Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

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

Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук

> Научный руководитель: профессор, д.ф.-м.н. М.Ю. Овчинников

Москва – 2020

Оглавление

Введение
Глава 1. Постановка задачи. Уравнения движения, модели внешней среды,
закон управления
1.1. Системы координат 18
1.2. Используемые модели геомагнитного поля
1.3. Уравнения движения 24
1.4. Методы исследования 27
1.5. Формирование закона управления 30
Глава 2. Исследование динамики спутника, использующего для ориентации
измерения цифрового солнечного датчика 35
2.1. Анализ динамики осесимметричного спутника
2.2. Первые интегралы усредненных уравнений 41
2.3. Положения равновесия и их устойчивость 43
2.4. Анализ динамики спутника, близкого к осесимметричному
Глава 3. Численное моделирование движения, реализация алгоритмов
ориентации на бортовой вычислительной машине и анализ фактического
движения по данным телеметрии 50
3.1. Спутник Чибис-М 50
3.2. Численное моделирование 57
3.3. Особенности реализации бортового программного комплекса
системы управления микроспутником Чибис-М 68
3.4. Штатная логика автоматической работы системы ориентации 78
3.5. Результаты летных испытаний алгоритма «Sdot»
Заключение
Литература
Приложение А. Описание комплекса бортовых программ микроспутника
Чибис-М
Общее описание комплекса95
Основные модули комплекса программ 101
Последовательность загрузки бортового программного комплекса
системы управления микроспутником Чибис-М 117

Введение

Магнитные системы ориентации (МСО) являются одними из наиболее востребованных на современных космических аппаратах. Управляющий механический момент реализуется при взаимодействии электромагнитных обычно исполнительных элементов спутника, токовых катушек, с геомагнитным полем (магнитным полем Земли, МПЗ). МСО обеспечивают ПО сравнению в серьезные преимущества маховичными системами, гиродинами или двигателями ориентации: они имеют низкую стоимость, массу, размер, не расходуют рабочее тело, большая часть алгоритмов задается весьма простыми выражениями, вычисления по которым возможны на бортовых компьютерах с ограниченными ресурсами.

МСО может использоваться в качестве основной системы, но в первую очередь на малых спутниках. Такие аппараты зачастую имеют невысокие требования по точности и быстродействию, и вместе с тем серьезные ограничения на ресурсы управления. В этом случае МСО может оказаться единственно доступной для малого спутника. Обычно же МСО используются совместно с другими исполнительными элементами, в первую очередь, маховиками. Часто МСО употребляются для реализации отдельных режимов движения, при которых возникает дополнительный управляющий момент (гравитационный, аэродинамический), ИЛИ для ориентации спутника, стабилизируемого вращением. Активные МСО широко применяются на этапах эксплуатации спутника, не требующих высокой точности И быстродействия при поддержании ориентации. Например, MCO В подавляющем большинстве случаев применяются для демпфирования высокой угловой скорости КА после его вывода на орбиту. Часто токовые катушки используются в специальных режимах, когда важны надежность и малое энергопотребление системы стабилизации при минимальном объеме информации об ориентации, например, в случае одноосной ориентации спутника на Солнце для обеспечения заряда аккумуляторных батарей.

Для формирования управляющего момента МСО используют, как правило, измерения датчиков средней или низкой точности, в первую очередь магнитометра, измеряющего компоненты вектора индукции МПЗ. В этом случае прибор становится критическим элементом системы управления ориентацией, даже если он не используется или может быть заменен другими датчиками в процессе работы основной, более точной системы ориентации космического аппарата (КА). Успешное выполнение МСО поставленных перед ней задач является залогом успеха всей миссии, даже если эти задачи выглядят весьма скромными. Так, типичной задачей является демпфирование начальной угловой скорости спутника после его запуска. Эта скорость зачастую оказывается велика при отделении от ракеты-носителя или пускового устройства. Ее гашение необходимо, чтобы затем включить маховичную систему ориентации, так как использование последней для гашения высокой скорости приведет к быстрому насыщению двигателеймаховиков.

Таким образом, важной становится задача использования любых имеющихся в распоряжении датчиков ориентации, а не только магнитометра, для формирования управляющего момента МСО. Задача упрощается тем, что КА редко оснащаются только магнитометром. Обычно набор датчиков включает как минимум два-три разных прибора [1]. Их задача – измерение некоторого направления в связанных осях. Далее, сопоставляя эти измерения с имеющейся на борту информацией или моделью этого направления, можно сделать вывод о текущей ориентации КА относительно этого направления. При наличии нескольких измерений можно полностью восстановить ориентацию КА в инерциальном пространстве. Кроме магнитометра, наиболее популярными являются солнечный датчик, датчик Земли (ИКвертикаль), звездный датчик. Также на большинстве КА устанавливается датчик угловой скорости и, иногда, набор акселерометров.

Целью диссертационной работы является исследование возможностей управления ориентацией спутника с использованием активной МСО по информации об ориентации, поставляемой только одним датчиком углового солнечным датчиком. Новизна работы обусловлена положения _ предложенным алгоритмом управления угловым движением космического аппарата, использующим 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.

Данная *актуальная* задача возникла при работах 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»), в ходе которых встал вопрос возможности обеспечения ориентации солнечных батарей (СБ) спутника на Солнце без использования маховиков – основных исполнительных элементов, а также о возможности поддержания одноосной ориентации аппарата при их выходе из строя.

Перед тем, как использовать предложенное новое управление на борту спутника, необходимо математическое исследование работы алгоритмов ориентации. Этому вопросу посвящена основная часть диссертационной работы. В диссертации также приводятся результаты летных испытаний на борту малого спутника «Чибис-М». Таким образом, в диссертации предложен новый алгоритм управления, названный автором «Sdot», и проведено его полное исследование: аналитическое исследование (положения равновесия, их устойчивость в зависимости от параметров спутника), численное моделирование и, наконец, летные испытания на борту реального спутника (в том числе по истечении запланированного срока

жизни, после выхода из строя маховиков, когда предложенный алгоритм оказался единственным средством продолжения миссии).

Общей особенностью работ, посвященных принципам формирования управляющего воздействия МСО, является то, что обычно необходимым источником информации для является магнитометр. При этом зачастую недостаточно внимания аналитическому исследованию уделяется управления. Это предлагаемых законов делает затруднительным обоснованный выбор проектных параметров МСО в каждом конкретном случае создания системы ориентации спутника без проведения дополнительных исследований. Эти исследования в настоящее время, как правило, ограничиваются численным моделированием. В диссертационной работе частично восполняется пробел в законах управления МСО без использования магнитометра и проводится всестороннее исследование динамики аппарата под управлением предложенного алгоритма. Полученные в работе результаты удобны для оперативной оценки параметров системы ориентации при проектировании КА и выбора режимов работы системы ориентации, в том числе, при возникновении нештатных ситуаций.

Среди тех, кто занимался вопросами динамики спутника с активными МСО, из 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, E.L. de Angelis, F. Celani, R.E. Fischell, M. Lovera, M.L. Psiaki, M.L. Renard, A. de Ruiter, M. Shigehara.

По характеру управления общий подход к формированию законов демпфирования начальной угловой скорости и разворота оси вращения спутника вдоль заданного направления в основном сводится к реализации двух методов. Первый использует дискретные алгоритмы, требующие выдачи релейного или импульсного управления током в электромагнитных катушках. Второй основан на формировании функции ошибки, включающей

в том или ином виде рассогласования по угловому положению и угловой скорости спутника относительно требуемых. Соответствующие алгоритмы управляют током в катушках непрерывно, на каждом шаге имея информацию о параметрах рассогласования. Статья [2] является одной из первых опубликованных работ, доступных автору диссертации, которая содержит описание элементарного закона управления электромагнитными катушками, цель которого – ориентация оси симметрии вращающегося спутника перпендикулярно плоскости орбиты. Рассматривается возможность управления ориентацией оси вращения с использованием магнитного момента, создаваемого вдоль оси симметрии. Закон управления использует анализ условий, благоприятных для включения катушек, и работает дискретно. Условием включения катушек является возможность создания механического момента, с максимальной эффективностью меняющего направление вектора кинетического момента спутника. Показано, что алгоритм начинает работать при наклонениях орбиты свыше 6°, обеспечивая точность ориентации оси вращения не хуже 0.1 радиана. Изучено влияние возмущений на исследуемое движение спутника. Показано, что наибольший вклад в ошибку ориентации вносит прецессия линии узлов орбиты спутника. Приведены результаты численных расчетов применительно к конкретному спутнику. Показано, что для обеспечения поддержания скорости поворота оси вращения спутника со скоростью 0.001 град/сек (скорость прецессии линии узлов орбиты спутника, использующего соответствующий алгоритм) для орбиты высотой около 800 км при кинетическом моменте спутника 133 Н·м·с, для МСО необходим магнитный момент порядка 50 А ·м².

