

На правах рукописи

Карпенко Станислав Олегович

**Исследование движения спутника с активной магнитной системой
ориентации по информации от солнечного датчика**

Специальность 01.02.01 – Теоретическая механика

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2021 год

Работа выполнена в Федеральном государственном учреждении "Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук" (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН)

Научный руководитель:	Овчинников Михаил Юрьевич, доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник, и.о. заведующего отделом №7 «Динамика космических систем» ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
Официальные оппоненты:	Щеглов Георгий Александрович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Аэрокосмические системы», ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» Давыдов Алексей Алексеевич, кандидат физико-математических наук, ведущий конструктор сектора, АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»
Ведущая организация:	Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет)

Защита состоится " 20 " апреля 2021 г. в 11:00 час. на заседании Диссертационного совета Д 002.024.01, созданного на базе ФГУ «ФИЦ Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН», по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН <http://keldysh.ru>.

Автореферат разослан " ____ " _____ 2021 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
кандидат физ.-мат. наук

М.Г. Ширококов

Общая характеристика работы

Активные магнитные системы ориентации, в которых механический момент создается в результате взаимодействия намагничиваемых элементов спутника, например, токовых катушек, с магнитным полем Земли, широко применяются на этапах эксплуатации спутника, не требующих высокой точности и быстродействия при поддержании ориентации. Часто токовые катушки используются в специальных режимах, когда важны надежность и малое энергопотребление системы стабилизации при минимальном объеме информации об ориентации. Этому случаю посвящена диссертационная работа. Рассматривается использование магнитных исполнительных элементов совместно с цифровым солнечным датчиком. В этом случае доступно направление в инерциальном пространстве, вдоль которого и ориентируется аппарат.

Актуальность темы исследования

Магнитные системы ориентации (МСО) широко применяются в контуре управления угловым движением искусственных спутников Земли. Особенно актуально их использование в тех случаях, когда предпочтительно иметь недорогую элементную базу и допускающие реализацию на бортовых компьютерах с ограниченными ресурсами алгоритмы.

Обычно магнитные системы используются совместно с другими исполнительными органами (в основном – маховиками); для реализации отдельных режимов движения, при которых возникает дополнительный управляющий момент (гравитационный, аэродинамический), и для ориентации спутника, стабилизируемого вращением. Важным примером здесь является одноосная ориентация спутника на Солнце. Данный служебный режим необходим для поддержания работоспособности аппарата, в особенности при возникновении нештатных ситуаций в работе системы ориентации. Обеспечение надежной зарядки аккумуляторных батарей аппарата может дать время, необходимое для разрешения нештатной ситуации и выработки нового плана полета. Эта задача возникла при работе автора с микроспутниками «Чибис-М» (запущен с борта грузового корабля «Прогресс» в ночь с 24 на 25 января 2012 года) и «ТаблетСат-Аврора» (запущен 19 июня 2014 года ракетой-носителем «Днепр»).

Степень разработанности темы исследования

Задачи управления угловым движением низкоорбитальных спутников с помощью магнитной системы ориентации в целом весьма глубоко изучены. Среди отечественных авторов можно выделить А.П. Алпатова, В.В. Белецкого, В.И. Драновского, А.П. Коваленко, М.Ю. Овчинникова, В.В. Сазонова, В.А. Сарычева, А.А. Тихонова, А.А. Хентова; среди зарубежных авторов - это К.Т. Alfriend, R.E. Fischell, M.L. Psiaki, M.L. Renard, M. Shigehara, M. Lovera, F. Celani, E.L. de Angelis, A. de Ruiten. При этом большая часть работ, относящихся к прошлому веку, сконцентрирована вокруг задачи ориентации спутника, стабилизируемого вращением, или спутника с двойным вращением. В конце 90-х годов возникла и активно разрабатывается сейчас тематика трехосной магнитной ориентации. Задача, рассматриваемая в диссертационной работе – одноосная стабилизация, не требующая, вообще говоря, закрутки аппарата – редко поднимается в литературе. Причем мало как количество предложенных алгоритмов, так и работ, посвященных их исследованию. Диссертационная работа призвана частично восполнить оба пробела за счет нового алгоритма ориентации и полного цикла его исследования, начиная от аналитических исследований и заканчивая летными испытаниями.

Цель работы и решаемые задачи

Целью диссертационной работы является исследование возможностей управления ориентацией спутника с использованием активной МСО по информации об ориентации, поставляемой только одним датчиком углового положения – солнечным датчиком.

Поставлены и решены следующие задачи:

- Предложена схема формирования алгоритма управления, позволяющего осуществлять разворот спутника в инерциальном пространстве с помощью магнитных катушек и солнечных датчиков.
- С помощью методов осреднения для осесимметричного спутника получены эволюционные уравнения, для которых найден полный набор первых интегралов.
- Для почти осесимметричного спутника найдены положения равновесия эволюционных уравнений, показано, какие из этих положений являются устойчивыми в зависимости от соотношений между главными моментами инерции аппарата.

