момента системы гиродинов. Внутри особых поверхностей управление кинетическим моментом затруднено или неосуществимо (зависит от типа особой поверхности). Поэтому изучение формы особых поверхностей, их расположение и их тип являются актуальной задачей для каждой конкретной схемы установки гиродинов. В диссертации предлагается новый способ расчета и построения особых поверхностей области H_C реализуемых значений вектора суммарного кинетического момента систем гиродинов. Используемый способ основан на методе продолжения по параметру. С использованием результатов Е.Н. Токаря⁴ в шестой главе формализованы достаточные условия, позволяющие в ряде случаев определить тип особых поверхностей. В качестве примера в диссертации рассмотрена схема «3-SPE» (Three Scissored Pair Ensemble), состоящая из шести гиродинов, установленных парами таким образом, что вдоль каждой из осей системы $Ox_1x_2x_3$ расположены оси прецессии двух гиродинов. Для указанной схемы построены области вариации вектора суммарного кинетического момента системы гиродинов и некоторые особые поверхности, появляющиеся в случае отказа одного из гиродинов.

⁴ Токарь Е.Н. Проблемы управления гиросиловыми стабилизаторами // Космические исследования. 1978. Т. 16, №2. с. 179 – 187.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ВЫВОДЫ

В диссертационной работе изучена динамика управляемого углового движения КА, предназначенного для проведения длительных научных экспериментов. Наиболее благоприятные условия для проведения исследований на борту КА возникают при стабилизации режимов орбитальной или солнечной ориентации. В первом случае обеспечивается наиболее приемлемый уровень микроускорений, а во втором случае – наилучший энергопотребление с панелей СБ, необходимый для работы научной аппаратуры с большим потреблением электроэнергии.

Ключевым фактором в работе является именно длительность проведения экспериментов, т.е. продолжительность времени невозмущенного углового движения КА в заданном режиме стабилизации. Таким образом, из процесса управления сразу исключается возможность использования ракетных и плазменных двигателей всех типов. Поэтому в работе рассматриваются только гироскопические и электромагнитные исполнительные органы системы управления.

Использование гироскопических органов управления (в частности двигателей-маховиков) тесно связано с проблемой разгрузки накопленного собственного кинетического момента. Опять же, длительность поддержания режима стабилизации КА здесь играет важную роль. Полученные в диссертации результаты позволяют обеспечить стабилизацию КА в орбитальной системе координат и в инерциальном пространстве с помощью гиросистемы сколь угодно долго без необходимости использования исполнительных органов других типов для проведения разгрузки.

В работе получены результаты, позволяющие использовать для стабилизации указанных выше режимов и электромагнитные исполнительные органы. Для их эффективного использования в работе предложена методика исследования устойчивости установившегося ориентированного движения КА, позволяющая выбирать используемые законы управления и их параметры.

Еще одним важным результатом работы является разработка методики

оценки и прогнозирования минимального уровня микроускорений на борту КА в зависимости от параметров его орбиты, геометрических и массово-инерционных характеристик.

Также в работе получены практические результаты, представляющие собой методику выбора геометрических и физических параметров схем установки гироскопических органов управления (маховиков и гиродинов), используемых при осуществлении стабилизации рассмотренных режимов ориентации КА. Эти результаты были использованы при разработке эскизных проектов КА, уже успешно запущенных и еще только проектируемых.

В целом всю работу можно рассматривать в рамках единого подхода к исследованию управляемых режимов углового движения существующих или перспективных КА, предназначенных для проведения научных экспериментов в течение длительных интервалов времени и при наличии дополнительных функциональных ограничений. Но при этом каждая глава в отдельности представляет собой решение самостоятельной задачи, которое можно использовать при разработке систем управления угловым движением КА различного назначения.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В российских периодических научных изданиях, англоязычные версии которых индексируются в базах Web of Sciences и Scopus:

1. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Исследование особых поверхностей систем беспорядочных гиродинов методом продолжения по параметру // Космические исследования. 2009. Т. 47, №4. с. 355 – 362. (0,50 п.л. / **0,28 п.л.**)
2. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений электромеханическими исполнительными органами // Космические исследования. 2012. Т. 50, №5. с. 380 – 393. (0,88 п.л. / **0,46 п.л.**)
3. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Оценка остаточных микроускорений на борту ИСЗ в режиме одноосной солнечной ориентации // Космические исследования.