В [3] проведен обзор законов магнитного управления для спутника, стабилизированного вращением с токовой катушкой, создающей магнитный момент, направленный вдоль его оси вращения. Сравниваются импульсные и непрерывные законы управления дипольным моментом катушки с целью разворота оси вращения спутника в любом направлении инерциального пространства. Делается вывод, что для управления дипольным моментом по командам С Земли практичнее воспользоваться релейным законом управления. Рассматриваются варианта релейного два управления: реализация дипольного момента на низких широтах, и непрерывная включение дипольного момента с удвоенной частотой орбитального движения спутника на высоких широтах. Под эффективностью управления подразумевается величина управляющего механического момента, т.е. чем больше момент, тем эффективнее управление. Для случая поля прямого диполя и нулевого эксцентриситета сделан вывод об эффективности второго способа управления для околополярных орбит. В случае использования наклонного диполя и ненулевого эксцентриситета орбиты такой однозначный Исследованный сделать уже нельзя. закон управления был вывод использован в системах управления американских спутников «TIROS IX», «TIROS XI», европейского «ESRO II».

В [4] рассматривается возможность управления направлением оси вращения осесимметричного спутника с использованием одной токовой катушки, создающей магнитный момент, направленный вдоль его оси симметрии. Требуемое направление вектора кинетического момента задано в инерциальном пространстве. Рассматривается задача развернуть текущий вектор кинетического момента ВДОЛЬ заданного, неподвижного В инерциальном пространстве направления, а также развернуть и ось симметрии спутника вдоль вектора кинетического момента. Момент инерции спутника относительно оси симметрии много больше двух других моментов информацию инерции. Закон управления использует об угловом рассогласовании между осью вращения спутника и требуемым направлением, а также демпфирующую составляющую, фактически представляющую собой известный алгоритм «-Bdot» [5,6], реализуемый одной катушкой. Закон использует измерения магнитометра, датчиков угловой скорости, а также знание требуемого направления в проекциях на связанные со спутником оси.

Таким направлением может являться направление на Солнце. В этом случае для определения направления в инерциальном пространстве применяется солнечный датчик. С использованием функции Ляпунова доказывается устойчивость вращения спутника под управлением данного закона вокруг оси с максимальным моментом инерции, при выполнении определенных условий, налагаемых на величину коэффициентов усиления управления (коэффициентов пропорциональности). Численно, для модели магнитного поля Земли, представляющего прямой диполь, анализируется эффективность работы закона управления в зависимости от наклонения плоскости орбиты, выбора коэффициентов управления, а также ориентации требуемого для разворота направления относительно плоскости орбиты. Проведена оценка времени разворота для спутника, находящегося на полярной орбите высотой порядка 500 км, обладающего начальным кинетическим моментом порядка 10 Н·м·с, вдоль направления, лежащего в плоскости орбиты. Это время составляет порядка полутора витков.

B [7] предложен дискретный закон управления, переключающий полярность электромагнитных катушек четыре раза за виток. Он предназначен для управления направлением оси вращения, а также величиной угловой Критерием скорости вращения спутника. при формулировке закона управления является создание максимально эффективного управляющего момента при минимизации его возмущающей компоненты. Приведены численные расчеты, показывающие, что спутник с начальным кинетическим моментом порядка 12 Н·м·с, находящийся на околокруговой орбите высотой 1000 км и наклонением 30°, обладающий МСО с величиной дипольного магнитного момента до 25 A·м², может выполнить разворот вдоль заданного направления в течение 14 витков с точностью не хуже 1°.

В [8] приведены алгоритмы переориентации и закрутки, разработанные для первого бразильского спутника «BDCS» на основе законов управления,

предложенных в [7]. Спутник оснащен двумя электромагнитными катушками: одна вдоль оси вращения, вторая ей перпендикулярна. Первая используется для управления ориентацией оси вращения, вторая – управляет скоростью вращения. Приводятся результаты их численного моделирования, показывающие, что время на разворот на 120° оси вращения спутника, находящегося на орбите наклонением 25° и высотой 750 км, с моментом инерции 10 кг·м², максимальным магнитным моментом МСО 15 А·м², составит порядка 4 суток.

Общей особенностью описанных выше работ является фокусировка на спутниках, стабилизированных вращением. Предложенный в работе новый алгоритм также позволяет реализовать одноосную ориентацию, но, в отличие от основного корпуса работ по этой теме, опирается на показания позиционного датчика, отличного от магнитометра.

Работы [5] и [6] содержат описание концепции системы ориентации, в которой, в том числе, впервые в широкой печати сформулирован в привычном виде элементарный закон управления «Bdot» (автором алгоритма является инженер Центра космических исследований имени Годдарда Сеймор Кант). Он используется на первых стадиях работы системы управления для демпфирования начальной угловой скорости спутника. Приведен сам закон управления, представлены численные расчеты для конкретных орбит и параметров системы управления спутника. Приведены, исходя из энергетических соображений, оценки времени демпфирования угловой скорости. Показано, что для спутника с начальным кинетическим моментом 1 Н·м·с, находящегося на полярной орбите высотой 1000 км, с МСО, обладающей магнитным моментом до 10 А·м², время демпфирования угловой скорости может составить до двух витков. Этот алгоритм, часто применяемый на первом этапе движения спутника, модифицируется в диссертации для достижения одноосной ориентации аппарата.

В [9,10] приведен подробный обзор работ (более 200 ссылок), посвященных алгоритмам ориентации, устойчивости стационарных вращений и влиянию внешних моментов на движение спутников, в том числе стабилизированных собственным вращением.

В [11] аналитически исследовано влияние слабого магнитного и быстро гравитационного движение вращающегося моментов на находящегося на орбите осесимметричного спутника, с ненулевым При эксцентриситетом. исследовании действия магнитного момента использована модель прямого диполя. Методом усреднения получена система нелинейных автономных дифференциальных уравнений движения спутника вокруг центра масс. Исследовано движение спутника при действии преобладающего над гравитационным магнитного момента.

В последние годы в связи с ростом быстродействия бортовых вычислительных систем появилась возможность реализовать более сложные стабилизации. направлениями алгоритмы магнитной Основными исследований являются: разработка адаптивных законов управления, являющихся пропорционально-интегральными регуляторами (ПИДрегуляторы); обоснование возможности их использования, в том числе, для управления движением осью вращения спутника. Изучается поведение вблизи устойчивости, спутника положения равновесия, вопросы оптимизации алгоритмов по тем или иным критериям. При исследовании, как используются свойства (квази)периодичности коэффициентов правило, соответствующих дифференциальных уравнений движения. Например, такой подход используют в [12]. В частности, исследователей интересует возможность использования ПИД-регулятора для трехосной стабилизации спутника, причем не только в линейной области около положения равновесия, но и вопросы устойчивости алгоритма в целом. Похожий подход использован в работе [13].

В отечественной литературе вопросы активного магнитного управления также получили свое освещение. Работа [14] посвящена одноосной ориентации аппаратов. При ЭТОМ управление считается релейным. Предложенные алгоритмы применимы для некоторых частных случаев – ориентации по вектору геомагнитной индукции, демпфирования угловой скорости КА. Используется также теорема Эйлера для определения рассогласования текущего и требуемого положений КА. Отметим, что КА движется по орбите с малым эксцентриситетом, хотя обычно полагается, что орбита является круговой.