- Разработан программный комплекс для компьютерного моделирования движения спутника с использованием высокоточных моделей внешней среды.
- Выполнено математическое моделирование работы алгоритма, результаты которого подтверждают основные выводы, полученные при аналитическом исследовании.
- Логика работы алгоритмов и вспомогательных функций системы ориентации, включая разработанный алгоритм, реализованы для бортовой вычислительной машины малого спутника «Чибис-М».
- Бортовое ПО успешно прошло летные испытания, включая нештатные ситуации. Получена и обработана телеметрия системы ориентации и стабилизации, подтвердившая адекватную работу созданного алгоритма.
- Предложенный алгоритм был использован, чтобы продлить срок службы аппарата на несколько месяцев после выхода из строя двигателей-маховиков.

Научная новизна работы

Построен новый алгоритм управления угловым движением космического аппарата, использующий показания солнечного датчика и магнитные исполнительные элементы.

Получен полный набор первых интегралов для усредненных уравнений движения осесимметричного спутника.

Найдены положения равновесия для спутника, близкого к осесимметричному, исследована их устойчивость.

Алгоритм управления адаптирован для использования в контуре управления космического аппарата Чибис-М.

Теоретическая и практическая значимость

Полученные в работе решения усредненных уравнений движения и анализ их устойчивости формируют теоретический базис для анализа эффективности работы системы ориентации.

Полученные в ходе выполнения диссертационной работы результаты позволяют:

- Обеспечить одноосную стабилизацию космического аппарата в направлении на Солнце с использованием солнечного датчика и магнитных исполнительных элементов.
- Оперативно получить прогнозные данные о движении аппарата в зависимости от его параметров на этапе проектирования.

- Продлить срок службы аппарата в случае выхода из строя части двигателей-маховиков и/или магнитометра.
- Повысить надежность системы ориентации за счет включения в контур управления дополнительного алгоритма со щадящими требованиями по аппаратному составу средств ориентации и обеспечивающего заряд аккумуляторных батарей.

Методология и методы исследования

Работа соответствует паспорту научной специальности 01.02.01 – Теоретическая механика. Рассматриваемая механическая система представляет собой космический аппарат – твердое тело, вращающийся вокруг центра масс под действием управляющего и возмущающих моментов. Исследование направлено на поиск режима движения, на который выходит управляемый космический аппарат, в зависимости от соотношений между его моментами инерции.

В работе приведена постановка задачи, выбрана и обоснована корректная теоретико-механическая модель, а методы теоретической механики, асимптотические методы нелинейной механики, методы теории устойчивости и численные методы решения систем обыкновенных дифференциальных уравнений используются для получения и исследования решений.

Область исследований – прикладная небесная механика. Работа имеет выраженный фундаментальный характер и поэтому относится к физико-математической отрасли наук.

Положения, выносимые на защиту

- Схема формирования алгоритма управления, позволяющего осуществлять разворот спутника в инерциальном пространстве с помощью магнитных катушек и солнечных датчиков. Построение управления основано на хорошо зарекомендовавшем себя алгоритме демпфирования угловой скорости, использующем показания магнитометра. Замена магнитометра на солнечный датчик позволила расширить область применения МСО и получить алгоритм управления, использующий ориентацию космического аппарата на Солнце для заряда его аккумуляторных батарей.
- Результаты аналитического исследования и математического моделирования движения спутника под управлением разработанного алгоритма. Получены усредненные уравнения движения и полный набор первых интегралов, задающих их решение. Найдены положения равновесия и исследована их устойчивость в зависимости от соотношений между моментами инерции КА.

- Комплекс моделирующих и бортовых программ спутника Чибис-М. Результаты испытаний алгоритма ориентации панелей СБ на Солнце в процессе летной эксплуатации показали эффективную применимость предложенного алгоритма управления. Его использование, после того, как вышла из строя большая часть двигателей-маховиков, позволило продлить срок службы аппарата на несколько месяцев.

Степень достоверности и апробация полученных результатов

Достоверность результатов исследования обеспечивается соответствием выбранных моделей движения аппарата и внешней среды общепринятым стандартам, проведением численного моделирования, подтверждающего полученные аналитические результаты, сравнением полученных результатов с данными летных испытаний, сравнением со смежными результатами других авторов.

Основные положения и результаты диссертации были изложены в 25 научных публикациях, из них 16 включено в перечень рекомендованных ВАК РФ, результаты интеллектуальной деятельности закреплены в двух патентах и двух Свидетельствах о регистрации программы для ЭВМ.