2013. Т. 51, №5. с. 380 – 388. (0,57 п.л. / **0,29 п.л.**)

4. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Стабилизация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления // Космические исследования. 2018. Т. 56, №5. с. 375 – 383. (0,57 п.л. / **0,42 п.л.**)

5. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Реализация режима орбитальной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2020. №1. с. 129 – 142. (0,88 п.л. / **0,45 п.л.**)

6. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Стабилизация режима гравитационной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления // Космические исследования. 2020. Т. 58, №1. с. 40 – 48. (0,57 п.л. / **0,44 п.л.**)

7. **Игнатов А.И.** Стабилизация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2020. №3. с. 164 – 176. (**0,81 п.л.**)

8. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Исследование установившихся движений искусственного спутника Земли в режиме одноосной магнитной ориентации // Космические исследования. 2021. Т. 59, №2. с. 135 – 148. (0,88 п.л. / **0,50 п.л.**)

9. **Игнатов А.И.** Оценка низкочастотных микроускорений на борту искусственного спутника Земли в режиме солнечной ориентации // Космические исследования. 2022. Т. 60, №1. с. 43 – 56. (**0,88 п.л.**)

10. **Игнатов А.И.** Выбор геометрических параметров расположения системы двигателей-маховиков при управлении вращательным движением космического аппарата // Известия РАН. Теория и системы управления. 2022. №1. с. 124 – 144. (**1,31 п.л.**)

11. **Игнатов А.И.,** Иванов Г.А., Коломиец Е.С., Мартыненко Е.В. Реализация режима солнечной ориентации космического аппарата с помощью системы двигателей-маховиков // Космические исследования. 2023. Т. 61, №2. с. 143 – 156. (0,88 п.л. / **0,64 п.л.**)

В рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК РФ:

12. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Стабилизация режима гравитационной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2016. №28. 32 с. (2,00 п.л. / **1,63 п.л.**)
13. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Стабилизация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2017. №80. 31 с. (1,94 п.л. / **1,56 п.л.**)
14. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Стабилизация режима орбитальной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2018. №2. 30 с. (1,88 п.л. / **1,50 п.л.**)
15. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Исследование установившихся движений искусственного спутника Земли в режиме одноосной магнитной ориентации // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2019. №25. 44 с. (2,75 п.л. / **2,38 п.л.**)
16. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Реализация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2019. №99. 27 с. (1,69 п.л. / **1,31 п.л.**)
17. **Игнатов А.И.,** Сазонов В.В. Оценка уровня квазистатических микроускорений на борту искусственного спутника Земли в режиме солнечной ориентации // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2020. №54. 28 с. (1,75 п.л. / **1,38 п.л.**)

Свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ:

1. Программа расчета и визуализации сингулярных состояний силовых гироскопических комплексов (гиродинов). Авторы: **Игнатов А.И.,** Мартыненко Е.В. Свидетельство № 2023681348, зарегистрировано 12.10.2023.
2. Программно-математический комплекс для моделирования управляемого углового движения космических аппаратов. Автор: **Игнатов А.И.** Свидетельство № 2024616504, зарегистрировано 21.03.2024.

Игнатов Александр Иванович

Динамика и управление угловым движением
космического аппарата, предназначенного для
проведения длительных научных экспериментов

Автореферат дис. на соискание учёной степени доктора технических наук

Подписано в печать 14.03.2025 г.

Формат 60x90 1/16. Объём: усл. печ. л. 2,0

Тираж 130 экз. Заказ № 5231/07

Отдел полиграфии Научной библиотеки МГУ имени М.В. Ломоносова
119192 Москва, Ломоносовский проспект 27