Пример выбора управляющих воздействий на основе минимизации функционалов содержится в [15], где сформулирован, с использованием максимума Понтрягина, оптимальный по быстродействию принципа алгоритм переориентации оси симметрии на большой угол. Он использует релейное переключение направления магнитного момента электромагнитных Оптимальность обоснована катушек. численным моделированием, показавшим, что спутник с начальным кинетическим моментом около 16 Н·м·с, находящийся на полярной околоземной орбите высотой 600 км, с максимальным управляющим магнитным диполем MCO около 70 A·м², может развернуться на 90° в течение примерно 7 часов. Этот алгоритм, однако, требует решения задачи минимизации времени переориентации на каждом шаге управления.

В [16], а также в [17] используется информации о рассогласовании текущей ориентации КА и его требуемого положения в пространстве. При этом возникает проблема локальной неуправляемости. Механический момент, действующий на КА, задается выражением

$\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$,

где **m** – управляющий дипольный момент спутника, **B** – вектор геомагнитной индукции. Управление, как следует из векторного произведения, нельзя

создать вдоль вектор индукции. Однако, задача ориентации КА оказывается управляемой благодаря вращению вектора индукции [18,19].

Для формирования управления введем вектор ошибки текущей ориентации КА Δ . Ошибка здесь может быть как позиционная, задающая отличие ориентации КА от требуемой, как и скоростная, задающая отличие угловой скорости аппарата от требуемой, причем не обязательно нулевой. В этих случаях система управления должна создавать дипольный момент таким образом, чтобы управляющий механический момент был направлен в сторону, противоположную направлению вектора Δ . Выражение для него имеет вид

$$\mathbf{m} = k \, \frac{\mathbf{\Delta} \times \mathbf{B}}{B^2},$$

где *k* – некоторый коэффициент пропорциональности. При реализации такого управления, аналогичного ПД-регулятору, фактически выдается лишь компонента управления, лежащая в плоскости, перпендикулярной вектору индукции. Часть управления по обратной связи не реализуется.

В [20] строится оптимальный с точки зрения потребления энергии линейный квадратичный регулятор (ЛКР), управляющий магнитным моментом микроспутника «HokieSat». Исследуется задача трехосной ориентации спутника. Приводятся результаты численного моделирования процесса стабилизации спутника с учетом гравитационного момента.

В [21] рассмотрены два подхода к формированию закона управления с использованием магнитных катушек. Во-первых, рассматриваются алгоритмы релейного переключения катушками, использующие скользящий режим. Доказывается, что этот закон управления асимптотически устойчив. Второй алгоритм, по сути, является ПД-регулятором и используется для стабилизации в случае больших рассогласований параметров ориентации спутника, оснащенного гравитационной штангой.

В [21] приводится алгоритм прогнозного регулятора. Чтобы определить требуемое в настоящий момент управление, по уравнениям движения строится прогноз движения аппарата на небольшом интервале времени. При этом, кроме управляющего, учитывается гравитационный момент. Прогноз скорости задается как

 $\hat{\boldsymbol{\omega}}(t+dt) = \boldsymbol{\omega}(t) + dt \cdot \mathbf{f}(t),$

где функция правых частей уравнения движения есть $f(t) = I^{-1}(I\omega_i \times \omega_i) + I^{-1}(\omega \times \omega_o i_o) + I^{-1}M_{gg} + I^{-1}M_{mag}$, $\hat{\omega}$ – прогнозируемое значение угловой скорости на следующем шаге управления, обусловленное магнитным управляющим моментом M_{mag} и возмущающим гравитационным моментом M_{gg} , dt – дискрет времени, на который дается прогноз. Далее прогноз скорости используется для построения функционала, фактически – изменения кинетической энергии КА. Задача системы ориентации – минимизация этого функционала, то есть демпфирование угловой скорости. В [21] рассматриваются случаи использования алгоритма при условии ограничения максимального магнитного момента, а также числа дискретных уровней его реализации (спутники серии «UoSAT»).

Другим, часто встречающимся вариантом использования активной магнитной системы ориентации, является демпфирование нежелательной спутника. угловой Обычно этой скорости для цели предлагается использовать алгоритм «Bdot». При этом основное внимание уделяется проблеме использования алгоритма для конкретного спутника, и численному моделированию его динамики. Например, работа [22] содержит результаты численного моделирования работы алгоритма для спутника «NPSAT1» для демпфирования начальной угловой скорости. Часто алгоритм «Bdot» используется совместно с другими законами управления. Алгоритм «COMPASS» [23] содержит модифицированный алгоритм «Bdot». В работах [24] и [25] исследуется алгоритм «Bdot», реализуемый одной магнитной

катушкой. В [26] проводится моделирование процесса гашения угловой скорости КА. Важно отметить, что управляющий дипольный момент невелик из-за используемых магнитных катушек. Время демпфирования поэтому составляет несколько часов. В [27] гашение угловой скорости рассмотрено для быстро вращающегося КА. Моделирование проводилось для орбит с наклонением 30° и 85°, и для приполярной орбиты гашение угловой скорости происходит быстрее. В [28] исследуется вращающийся вокруг оси симметрии КА. Вектор индукции поля, имеющий модельный смысл, находится в плоскости, перпендикулярной оси вращения. В такой упрощенной постановке показано, что гашение угловой скорости зависит от времени экспоненциально.

наиболее близкой По-видимому, ПО настоящей тематике диссертационной работе является статья [29]. В ней рассматривается простой алгоритм стабилизации, использующий магнитометр и солнечный датчик в качестве датчиков ориентации, И токовые катушки В качестве исполнительных элементов на спутнике, находящемся на низкой солнечносинхронной орбите. Целью работы алгоритма является демпфирование начальной угловой скорости и разворот панелей СБ спутника на Солнце. Основная идея закона управления – совместное использование известного алгоритма «Bdot» и оригинального алгоритма ориентации на Солнце по информации от солнечного датчика. Он является адаптивным и использует поочередный выбор между двумя ветвями алгоритма в зависимости от величины одной из компонент вектора кинетического момента спутника. Возможными ветвями являются в первом случае известный «Bdot», во втором – алгоритм ориентации на Солнце с использованием скорости изменения положения Солнца в поле зрения солнечного датчика. Помимо информации с перечисленных датчиков определения ориентации, для проверки выполнения критерия переключения между ветвями необходима информация о направлении вектора кинетического момента спутника. В

работе приведены результаты численного моделирования, показывающие, что характерное время разворота спутника (магнитный момент катушек 80 А·м², моменты инерции порядка 100 кг·м²) на Солнце составляет несколько витков, погрешность ориентации панелей на Солнце составляет до 20°.

Также близок к диссертационной работе подход одноосной ориентации аппарата без обязательного требования высокой скорости закрутки. В работе [30] вводится управление

$$\mathbf{m} = \mathbf{K}(\mathbf{e}_3 \times \mathbf{b}),$$

реализуемое двумя катушками. В [31] требуемое управление имеет вид $\mathbf{M}_{ref} = k_1 \delta \mathbf{e}_3 + k_2 \mathbf{e}_1 \times \mathbf{s}_{max}.$

Здесь δ – норма разницы токосъема двух противоположных солнечных панелей. Вектор \mathbf{s}_{max} – нормаль к панели с максимальным токосъемом. МСО реализует проекцию момента на плоскость, перпендикулярную вектору геомагнитной индукции. В [32] для ориентации на Солнце используется управление

$$m_{1} = -2\xi\omega_{1} + \xi^{2}s_{3}, m_{2} = -2\xi(1 + \lambda\mu)\omega_{3} / \lambda, m_{3} = -(2\xi\omega_{3} + \xi^{2}s_{1}) / \lambda,$$

где $\lambda = A/C$, $\mu = (B - C)/A$, A, B, C – моменты инерции.

Наиболее полный и современный обзор алгоритмов магнитной ориентации КА приведен в [33].

Таким образом, имеется достаточно большой объем работ по интересующему нас направлению. Исследования в основном сводятся к численному моделированию. К сожалению, встречается мало работ, где даётся качественная оценка эффективности того или иного алгоритма, пусть даже с использованием упрощающих предположений. Поэтому актуальной задачей является получение конечных соотношений, связывающих эффективность предполагаемого к использованию закона управления с параметрами системы ориентации, что позволило бы значительно упростить выбор проектных параметров системы ориентации, а также оценить границы применимости этого закона на практике.