Работа прошла *апробацию* на следующих отечественных и зарубежных конференциях:

- 1) 65th International Astronautical Congress, Toronto, Canada, 29 Sept. - 3 Oct., 2014.
- 2) 9th IAA Symposium «Small satellites for Earth observation», Berlin, Germany, 8-13 Apr., 2013.
- 3) 63rd International Astronautical Congress, Napoli, Italy, 1-5 Oct., 2012.
- 4) 1st IAA Conference on University Satellites Missions and CubeSat Winter Workshop, Roma, Italy, 24-29 Jan., 2011.
- 5) 6th International Workshop and Advanced School «Spaceflight dynamics and control», Covilha, Portugal, 28-30 March, 2011.
- 6) 2-ой Всероссийской школе молодых ученых-механиков «Актуальные проблемы механики» в рамках X Всероссийского съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Нижний Новгород, 24-30 августа 2011 г.

- 7) 2-ой Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Таруса, 13-16 сентября 2010 г.
- 8) XXXIII Академических Чтениях по космонавтике, Москва, 26-30 января 2009 г.

а также на научных семинарах:

- 1) семинар Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева «Актуальные проблемы создания и использования микро/наноспутников» межвузовской кафедры космических исследований, руководитель д.ф.-м.н., профессор И.В. Белоконов, 9 декабря 2020 г.
- 2) семинар ИКИ РАН по механике, управлению и информатике, руководитель д.ф.-м.н., профессор Р.Р. Назиров, 4 декабря 2020 г.
- 3) семинар Московского авиационного института «Динамические системы и механика», руководитель д.ф.-м.н., профессор Б.С. Бардин, 12 ноября 2020 г.
- 4) семинар отдела № 5 ИПМ им. М.В. Келдыша РАН «Механика и управление движением», руководитель д.ф.-м.н., профессор Ю.Ф. Голубев, 5 ноября 2020 г.
- 5) семинар им. В.А. Егорова по механике космического полета Московского государственного университета, руководители д.ф.-м.н., профессор В.В. Сазонов и к.ф.-м.н., доцент М.П. Заплетин, 14 октября 2020 г.

Содержание диссертационной работы и положения, выносимые на защиту, отражают персональный вклад автора и получены лично автором. Постановки задач и результаты исследований обсуждались с соавторами опубликованных работ и научным руководителем.

Результаты работы использованы при создании систем ориентации успешно запущенных космических аппаратов Чибис-М и ТаблетСат-Аврора.

Содержание работы

Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, списка использованной литературы и приложения. Объём диссертации составляет 120 страниц. Работа включает в себя 37 рисунков и 7 таблиц. Список литературы содержит 50 наименований.

Во введении обоснована актуальность и важность темы диссертационной работы, конкретизирована основная цель работы и задачи. Для этого приведен краткий анализ алгоритмов МСО с точки зрения теоретических исследований и прикладных применений. Проведено исследование достижений в области магнитного управления спутниками. Продемонстрированы конкретные примеры применения. Показано, что среди практически реализованных алгоритмов не найдено алгоритмов, применимых в случаях нештатных ситуаций, например, при выходе из строя магнитометра.

В первой главе вводятся основные допущения, системы координат, а также приводится описание используемой в последующих аналитических исследованиях модели геомагнитного поля. Приводится описание *осредненной* модели геомагнитного поля. В этой модели вектор индукции при движении спутника по низкой круговой околоземной орбите имеет в инерциальной системе координат, двигающейся вместе с аппаратом, постоянный модуль и равномерно движется по поверхности кругового конуса.

Для описания динамики спутника в аналитическом исследовании использованы оскулирующие переменные (переменные Белецкого-Черноузько) $L, \rho, \sigma, \varphi, \psi, \theta$, где L – модуль вектора кинетического момента, углы ρ, σ описывают его ориентацию относительно системы $O_a Z_1 Z_2 Z_3$, ориентация связанной с аппаратом системы $O x_1 x_2 x_3$ относительно $O L_1 L_2 L_3$ описывается углами Эйлера φ, ψ, θ .

Если спутник имеет произвольный тензор $\mathbf{J}_x = \text{diag}(A, B, C)$, то уравнения движения на круговой кеплеровой орбите имеют вид

$$\frac{dL}{dt} = M_{3L}, \quad \frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{L} M_{1L}, \quad \frac{d\sigma}{dt} = \frac{1}{L \sin \rho} M_{2L},$$

$$\frac{d\theta}{dt} = L \sin \theta \sin \varphi \cos \varphi \left(\frac{1}{A} - \frac{1}{B} \right) + \frac{1}{L} (M_{2L} \cos \psi - M_{1L} \sin \psi),$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = L \cos \theta \left(\frac{1}{C} - \frac{\sin^2 \varphi}{A} - \frac{\cos^2 \varphi}{B} \right) + \frac{1}{L \sin \theta} (M_{1L} \cos \psi + M_{2L} \sin \psi),$$

$$\frac{d\psi}{dt} = L \left(\frac{\sin^2 \varphi}{A} + \frac{\cos^2 \varphi}{B} \right) - \frac{1}{L} M_{1L} \cos \psi \operatorname{ctg} \theta - \frac{1}{L} M_{2L} (\operatorname{ctg} \rho + \sin \psi \operatorname{ctg} \theta),$$

где M_{1L}, M_{2L}, M_{3L} – компоненты механического момента в системе $OL_1L_2L_3$.