Глава 1. Постановка задачи. Уравнения движения, модели внешней среды, закон управления.

Здесь и далее предполагается, что спутник является абсолютно твердым телом. Его центр масс движется по кеплеровой орбите вокруг Земли.

В ходе исследования считается, что направление на Солнце в инерциальном пространстве неподвижно. Такое допущение объясняется характерными временами решаемых задач – периодами обращения спутника вокруг центра масс и периодом его обращения по орбите, много меньшими периода обращения Земли по орбите.

1.1. Системы координат

В работе будут использованы несколько систем координат.

В частности, понадобится несколько инерциальных систем координат. В первую очередь, введем систему $O_a Y_1 Y_2 Y_3$. Здесь O_a – центр масс Земли. Третья ось системы $O_a Y_3$ направлена по оси вращения Земли (в северный полюс), ось $O_a Y_1$ направлена в восходящий узел орбиты спутника, ось $O_a Y_2$ дополняет систему до правой. Данная система, будучи связанной с центром масс Земли, но не участвующая в ее вращении, разумеется, не является инерциальной. Однако в задачах ориентации КА такое допущение вполне оправдано, так как движение аппарата рассматривается на интервалах в несколько часов и положение Земли можно считать неизменным.

Опираясь на эту систему, введем систему $O_a Z_1 Z_2 Z_3$, полученную из системы $O_a Y_1 Y_2 Y_3$ поворотом на некоторый угол Θ вокруг оси $O_a Y_1$. Величина этого угла будет далее определена ниже. Именно эта система будет использоваться для проведения аналитических исследований.

Далее, введем систему $O_a S_1 S_2 S_3$, связанную с положением орбиты спутника в инерциальном пространстве. Ось $O_a S_3$ направлена по нормали к плоскости орбиты, $O_a S_1$ направлена в восходящий узел орбиты, $O_a S_2$

дополняет систему до правой. Переход между системами $O_a Y_1 Y_2 Y_3$ и $O_a S_1 S_2 S_3$ задается поворотом на угол *i* (наклонение орбиты) относительно оси $O_a Y_1$, а между $O_a S_1 S_2 S_3$ и $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ – на угол $\Theta - i$ относительно оси $O_a S_1$. В системе $O_a S_1 S_2 S_3$ будет проводится численное моделирование движения КА. Инерциальные системы координат отражены на Рис. 1.1.



Рис. 1.1. Инерциальные системы координат

Для описания движения КА будем использовать две системы. В первую очередь, зададим систему $OL_1L_2L_3$, связанную с вектором кинетического момента спутника. Здесь O – центр масс спутника, ось OL_3 направлена вдоль вектора кинетического момента, ось OL_2 перпендикулярна OL_3 и лежит в плоскости, параллельной $O_aZ_1Z_2$ и содержащей O, OL_1 дополняет систему до правой.

Положение самого аппарата будем задавать связанной с ним системой *Ox*₁*x*₂*x*₃, оси которой совпадают с главными центральными осями инерции спутника. Ориентация систем друг относительно друга описывается матрицами направляющих косинусов **Q** (переход из системы *Z* в систему *L*), **D** (система $L \rightarrow$ система *x*), **A** (любая выбранная, то есть опорная инерциальная система \rightarrow система *x*). В работе используются индексы для обозначения компонент векторов в разных системах. Например, для первой компоненты механического момента в системе $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ будем писать M_{1z} .

1.2. Используемые модели геомагнитного поля

Наиболее точная модель геомагнитного поля является эмпирической. Существуют две модели – IGRF (International geomagnetic reference field) и WMM (World magnetic model). В обеих моделях поле представляется в виде ряда. Этот ряд имеет физический смысл, его первые слагаемые описывают поле диполя, квадруполя и т.д. Такой подход к моделированию геомагнитного поля ввел К.Ф. Гаусс. Используемое разложение имеет вид [34,35]

$$V = -R \sum_{i=1}^{k} \left(\frac{R}{r}\right)^{i+1} \sum_{n=0}^{m} \left(g_n^m(t) \cos m\lambda_0 + h_n^m(t) \sin m\lambda_0\right) P_n^m(\cos \theta_0), \ \mathbf{B} = \nabla V ,$$

где λ_0 – долгота места нахождения КА, $\theta_0 = 90^{\circ} - \theta_0$, θ_0 – широта КА, r – расстояние от центра Земли до центра масс КА, R – средний радиус Земли, g_n^m и h_n^m – коэффициенты, заданные таблицей [36]. *P*^{*m*}_{*n*} – квазинормализованные по Шмидту присоединенные функции Величины коэффициентов Лежандра. определяются эмпирически (коэффициенты, как и величина поля, получаемая по этой модели, измеряются в нТл). Модели IGRF и WMM отличаются наборами коэффициентов. Для первой модели обновления коэффициентов публикует Международный геодезический и геофизический союз, для второй -Национальное управление океанических и атмосферных исследований США. Обычно в задачах ориентации КА используется первая модель. Эти модели теоретически пригодны лишь для высот не более 600 км над поверхностью земного эллипсоида. Это ограничение, однако, зачастую не учитывается при реализации моделей на борту КА за неимением более точного представления поля.

Эмпирические модели используются на борту КА для обеспечения максимально возможной точности определения ориентации и при численном моделировании его движения на этапе разработки, но не используются при аналитических исследованиях. Более того, даже в численном моделировании зачастую используются упрощенные модели, позволяющие значительно сократить время расчетов. Модель IGRF используется в диссертации при вычислении геомагнитного поля спутника на борту микроспутника «Чибис-М» и при проведении прецизионного численного моделирования.

Наиболее простой, допускающей компактную запись, но вместе с тем достоверной моделью является использование наклонного диполя. Эта модель является укороченным рядом, в котором учтены лишь три первых, основных, слагаемых [37]. Ориентация диполя определяется текущим положением магнитных полюсов. Его наклон к оси вращения Земли обычно составляет 9-11°. Величина поля, определяемая по модели наклонного диполя, составляет более 90% от его общей величины, вычисляемой по модели IGRF. Качественно эта модель описывает два основных эффекта, влияющих на текущей вектор геомагнитной индукции. Первый – это движение КА по орбите, а значит, и относительно Земли. Второй – собственное вращение Земли вокруг своей оси. Магнитные аномалии, приводящие к нерегулярным эффектам и учитываемые в эмпирической модели, исключаются из рассмотрения. Важным преимуществом модели наклонного диполя является компактная запись вектора индукции виде [38]

 $\mathbf{B} = -\frac{\mu_e}{r^5} (\mathbf{k}r^2 - 3(\mathbf{k}\mathbf{r})\mathbf{r}),$

где **k** – единичный вектор в направлении диполя, **r** – радиус-вектор центра масс спутника, $\mu_e = \mu_0 \mu_m / 4\pi$ – величина, определяемая по трем первым слагаемым разложения, μ_m – величина диполя (в настоящее время $\mu_e = 7.7245 \cdot 10^6 \text{ Tл} \cdot \text{кm}^3$), $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7} \text{ кг} \cdot \text{м} \cdot \text{A}^{-2} \cdot \text{c}^{-2}$ – магнитная постоянная.

Тем менее, указанное выражение весьма громоздко, если выписать конкретные выражения для компонент вектора геомагнитной индукции в зависимости от текущего положения КА и времени. Поэтому обычно для проведения аналитических исследований применяется модель прямого диполя. В этом случае вектор диполя антипараллелен оси вращения, то есть в системе $O_a Y_1 Y_2 Y_3$ он задается как $\mathbf{k} = (0,0,-1)$. В модели прямого диполя вектор индукции неравномерно вращается по поверхности практически кругового конуса (**H**-конус), причем величина вектора индукции меняется при движении КА по орбите.