При рассмотрении переходных процессов в работе используется метод усреднения. Это возможно, поскольку момент, создаваемый взаимодействием МСО с геомагнитным полем, мал в смысле малого изменения кинетического момента аппарата за один его оборот вокруг центра масс и за один виток по орбите по сравнению с начальным значением кинетического момента.

Вводится малый параметр ε , осуществляется переход к дифференцированию по аргументу широты $u = \omega_0(t - t_0)$, где t_0 – начальный момент времени, к безразмерному кинетическому моменту l по формуле $L = L_0 l$, где L_0 – начальный кинетический момент спутника и безразмерному моменту \bar{M} . Рассматривается осесимметричный аппарат. В итоге получаем уравнения

$$\frac{dl}{du} = \varepsilon l \bar{M}_{3L}, \quad \frac{d\rho}{du} = \varepsilon \bar{M}_{1L}, \quad \frac{d\sigma}{du} = \frac{\varepsilon}{\sin \rho} \bar{M}_{2L},$$

$$\frac{d\varphi}{du} = \eta_1 l \cos \theta + \frac{\varepsilon}{\sin \theta} (\bar{M}_{1L} \cos \psi + \bar{M}_{2L} \sin \psi),$$

$$\frac{d\psi}{du} = \eta_2 l - \varepsilon \bar{M}_{1L} \cos \psi \operatorname{ctg} \theta - \varepsilon \bar{M}_{2L} (\operatorname{ctg} \rho + \sin \psi \operatorname{ctg} \theta),$$

$$\frac{d\theta}{du} = \varepsilon (\bar{M}_{2L} \cos \psi - \bar{M}_{1L} \sin \psi),$$

где $\varepsilon = \frac{kB_0^2}{L_0}$, $\eta_1 = \frac{L_0}{\omega_0} \left(\frac{1}{C} - \frac{1}{A} \right)$, $\eta_2 = \frac{L_0}{A\omega_0}$. Здесь ε и $\frac{\varepsilon}{\eta_i}$ малы. Переменные разделяются на быстрые (φ, ψ, u) и медленные (l, ρ, σ, θ). Данные уравнения пригодны для применения метода усреднения.

Наконец, на основе логики формирования известного закона управления \dot{V} формируется принцип управления ориентацией спутника с использованием МСО по информации об ориентации, полученной от цифрового солнечного датчика – прибора, выдающего в связанной СК единичный орт на Солнце, полагающийся неизменным в инерциальном пространстве. После ряда преобразований выражения для дипольного момента магнитных исполнительных органов принимает вид

$$\mathbf{m} = kB_0 \cos \alpha (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S}),$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – угловая скорость вращения аппарата, \mathbf{S} – орт направления на Солнце, измеренный датчиком Солнца, α – угол между направлением на Солнце и век-

тором магнитной индукции, традиционно измеряемый магнитометром. Однако угол α между \mathbf{S} и \mathbf{B} можно вычислить при помощи моделей, задающих их в инерциальном пространстве для любой точки орбиты. Сведения об угловой скорости аппарата могут быть получены несколькими путями. Могут напрямую использоваться показания датчика угловой скорости при его наличии на борту, проводится обработка данных всех датчиков ориентации с оценкой текущей угловой скорости, наконец, возможно численное дифференцирование показаний солнечного датчика.

Во второй главе выполняется исследование данного алгоритма с использованием полученных ранее уравнений.

Усредненные уравнения движения осесимметричного спутника

$$\frac{d\rho}{du} = \varepsilon \frac{\cos \rho \cos \gamma - S_{3Z}}{\sin \rho} [p \cos \gamma + S_{3Z} \cos \rho (q - p)] \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right),$$

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \sin \gamma [p \cos \gamma + S_{3Z} \cos \rho (q - p)] \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right),$$

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

$$\frac{d\theta}{du} = \frac{1}{2} \varepsilon \lambda \left[2 \left((1 - S_{3Z}^2) p + S_{3Z}^2 q \right) - p \sin^2 \gamma + (q - p) S_{3Z} (\cos \gamma \cos \rho - S_{3Z}) \right] \sin \theta \cos \theta.$$

Здесь введен угол γ , заменивший угол σ в исходных уравнениях. Этот угол задает ориентацию кинетического момента аппарата относительно направления на Солнце.

Для этой системы уравнений получены первые интегралы:

$$I_1 = \frac{\cos \rho - \cos \gamma S_{3Z}}{\sin \gamma}$$

$$I_2 = l |p \cos \gamma + S_{3Z} (q - p) \cos \rho|.$$

$$I_3 = \ln \frac{1 - \cos \gamma}{1 + \cos \gamma} - \ln \frac{4(A_1 \cos \gamma + A_2 \sin \gamma)}{(1 + \cos \gamma)^2} - \frac{2}{\lambda} \left[\ln(\sin \theta) - \frac{C}{A} \ln(\cos \theta) \right].$$

Отсюда, в частности, можно заключить, что

$$l_{term} = \frac{|p \cos \gamma_0 + S_{3Z} (q - p) \cos \rho_0|}{p + S_{3Z}^2 (q - p)}.$$

Это соотношение позволяет определить значение величины кинетического момента спутника в результате длительной работы алгоритма в зависимости от начальных условий.

Найдены положения равновесия оси симметрии спутника. Показано, что асимптотически устойчиво положение равновесия $\gamma = 0$ или $\gamma = \pi$; $\theta = 0$ (если $\lambda < 0$, то есть $C > A$), или $\theta = \pi/2$ (при $C < A$); $\cos \rho - S_{3z} = 0$. В случае совпадения вектора кинетического момента с направлением на Солнце ($\gamma = 0$) угол между кинетическим моментом и осью конуса совпадает с углом между направлением на Солнце и осью конуса, что и выражается соотношением $\cos \rho - S_{3z} = 0$.

Далее рассмотрен случай как будет влиять слабая несимметричность на динамику аппарата. После введения малого параметра

$$\eta = \frac{B - A}{C} \ll 1$$

и усреднения по u и по ψ уравнения движения принимают вид

$$\begin{aligned} \frac{d\gamma}{du} &= -\varepsilon \sin \gamma [A_1 \cos \gamma + A_2 \sin \gamma] \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right), \\ \frac{d\rho}{du} &= \varepsilon \frac{\cos \rho \cos \gamma - S_{3z}}{\sin \rho} [A_1 \cos \gamma + A_2 \sin \gamma] \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right), \\ \frac{dl}{du} &= -\varepsilon l [A_1 \sin^2 \gamma - A_2 \cos \gamma \sin \gamma] \left(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \right), \\ \frac{d\theta}{du} &= \frac{L_0}{\omega_0} \frac{C}{A^2} \eta \sin \theta \sin \varphi \cos \varphi + \frac{1}{2} \varepsilon \lambda [A_1 (2 - \sin^2 \gamma) + A_2 \sin \gamma \cos \gamma] \sin \theta \cos \theta, \\ \frac{d\varphi}{du} &= \frac{L_0}{\omega_0} \lambda l \cos \theta + \frac{L_0}{\omega_0} \frac{C}{A^2} \eta \cos^2 \varphi \cos \theta - \varepsilon S_{3z} \lambda (q - p) \cos \theta \sin \rho S_{2L}. \end{aligned}$$

Анализ положения равновесия для данной системы в случае различных соотношений между моментами инерции спутника позволил составить следующую таблицу устойчивости положений равновесия:

Соотношения между моментами инерции		θ	φ	ρ	γ
C, A	B, A				
$C > A$	любые	0 и π	н/д	$\cos \rho + (-1)^{k+1} S_{3z} = 0$	πk
$C < A$	$B > A$	$\pi/2$ и $3\pi/2$	0 и π		
	$B < A$	$\pi/2$ и $3\pi/2$	$\pi/2$ и $3\pi/2$		
	$B = A$	$\pi/2$ и $3\pi/2$	н/д		

Согласно последнему столбцу в таблице, ось кинетического момента всегда совпадает с требуемым направлением ориентации, будучи либо сонаправлена с ней ($\gamma = 0$), либо антипараллельна ($\gamma = \pi$). Ось максимального момента инерции направлена по кинетическому моменту. В случае $C > A$ это определяется соотношениями $\theta = 0$ или $\theta = \pi$ (третья ось вдоль кинетического момента). В случае $C < A$ (третья ось перпендикулярна кинетическому моменту) следует принимать во внимание угол собственного вращения, в результате первая или вторая связанная оси направлены вдоль вектора кинетического момента.

В третьей главе выполнено численное моделирование динамики спутника под управлением предложенного алгоритма. Цель этого этапа работы – верифицировать общий результат, полученный в рамках аналитического исследования, с использованием уточненных моделей внешней среды, управления и возмущений, действующих на аппарат.