Введем следующее упрощение. А именно, примем вращение вектора индукции равномерным, его величину – в среднем равной величине в дипольной модели, и конус будем считать в точности круговым (Θ -конус) [39,40]. Автором этой модели является Пол Донохо, сотрудник Лаборатории Белла. Если перенести вектор МПЗ в центр масс Земли, то конус касается оси $O_a Y_3$ системы $O_a Y_1 Y_2 Y_3$, его ось лежит в плоскости $O_a Y_2 Y_3$ (Рис. 1.2).



Рис. 1.2. Осредненная модель геомагнитного поля

Угол полураствора конуса вычисляется из соотношения

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

Скорость вращения вектора – удвоенная орбитальная ω_0 , то есть

$$\chi = 2\omega_0 t + \chi_0 = 2u + \chi_0,$$

В системе $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ вектор индукции имеет простой вид

$$\mathbf{B}_{Z} = B_{0} \begin{pmatrix} -\sin\Theta\sin 2u\\ \sin\Theta\cos 2u\\ \cos\Theta \end{pmatrix}.$$
 (1.1)

Постоянную величину вектора индукции *B*₀ для осредненной модели определяют по модели диполя, прямого или наклонного. Наиболее распространенный вариант – среднее арифметическое максимального и минимального значений

$$B_0 = \frac{1}{2} \left(B_{0incl} \left(0 \right) + B_{0incl} \left(\frac{\pi}{2} \right) \right) = \frac{\mu_e}{2r^3} \left(1 + \sqrt{1 + 3\sin^2 i} \right).$$

В диссертационной работе использует более точный подход, задающий B_0 как интегральное среднее значение величины вектора индукции в более полной модели за один виток КА по орбите.

Детальное сравнение дипольного представления и осредненной модели геомагнитного поля приведено в [38]. Отметим здесь некоторые важные моменты. Так, образующие конусов в осредненной модели и модели прямого диполя очень близки. Но не их основания, так как величина поля в модели прямого диполя не постоянна. Также может заметно отличаться направление геомагнитной Хотя вектора индукции. конусы близки, И из-за неравномерности его движения в модели прямого диполя отличие с вектором в осредненной модели может быть существенным. Совпадение векторов индукции в модели прямого диполя и осредненной наблюдается при u = 0, $u = \pi/2$, их величины при этом отличаются. Вектор поля в модели прямого

диполя сначала обгоняет вектор индукции осредненной модели на первой четверти витка. Затем вектор индукции в модели прямого диполя замедляется, вектор в осредненной модели его «догоняет». В результате через половину витка по орбите вектора совпадают по направлению. При этом в ходе движения КА вектора индукции в осредненной модели и модели прямого диполя могут значительно отличаться по направлению. В зависимости от наклонения орбиты, максимальное отличие в двух моделях может достигать 19°. Это отличие важно не только с количественной точки зрения, но и с качественной. В осредненной модели «теряется» неравномерность вращения вектора геомагнитной индукции и существенное изменение его длины. Таким образом, осредненная модель в целом довольно близка к модели прямого диполя, имеющей ясную физическую природы. Но она также имеет и существенные отличия, поэтому желательно провести моделирование для сравнения движения КА в полях, задаваемых разными моделями.

1.3. Уравнения движения

Аналитические исследования в работе основаны на эволюционных переменных, которые часто называют переменными Белецкого-Черноусько. Движение КА и вектора его кинетического момента задано переменными $L,\rho,\sigma,\phi,\psi,\theta$. Здесь первые три переменные описывают поведение вектора кинетического момента. А именно, L – его модуль, углы ρ,σ задают ориентацию кинетического момента относительно некоторой инерциальной системы, в данной работе – системы $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ (Рис. 1.3). Ориентация КА и связанной с ним системы $O x_1 x_2 x_3$ относительно вектора кинетического момента и связанной с ним системы $O L_1 L_2 L_3$ задается классическими углами Эйлера ψ, θ, ϕ (последовательность поворотов 3-1-3).

Описанные переменные были впервые предложены Б.В. Булгаковым [41] в задаче движения гироскопа. Для описания движения КА эти переменные

были впервые использованы В.В. Белецким в случае осесимметричного спутника [42]. Ф.Л. Черноусько первым использовал уравнения для КА с произвольными моментами инерции [43]. Отметим также, что уравнения движения твердого тела в переменных φ, ψ, θ были получены Уиттекером [44] для случая свободного движения, когда на тело не действуют внешние моменты. Введем матрицу направляющих косинусов **Q**, задающую переход от системы, связанной с кинетическим моментом КА, к инерциальной системе. Если ввести углы ориентации последнего согласно Рис. 1.3, матрица перехода имеет вид

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \cos\rho\cos\sigma & -\sin\sigma & \sin\rho\cos\sigma \\ \cos\rho\sin\sigma & \cos\sigma & \sin\rho\sin\sigma \\ -\sin\rho & 0 & \cos\rho \end{pmatrix}.$$
(1.2)

Матрица направляющих косинусов **D**, задающая переход от системы, зафиксированной в теле КА, к системе, связанной с кинетическим моментом, задается как

$$\mathbf{D} = \begin{pmatrix} \cos\varphi\cos\psi - \cos\theta\sin\varphi\sin\psi & -\sin\varphi\cos\psi - \cos\theta\cos\varphi\sin\psi & \sin\theta\sin\psi\\ \cos\varphi\sin\psi + \cos\theta\sin\varphi\cos\psi & -\sin\varphi\sin\psi + \cos\theta\cos\varphi\cos\psi & -\sin\theta\cos\psi\\ \sin\theta\sin\varphi & \sin\theta\cos\varphi & \cos\theta \end{pmatrix}.$$
(1.3)



Рис. 1.3. Ориентация вектора кинетического момента в инерциальном пространстве

Для КА с произвольным тензором инерции $\mathbf{J}_x = diag(A, B, C)$ уравнения движения на круговой орбите имеют вид [45]

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

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

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

$$\frac{d\psi}{dt} = L\left(\frac{\sin^2\varphi}{A} + \frac{\cos^2\varphi}{B}\right) - \frac{1}{L}M_{1L}\cos\psi \operatorname{ctg}\theta - \frac{1}{L}M_{2L}\left(\operatorname{ctg}\rho + \sin\psi\operatorname{ctg}\theta\right),$$
(1.4)

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

Для осесимметричного спутника с тензором инерции $\mathbf{J}_{x} = diag(A, A, C)$ уравнения принимают вид

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

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{L}(M_{2L}\cos\psi - M_{1L}\sin\psi),$$

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

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{L}{A} - \frac{1}{L}M_{1L}\cos\psi \operatorname{ctg}\theta - \frac{1}{L}M_{2L}(\operatorname{ctg}\rho + \sin\psi\operatorname{ctg}\theta).$$
(1.5)

При проведении численного моделирования ориентация спутника описывается с помощью кватерниона (\mathbf{q}, q_0) и компонент абсолютной $(\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ угловой скорости. Динамические уравнения движения спутника с тензором инерции $\mathbf{J} = diag(A, B, C)$ в связанных осях представлены в виде

$$\mathbf{J}\frac{d\mathbf{\omega}}{dt} + \mathbf{\omega} \times \mathbf{J}\mathbf{\omega} = \mathbf{M},\tag{1.6}$$

где М – управляющий магнитный момент.

Динамические уравнения в численном моделировании дополняются кинематическими соотношениями

$$\begin{pmatrix} \frac{d\mathbf{q}}{dt}\\ \frac{dq_0}{dt} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1\\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2\\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3\\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{q}\\ q_0 \end{pmatrix}.$$
(1.7)

На движение КА основное влияние оказывает управляющий механический момент

$$\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$$
,

где **m** – дипольный момент спутника, **B** – вектор геомагнитной индукции. Аппарат оснащен системой магнитных катушек, формирующих любой наперед заданный по направлению, но ограниченный по величине, дипольный момент **m**.

При проведении численного моделирования принимаются во внимание различные возмущающие факторы, описание которых приведено в Разделе 3.2.