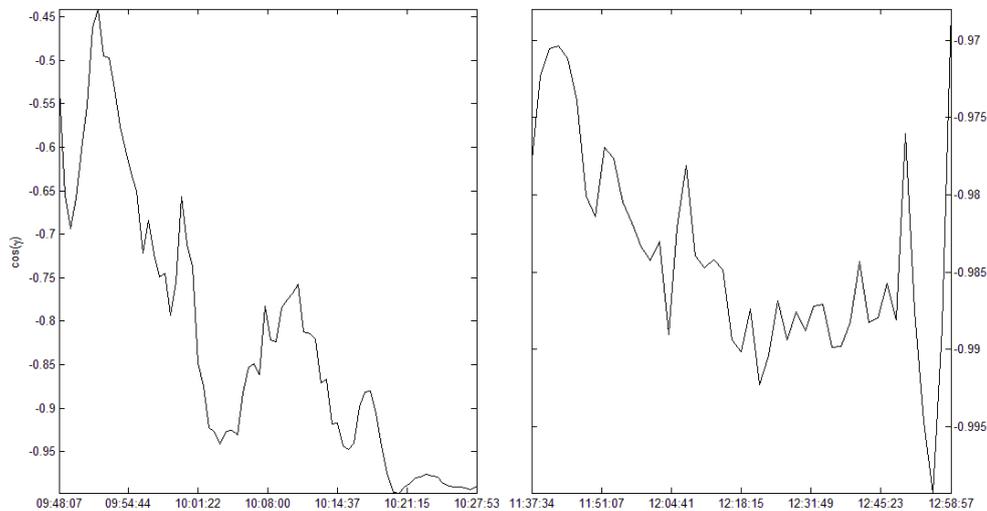
Численно с использованием уточненной модели геомагнитного поля (IGRF) продемонстрирована работоспособность закона управления «Sdot». Выполнен численный анализ движения вектора кинетического момента относительно направления на Солнце. Анализ результатов моделирования показал правильность выводов о возможности демпфирования/раскрутки начальной угловой скорости и ориентации вектора кинетического момента, полученных аналитически с использованием ряда упрощающих предположений.

Далее в главе говорится о практической реализации алгоритма в составе бортового комплекса программ аппарата «Чибис-М». Приведены основные характеристики микроспутника Чибис-М, для которого было разработано бортовое ПО, реализующее в том числе и предложенный алгоритм, а также описана система ориентации и стабилизации, приведены ее состав, принципы работы. Описан способ задания режимов определения ориентации и управления ориентацией спутника, приведена логика переключения между режимами определения и управления в автоматическом режиме, устроенная так, чтобы микроспутник основное время находился в рабочей ориентации (оси ССК совпадают с осями ОСК). Описана структура бортового программного комплекса, исполняемая на процессоре БВМ, решающая задачи навигации, определения ориентации, стабилизации, планирования работы, обмена с периферией и управления журналами.

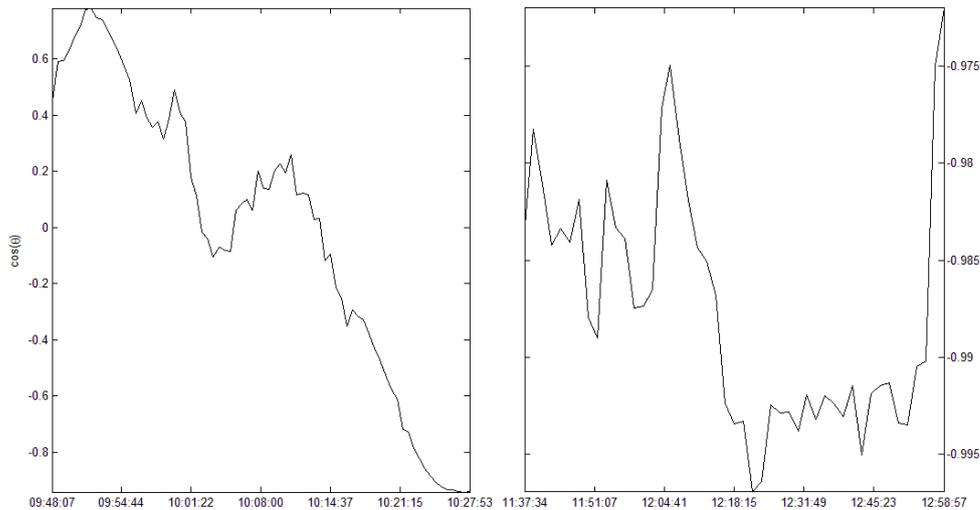
Приведена телеметрия, иллюстрирующая логику работы системы ориентации и стабилизации аппарата, приведены графики оценки ориентации и угло-

вой скорости во время работы автоматического переключения между фильтрами Калмана при переходах между теньевыми и солнечными участками орбиты.

Описаны результаты экспериментальной отработки разработанного в рамках работы алгоритма. Приведены данные телеметрии об ориентации вектора кинетического момента и оси максимального момента инерции в режиме разворота на Солнце для исследуемого алгоритма, который работал в совокупности в течение почти 100 минут, приведя спутник в положение $\gamma \approx \pi$, $\theta \approx \pi$, и поддерживая эту ориентацию в течение всего времени наблюдений.



Летные данные подтверждают результат, задаваемый соотношением, с той точки зрения, что величина кинетического момента стремится к постоянному значению, а его направление совпадает с направлением на Солнце.



Направление оси максимального момента инерции совпадает с направлением вектора кинетического момента. Разрыв на приведенных графиках обусловлен отсутствием телеметрии в течение примерно десяти минут.

Эти и другие данные телеметрии, полученные с аппарата Чибис-М, показывают работоспособность предложенного автором управления и эффективность полученных общих результатов анализа динамики спутника под его управлением. Особая важность выполненной работы состоит в создании специфического алгоритма, позволившего продлить срок службы научного спутника на несколько месяцев после того, как отказала его штатная маховичная система ориентации (вышли из строя две пары маховиков из трех).

В **заклучении** сформулированы основные результаты, полученные в ходе диссертационного исследования.

Приложение содержит дополнительные и вспомогательные сведения, слишком громоздкие для основного текста работы. В частности, приведено подробное описание бортового программного комплекса аппарата Чибис-М.

Основные результаты и выводы

Решена задача ориентации космического аппарата на Солнце с помощью солнечного датчика и магнитных исполнительных органов.

Разработаны математическая модель движения аппарата, адаптированы модели геомагнитного поля, получены вспомогательные сведения и соотношения.

Предложен и апробирован процесс формирования нового алгоритма управления.

Проведено исследование построенной математической модели с помощью метода усреднения. Получено полное решение усредненных уравнений для осесимметричного аппарата в виде первых интегралов. Этот результат обобщен на случай спутника, слабо отличающегося от осесимметричного. Определены положения равновесия и исследована их устойчивость. Полученные результаты применены на реальных спутниках, оснащенных магнитной системой ориентации. Предложенная методика аналитического исследования позволяет оценить параметры системы ориентации.

Проведена апробация предложенного алгоритма ориентации и результатов его исследования. Численное моделирование движения аппарата с усложненными моделями внешней среды и системы ориентации показало адекватность полученных в упрощающих предположениях результатов. Разработана логика функционирования системы ориентации аппарата Чибис-М, включая нештатные ситуации. Приведенные результаты обработки телеметрии, полученной в ходе летных испытаний предложенного алгоритма, показали удовлетворительную работоспособность предложенного алгоритма управления ориентацией аппарата.

В целом показано, что новый алгоритм позволяет расширить возможности системы ориентации весьма ограниченного аппаратного состава, в том числе обеспечивать ориентацию панелей солнечных батарей КА на Солнце в резервных режимах работы и при выходе из строя части датчиков и/или исполнительных элементов системы ориентации.

Список публикаций по теме диссертации

Статьи, опубликованные в рецензируемых научных журналах и изданиях из Перечня ВАК:

1. D. Ivanov, M.Ovchinnikov, N. Ivlev, S. Karpenko. Analytical Study of Microsatellite Attitude Determination Algorithms // *Acta Astronautica*. 2015. V. 116. pp. 339-348.
2. D. Ivanov, N. Ivlev, S. Karpenko, M. Ovchinnikov. Advanced Technique for Kalman Filter Adjustment and its Implementation Onboard of “Tabletsat” Microsatellite Series // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2015 V. 153. pp. 1055-1072.
3. Зеленый Л.М., Карпенко С.О. и др. Академический микроспутник Чибис-М // *Космические исследования*. 2014. Т. 52, № 2. с. 93-105.
4. M. Ovchinnikov, D. Roldugin, S. Tkachev, S. Karpenko. New one-axis one-sensor magnetic attitude control theoretical and in-flight performance // *Acta Astronautica*. 2014. V.105. pp. 12-16.
5. D. Ivanov, N. Ivlev, S. Karpenko, D. Roldugin, M.Ovchinnikov, S. Tkachev. The results of Flight Tests of an Attitude Control System for the Chibis-M Microsatellite // *Cosmic Research*. 2014. V. 52. № 3. pp. 205-215.
6. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Ivanov, N.A. Ivlev, S.O. Karpenko, D.S. Roldugin, S.S. Tkachev. Chibis-M microsatellite ADCS development, complex investigation, laboratory and in-flight testing // *Acta Astronautica*. 2014. V. 93. pp. 23-33.
7. M.Yu. Ovchinnikov, S.O. Karpenko, D.S. Roldugin, S.S. Tkachev. New one-axis magnetic attitude control in absence of magnetometer readings // *Proceedings of the 65th International Astronautical Congress, Toronto, 2014, 29 September – 3 October, Curran Associates, Inc. Publ., V.7 pp. 4698 - 4705.*
8. S.O. Karpenko, M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin, S.S. Tkachev. One-axis attitude of arbitrary satellite using magnetorquers only // *Cosmic Research*. 2013. V. 51. № 6. pp. 478-484.
9. М.Ю. Овчинников, С.С. Ткачев, С.О. Карпенко. Исследование углового движения микроспутника «Чибис-М» с трехосным маховичным управлением // *Космические исследования*. 2012 Т. 50, № 6. с. 462-471.
10. М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко. Исследование быстродействия и точности алгоритма активного магнитного демпфирования // *Космические исследования*. 2012. Т. 50, № 2. с. 176-182.
11. Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибис-

М" на лабораторном стенде // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 1. с. 109-128.

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

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

14. С.О.Карпенко, Н.В.Куприянова, М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков, А.С.Селиванов, О.Е.Хромов, Система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0 №1 // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 6. с. 532–540.

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

16. Д.С.Иванов, С.С.Ткачев, С.О.Карпенко, М.Ю.Овчинников. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата // Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. 2010. № 28. 30 с.