1.4. Методы исследования

При рассмотрении переходных процессов в работе используется метод осреднения [46]. Для применения этого метода необходимо ввести малый параметр, характеризующий величину управляющего воздействия. Данный параметр будет иметь смысл отношения изменения кинетического момента аппарата за один его виток на орбите (а также и за оборот вокруг центра масс) к исходной величине кинетического момента. Вводя малый параметр ε , явное выражение для которого будет определено позже исходя из конкретного выражения для управляющего момента, запишем уравнения (1.4) как

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \varepsilon \mathbf{X}(\mathbf{x}, \mathbf{y}, t), \frac{d\mathbf{y}}{dt} = \mathbf{y}_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \varepsilon \mathbf{Y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}, t).$$
(1.8)

В уравнении (1.8) переменные разделяются на быстрые $\mathbf{y} = (\varphi, \psi, u, \theta)$, включающие время, которое задается аргументом широты на круговой орбите, и медленные $\mathbf{x} = (l, \rho, \sigma)$. Для получения эволюционной системы уравнений, описывающей изменение медленных переменных, можно использовать метод осреднения. Порождающим решением при осреднении является движение Эйлера-Пуансо. Осреднение вдоль этого порождающего решения приводит к громоздким результатам. Рассмотрим поэтому осесимметричный КА. Уравнения движения тогда выглядят как

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \varepsilon \mathbf{X}(\mathbf{x}, \mathbf{y}, t), \frac{d\mathbf{y}}{dt} = \mathbf{y}_0(\mathbf{x}) + \varepsilon \mathbf{Y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}, t).$$
(1.9)

Порождающее решение этих уравнений имеет весьма простую структуру и описывает регулярную прецессию. При этом ключевой параметр прецессии – *θ* – становится медленной переменной. В результате угол нутации увеличивается порядок осредненной системы, но значительно упрощается процесс осреднения. В случае регулярной прецессии, когда в порождающем решении все быстрые переменные изменяются равномерно и независимо, среднее по времени совпадает с пространственным средним, полученным при осреднении правых частей уравнений по всем быстрым переменным, включая и время, независимо. Точность, с которой осредненные уравнения описывают поведение медленных переменных, составляет є на временном интервале порядка 1/ ε . Два существенных упрощения, принятых в работе – использование осесимметричного спутника И осредненной модели геомагнитного поля – позволили получить настолько простые эволюционные уравнения, что для них был найден полный набор независимых первых интегралов.

Запишем конкретнее вид используемых в работе уравнений. Для этого вместо времени будем использовать аргумент широты $u = \omega_0(t - t_0)$, где t_0 – некоторый начальный момент времени. В уравнениях (1.5) перейдем от

производной по времени к производной по аргументу широты – безразмерному времени. Безразмерную величину кинетического момента l введем, относя его текущую величину к начальной L_0 согласно $L = L_0 l$. Введем также безразмерный управляющий момент $\overline{\mathbf{M}}$, явный вид которого пока не задан, равно как и вид параметра ε . В результате уравнения (1.5) перепишем как

$$\frac{dl}{du} = \varepsilon l \overline{M}_{3L}, \ \frac{d\rho}{du} = \varepsilon \overline{M}_{1L}, \ \frac{d\sigma}{du} = \frac{\varepsilon}{\sin\rho} \overline{M}_{2L},$$
$$\frac{d\varphi}{du} = \eta_1 l \cos\theta + \frac{\varepsilon}{\sin\theta} \Big(\overline{M}_{1L} \cos\psi + \overline{M}_{2L} \sin\psi \Big),$$
$$\frac{d\psi}{du} = \eta_2 l - \varepsilon \overline{M}_{1L} \cos\psi \operatorname{ctg} \theta - \varepsilon \overline{M}_{2L} \big(\operatorname{ctg} \rho + \sin\psi \operatorname{ctg} \theta \big),$$
$$\frac{d\theta}{du} = \varepsilon \Big(\overline{M}_{2L} \cos\psi - \overline{M}_{1L} \sin\psi \Big),$$
$$\Gamma \mathrm{TRe} \ \varepsilon = \frac{kB_0^2}{\epsilon}, \ \eta_1 = \frac{L_0}{\epsilon} \Big(\frac{1}{\epsilon} - \frac{1}{\epsilon} \Big), \ \eta_2 = \frac{L_0}{\epsilon}.$$

$$L_0$$
 M_0 (*C A*) M_2 *A* ω_0
Если механический момент мал, то ε и $\frac{\varepsilon}{\eta_i}$ малы. Переменные

разделяются на быстрые (ϕ, ψ, u) и медленные (l, ρ, σ, θ). Тогда можно применить описанный выше метод осреднения и перейти к системе

$$\frac{dl}{du} = \varepsilon l \left\langle \overline{M}_{3L} \right\rangle, \frac{d\rho}{du} = \varepsilon \left\langle \overline{M}_{1L} \right\rangle, \frac{d\sigma}{du} = \frac{\varepsilon}{\sin\rho} \left\langle \overline{M}_{2L} \right\rangle,
\left\langle \frac{d\theta}{du} \right\rangle = \varepsilon \left\langle \left\langle \overline{M}_{2L} \right\rangle_{u} \cos\psi - \left\langle \overline{M}_{1L} \right\rangle_{u} \sin\psi \right\rangle_{\psi},$$
(1.10)

где $\langle x \rangle$ означает осреднение по всем быстрым переменным. Отметим, что в случае осесимметричного спутника нет необходимости проводить осреднение по φ , если позволяет структура управляющего воздействия. В этом случае нет опасности возникновения резонанса из-за схожих частот изменения переменных φ и ψ . Возможный резонанс высокого порядка

между переменной ψ , имеющей частоту вращения КА вокруг центра масс, и переменной u, имеющей орбитальную частоту, обычно не приводит к заметному влиянию на движение КА и не рассматривается. Система (1.10) описывает эволюцию величины и направления вектора кинетического момента и направления оси симметрии относительно вектора кинетического момента. Таким образом, может быть проанализирован процесс изменения угловой скорости спутника, которая характеризуется одной переменной — величиной кинетического момента, а также эволюция ориентации направления кинетического момента.

1.5. Формирование закона управления

Приведем рассуждения, применяющиеся при выводе алгоритма демпфирования «Bdot» [6]. Представим уравнения движения как

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

Будем считать, что КА движется в гравитационном поле Земли. В этом случае существует интеграл Якоби, заданный выражением

$$J = \frac{1}{2} \left(\left(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} \right) + 3\omega_0^2 \left(\mathbf{e}_3, \mathbf{J} \mathbf{e}_3 \right) - \omega_0 \left(\mathbf{e}_2, \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} \right) \right), \tag{1.11}$$

где **e**₃, **e**₂ – направления вдоль радиус-вектора спутника и вдоль его скорости (на круговой орбите), записанные в связанной с КА системе координат.

Предположим, что на аппарат также действует управляющий момент $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$. Выражение (1.11) тогда более не является первым интегралом. Используем его в виде $V = J - \omega_0^2 (3C - B)/2$ в качестве кандидата на функцию Ляпунова. Производная функции-кандидата в силу уравнений движения есть

$$\frac{dV}{dt} = \sum_{i=1}^{3} \left(\Omega_{i} - \omega_{0} \mathbf{e}_{2i} \right) M_{i} = \mathbf{M} \left(\mathbf{\Omega} - \omega_{0} \mathbf{e}_{2} \right)$$

или

$$\frac{dV}{dt} = \mathbf{m} \big(\mathbf{B} \times \mathbf{\Omega} \big), \tag{1.12}$$

где $\Omega = \omega - \omega_0 \mathbf{e}_2$ – скорость КА относительно орбитальной системы координат. Выражение (1.12) позволяет сразу выбрать дипольный магнитный момент

$$\mathbf{m} = k\mathbf{\Omega} \times \mathbf{B},\tag{1.13}$$

обеспечивающий отрицательную производную функции Ляпунова, а значит, и асимптотическую устойчивость орбитальной ориентации, при которой две оси связанной системы совпадают с радиус-вектором спутника и нормалью к плоскости орбиты соответственно. Здесь *k* – положительный коэффициент.