В работах с соавторами лично соискателем выполнено следующее.

В [8,4,7] изложены основные результаты аналитического исследования предложенного алгоритма ориентации. Другие исследования динамики космического аппарата с магнитной системой ориентации, в том числе, разработка моделей внешней среды и методов исследования, выполнены в [9, 10, 14, 15]. В [6, 11, 13, 16] приведены результаты адаптации алгоритмов системы ориентации для конкретных аппаратов и их лабораторных макетов. В [1, 2] проведена адаптация фильтра Калмана для бортовой вычислительной машины. Анализ результатов летных испытаний выполнен в [4, 5, 6, 12]. В [3] приведено общее описание спутника Чибиc-М, в том числе автором описана система ориентации и стабилизации и ее параметры.

Патенты и программы:

1. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ №2006613739 «Комплексный имитатор для отработки систем управления ориентацией микроспут-

ников». Дата поступления: 29.08.2006 г., зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 27 октября 2006 г. Правообладатели: Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук, Карпенко Станислав Олегович; автор: Карпенко С.О.

2. Патент на полезную модель №2014115858/11 «Система ориентации и стабилизации микроспутниковой платформы "Таблетсат"». Дата поступления: 06.05.2014. Правообладатель: ООО "Спутниковые инновационные космические системы". Авторы: Карпенко С.О., Сивков А.С., Власкин А.Л., Минкин А.Б., Ильин О.А., Халезов А.Б., Ивлев Н.А., Зайчиков Н.А., Николаев Д.А.

3. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2016618277 «Бортовое ПО системы ориентации и стабилизации obs_ng (obs_ng)». Дата поступления: 07.06.2016 г, зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 26.07.2016 г. Правообладатель: ООО «Спутниковые инновационные космические системы», автор: Карпенко С.О.

4. Patent "Onboard small spacecraft control system with open architecture and plug-and-play technology", Pub. No.: WO/2014/178751, International Application No.: PCT/RU2013/000704, Publication Date: 06.11.2014, International Filing Date: 15.08.2013, Applicants: "Obshchestvo s ogranichennoi otvetstvennostyu "sputnikovye innovatsionnye kosmicheskie sistemy", Inventors: Karpenko, S.O., Sivkov, A.S.; Vlaskin, A.L.; Nerovny, N.A.

Другие публикации:

1. D.S. Roldugin, S.S. Tkachev, S.O. Karpenko, New algorithms for the fully magnetic attitude control system // Proceedings of the 9th IAA Symposium "Small satellites for Earth observation", Berlin, April 2014, pp. 179-183.

2. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Ivanov, N.A. Ivlev, D.S. Roldugin, S.S. Tkachev, S.O. Karpenko. "Chibis-M" microsatellite ACS development, complex investigation, laboratory and flight testing // Proceedings of the 9th IAA Symposium "Small satellites for Earth observation", Berlin, April 2014, pp. 441-444.

3. М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, Н.А. Ивлев, С.О. Карпенко, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, Анализ работы алгоритмов системы ориентации микроспутника "Чибиc-М" // Механика, управление и информатика. 2013. №1. с. 114-131.

4. М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, Разработка рекомендаций по управлению ориентацией микроспутника "Чибиc-М" в случае отказа части исполнительных органов // Механика, управление и информатика. 2013. №1. с. 132-145.

5. М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, Д.С. Ролдугин, С.П. Трофимов, М.Г. Ширококов, С.О. Карпенко, Н.А. Ивлев, Разработка, исследование и лабораторное тестирование алгоритмов управления ориентацией микроспутников и алгоритмов управления относительным движением спутников в групповом полете // Сборник тезисов докладов на 6-ой Международной конференции "Земля из космоса - наиболее эффективные решения". Москва. 2 – 4 октября 2013. с. 244-245
6. М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, Н.А. Ивлев, С.С. Ткачев, Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко. Лабораторные и летные испытания системы ориентации микроспутника "Чибис-М" // Материалы XXXVII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева. Москва. 2013. с. 563.
7. М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, Н.А. Ивлев, С.О. Карпенко, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, Опыт разработки и эксплуатации системы ориентации микроспутника "Чибис-М". Перспективы модернизации // Сборник тезисов докладов международного совещания «Первые результаты проекта "Чибис-М"». г. Таруса. 2013. с. 14-16.
8. Д.С. Иванов, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, С.О. Карпенко, Н.А. Ивлев, М.Ю. Овчинников. Анализ работы алгоритмов системы ориентации и стабилизации микроспутника «Чибис-М» // Сборник трудов 3-ей Всероссийской научно-технической конференции “Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов”. Таруса. 2012. с. 114-131.
9. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Ivanov, S.S. Tkachev, D.S. Roldugin, S.O. Karpenko, Simulation and laboratory testing of microsatellite “Chibis-M” attitude control system // Proceedings of the 1st IAA Conference on University Satellites Missions and CubeSat Winter Workshop, 24-29th January, 2011, Roma, Italy, p.88.