Предположим, что КА имеет большую угловую скорость ($\omega_0 \ll |\omega|$). Это предположение обычно верно для ситуации использования алгоритма демпфирования. При высокой скорости КА можно считать, что его относительная и абсолютная скорости практически равны $\Omega \approx \omega$, и тогда закон управления дипольным моментом переходит в

$$\mathbf{m} = k\mathbf{\omega} \times \mathbf{B}.\tag{1.14}$$

Закон управления (1.14) обеспечивает демпфирование абсолютной угловой скорости, в отличие от (1.13), задающего управление для демпфирования относительной скорости КА в орбитальной системе координат. Управление (1.14) также можно получить, рассматривая производную кинетической энергии КА [6]. Выражение (1.14) обычно упрощается до вида

$$\mathbf{m} = -k \, \frac{d\mathbf{B}}{dt} \,, \tag{1.15}$$

опираясь на соотношение

$$\mathbf{A}\mathbf{Q}\frac{d\mathbf{B}_{Z}}{dt} = \frac{d\mathbf{B}_{x}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}_{x}.$$

Первое слагаемое в правой части много меньше второго, если КА движется с высокой угловой скоростью. Тогда управление (1.15) следует из выражения (1.14). Управление (1.15) является весьма грубым и применяется для демпфирования угловой скорости до достижения ею величины порядка нескольких орбитальных. Управление (1.15) используется как при стабилизации КА в инерциальном пространстве, так и при ориентации в орбитальных осях.

Предположим теперь, что вместо показаний магнетометра имеются показания какого-либо другого датчика. В этом случае ни один из полученных выше алгоритмов использовать нельзя, так как для их работы требуется знать вектор геомагнитной индукции. Перейдем к выводу алгоритма управления, опирающегося на показания некоторого позиционного датчика, дающего направление S в связанных осях, и не использующего показания магнетометра В. В принципе, для этой цели любое В может быть использовано направление. данной работе рассматривается солнечный датчик соответственно, ориентация И, В направлении на Солнце по его показаниям.



Рис. 1.4. Геометрия при выводе закона управления

Разложим угловую скорость КА ω и вектор индукции **B** на компоненту вдоль некоторого направления **S** и перпендикулярно ему (Рис. 1.4),

 $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_{\perp} + \boldsymbol{\omega}_{II}, \ \mathbf{B} = \mathbf{B}_{\perp} + \mathbf{B}_{II}.$

Перепишем управление (1.14) как

 $\mathbf{m} = k \left(\boldsymbol{\omega}_{II} \times \mathbf{B}_{\perp} \right) + k \left(\boldsymbol{\omega}_{\perp} \times \mathbf{B}_{II} \right).$

Примем во внимание лишь второе слагаемое,

$$\mathbf{m} = k \left(\boldsymbol{\omega}_{\perp} \times \mathbf{B}_{II} \right)$$

Вместо вектора геомагнитной индукции используем показания другого позиционного датчика,

 $\mathbf{m} = k \cos \alpha (\mathbf{\omega}_{\perp} \times \mathbf{S}).$

Здесь α – угол между направлением на Солнце и вектором геомагнитной индукции. Поскольку векторное произведение компоненты скорости вдоль направления на Солнце с последним нулевое, $\omega_{\parallel} \times S = 0$, то управление окончательно запишется в виде

$$\mathbf{m} = k \cos \alpha \, (\mathbf{\omega} \times \mathbf{S}). \tag{1.16}$$

В управлении (1.16) можно использовать показания любого позиционного датчика, в том числа, магнетометра. Тогда S = B, угол α нулевой и управление (1.16) переходит в алгоритм демпфирования (1.14). Если используются показания солнечного датчика, то угол α между направлениям на Солнце и вектором геомагнитной индукции вычисляется по моделям, заложенным на борту КА. Для вектора геомагнитной индукции это модель IGRF, для направления на Солнце можно использовать упрощенную модель [47] или же считать это направление постоянным, периодически обновляя направление на Солнце по командам с наземного центра управления. Таким образом, снимается необходимость в магнетометре на борту КА.

Поскольку направление **S** считается постоянным в инерциальном пространстве, управление (1.16) можно записать в виде

$$\mathbf{m} = -k\cos\alpha \frac{d\mathbf{S}}{dt},\tag{1.17}$$

где производная вычисляется в связанной с КА системе координат.

Логика формирования алгоритма, названного «Sdot» по аналогии с «Bdot», указывает на возможность его использования для демпфирования

угловой скорости. Однако оказалось, что этот алгоритм также может использоваться для обеспечения ориентации солнечных панелей спутника на Солнце, что позволяет сократить время работы основных исполнительных элементов системы ориентации (маховики, двигательная установка) и тем самым снизить энергопотребление и/или расход топлива системы ориентации; или же полностью заменить основную систему при ее выходе из строя.

Глава 2. Исследование динамики спутника, использующего для ориентации измерения цифрового солнечного датчика

Под солнечным датчиком подразумевается прибор, измеряющий орт направления на Солнце в связанной со спутником системе координат. Проанализируем динамику вращения спутника вокруг центра масс под управлением алгоритма (1.16).

2.1. Анализ динамики осесимметричного спутника

Микроспутник «Чибис-М» имеет тензор инерции, близкий к осесимметричному. Поэтому проведем сначала анализ для такого аппарата, динамика которого описывается уравнениями (1.10). При реализации на борту КА алгоритма управления (1.16) на него действует механический момент

 $\mathbf{M} = kB_0 \cos \alpha (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S}) \times \mathbf{B}.$

Здесь вектор геомагнитной индукции **В** – безразмерный. В системе, связанной с кинетическим моментом КА, механический момент может быть переписан в виде

$$\mathbf{M}_{L} = kB_{0} \Big[-\cos^{2} \alpha \boldsymbol{\omega}_{L} + \mathbf{S}_{L} \big(\boldsymbol{\omega}_{L} \mathbf{B}_{L} \big) \cos \alpha \Big].$$
(2.1)

Чтобы выписать эволюционные осредненные уравнения необходимо найти осредненные значения компонент механического момента $\langle M_{iL} \rangle$. При этом лишь вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ следует усреднить по быстрой переменной ψ , поэтому выражение $\langle \boldsymbol{\omega} \rangle_{\psi}$ будем искать отдельно. Угловая скорость спутника задается по его кинетическому моменту выражением $\boldsymbol{\omega}_x = \mathbf{J}_x^{-1} \mathbf{L}_x$. При этом кинетический момент имеет особенно простое выражение $\mathbf{L}_L = (0,0,L)^T$ в системе $OL_1L_2L_3$. Чтобы задать вектор кинетического момента в связанной с КА системе координат $Ox_1x_2x_3$, используем матрицу перехода $\mathbf{L}_x = \mathbf{A}^T \mathbf{L}_L$, откуда $\mathbf{L}_x = L(a_{31}, a_{32}, a_{33})^T$. В результате вектор угловой скорости в связанной системе $Ox_1x_2x_3$, в которой задается и формируется управляющий дипольный момент, имеет вид

$$\boldsymbol{\omega}_{x} = L \left(\frac{1}{A} a_{31}, \frac{1}{A} a_{32}, \frac{1}{C} a_{33} \right)^{T}.$$
 Переходя к системе $OL_{1}L_{2}L_{3},$ получаем

$$\boldsymbol{\omega}_{L} = \mathbf{A} \boldsymbol{\omega}_{x} = L \left(\frac{1}{A} a_{11}a_{31} + \frac{1}{A} a_{12}a_{32} + \frac{1}{C} a_{13}a_{33} \\ \frac{1}{A} a_{21}a_{31} + \frac{1}{A} a_{22}a_{32} + \frac{1}{C} a_{23}a_{33} \\ \frac{1}{A} a_{31}a_{31} + \frac{1}{A} a_{32}a_{32} + \frac{1}{C} a_{33}a_{33} \right).$$

Усредняя это выражение по углу прецессии, получаем

$$\left\langle \boldsymbol{\omega}_{L} \right\rangle_{\psi} = L \left(0, 0, \frac{1}{C} \cos^{2} \theta + \frac{1}{A} \sin^{2} \theta \right)$$

Возвращаясь к выражению для дипольного момента (2.1), заметим, что необходимо провести осреднение $\cos \alpha$. Для этого, опираясь на определение этого угла, запишем его как

$$\cos \alpha = B_{1Z}S_{1Z} + B_{2Z}S_{2Z} + B_{3Z}S_{3Z}, \qquad (2.2)$$

где S_{iZ} (i=1,2,3) являются постоянными компонентами, так как S_Z – направление на Солнце в инерциальном пространстве, которое мы условились считать неподвижным на характерных временах движения КА. Вектор B_Z и выражение для $\cos \alpha$, содержащее его компоненты, являются функциями времени. Последнее можно считать определяемым быстрой переменной u – аргументом широты. Осреднение механического момента приводит к

$$\left\langle \mathbf{M}_{L}\right\rangle_{u,\psi} = \varepsilon l \overline{\omega} \begin{pmatrix} S_{1L} \left\langle B_{3L} \cos \alpha \right\rangle_{u} \\ S_{2L} \left\langle B_{3L} \cos \alpha \right\rangle_{u} \\ -S_{2L} \left\langle B_{2L} \cos \alpha \right\rangle_{u} - S_{1L} \left\langle B_{1L} \cos \alpha \right\rangle_{u} \end{pmatrix},$$
(2.3)
где
$$\overline{\omega} = \cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta$$
, $\varepsilon = \frac{kB_0L_0}{C}$ – малый параметр. Выражения,
требующие осреднения в (2.3), зависят только от быстрой переменной u .

Опираясь на (2.3) и (2.2), заключаем, что для завершения процедуры осреднения механического момента требуется получить выражения

$$B_{ij} = \frac{1}{2\pi} \int_{0}^{2\pi} B_{iZ} B_{jZ} du \ (i, j = 1, 2, 3).$$

Используя выражения для компонент вектора геомагнитной индукции (1.1), после необходимых преобразования получаем

$$B_{11} = B_{22} = \frac{1}{2}\sin^2 \Theta = p$$
, $B_{33} = \cos^2 \Theta = q$, $B_{12} = B_{23} = B_{13} = 0$.

Множители в (2.3) принимают вид

$$\langle B_{3L} \cos \alpha \rangle = p S_{1Z} q_{13} + p S_{2Z} q_{23} + q S_{3Z} q_{33}, \langle B_{2L} \cos \alpha \rangle = p S_{1Z} q_{12} + p S_{2Z} q_{22} + q S_{3Z} q_{32}, \langle B_{1L} \cos \alpha \rangle = p S_{1Z} q_{11} + p S_{2Z} q_{21} + q S_{3Z} q_{31},$$

Таким образом, можно окончательно записать результат осреднения управляющего момента, действующего на аппарат,

$$\langle M_{1L} \rangle = \varepsilon \overline{\omega} \sum q_{j1} S_{jZ} \left(p S_{1Z} q_{13} + p S_{2Z} q_{23} + q S_{3Z} q_{33} \right),$$

$$\langle M_{2L} \rangle = \varepsilon \overline{\omega} \sum q_{j2} S_{jZ} \left(p S_{1Z} q_{13} + p S_{2Z} q_{23} + q S_{Z3} q_{33} \right),$$

$$\langle M_{3L} \rangle = -\varepsilon \overline{\omega} \sum q_{j2} S_{jZ} \left(p S_{1Z} q_{12} + p S_{2Z} q_{22} + q S_{3Z} q_{32} \right) - \varepsilon \overline{\omega} \sum q_{j1} S_{jZ} \left(p S_{1Z} q_{11} + p S_{2Z} q_{21} + q S_{3Z} q_{31} \right).$$

$$(2.4)$$

Отметим, что структура управляющего момента такова, что, в совокупности с осесимметричностью КА переменная φ исключается из правых частей уравнений движения.

Введем новую переменную γ вместо σ . Это угол между **S** и **L**, то есть $\cos \gamma = S_{1Z}q_{13} + S_{2Z}q_{23} + S_{3Z}q_{33}.$ (2.5) Новая переменная имеет важный физический смысл в рассматриваемой задаче, задавая ориентацию кинетического момента КА относительно требуемого направления. Переменная σ , напротив, не имеет интерпретации, существенной для рассматриваемого движения КА.

Выражения (2.4) должны быть преобразованы так, чтобы в них появилась новая переменная γ . Запишем третью компоненту $\langle M_{3L} \rangle$ как $\langle M_{3L} \rangle = \varepsilon \overline{\omega} (a \cos^2 \Theta + b \sin^2 \Theta)$. Здесь использованы обозначения $a = (q_{12}S_{1Z} + q_{22}S_{2Z} + q_{32}S_{3Z})S_{3Z}q_{32} + (q_{11}S_{1Z} + q_{21}S_{2Z} + q_{31}S_{3Z})S_{3Z}q_{31} = q_{12}S_{1Z}S_{3Z}q_{32} + q_{22}S_{2Z}S_{3Z}q_{32} + (q_{32}S_{3Z})^2 + q_{11}S_{1Z}S_{3Z}q_{31} + q_{21}S_{2Z}S_{3Z}q_{31} + (S_{3Z}q_{31})^2$. Поскольку $q_{11}q_{31} + q_{12}q_{32} + q_{13}q_{33} = 0$ и $q_{21}q_{31} + q_{22}q_{32} + q_{23}q_{33} = 0$ получаем $a = -S_{1Z}S_{3Z}q_{13}q_{33} - S_{2Z}S_{3Z}q_{33}q_{23} + S_{3Z}^2 - (S_{3Z}q_{33})^2 = S_{3Z}^2 - S_{3Z}q_{33}(S_{1Z}q_{13} + S_{2Z}q_{23} + S_{3Z}q_{33})$.

Принимая во внимание (2.5), приходим к простому выражению

$$a = (S_{3Z}^2 - S_{3Z}q_{33}\cos\gamma).$$

Аналогичные выкладки для b дают

$$b = \frac{1}{2} (S_{1Z}^2 - S_{1Z} q_{13} \cos \gamma + S_{2Z}^2 - S_{2Z} q_{23} \cos \gamma)$$

И компонента $\langle M_{_{3L}} \rangle$ записывается как

$$\langle M_{3L} \rangle = \varepsilon \overline{\omega} p(S_{1Z}^2 - S_{1Z}q_{13}\cos\gamma + S_{2Z}^2 - S_{2Z}q_{23}\cos\gamma) + \varepsilon \overline{\omega} q(S_{3Z}^2 - S_{3Z}q_{33}\cos\gamma).$$

Поскольку

$$S_{1Z}q_{13}\cos\gamma + S_{2Z}q_{23}\cos\gamma + S_{3Z}q_{33}\cos\gamma = \cos^2\gamma,$$

последнее выражение перепишем как

$$-\langle M_{3L} \rangle = \varepsilon \overline{\omega} p (1 - S_{3Z}^2 + S_{3Z} q_{33} \cos \gamma - \cos^2 \gamma) + \varepsilon \overline{\omega} q (S_{3Z}^2 - S_{3Z} q_{33} \cos \gamma) =$$

= $\varepsilon \overline{\omega} p \sin^2 \gamma + \varepsilon \overline{\omega} (q - p) (S_{3Z}^2 - S_{3Z} q_{33} \cos \gamma).$

Уравнение, описывающее изменение переменной γ , получим из выражения

$$-\frac{d\gamma}{du}\sin\gamma = (\cos\rho\cos\sigma S_{1Z} + \cos\rho\sin\sigma S_{2Z} - S_{3Z}\sin\rho)\frac{d\rho}{du} +$$

$$+\sin\rho(-\sin\sigma S_{1Z} + \cos\sigma S_{2Z})\frac{d\sigma}{du} = \varepsilon \langle M_{1L} \rangle \times$$
$$(\cos\rho\cos\sigma S_{1Z} + \cos\rho\sin\sigma S_{2Z} - S_{2Z}\sin\rho) +$$
$$+\varepsilon \langle M_{2L} \rangle (-\sin\sigma + \cos\sigma) = \varepsilon \langle M_{1L} \rangle S_{1L} + \varepsilon \langle M_{2L} \rangle S_{2L} =$$
$$= \varepsilon \overline{\omega} (pS_{1Z}q_{13} + pS_{2Z}q_{23} + qS_{3Z}q_{33}) (S_{1L}^2 + S_{2L}^2).$$

Отсюда

$$\frac{d\gamma}{du} = -\frac{\varepsilon\omega}{\sin\gamma} \left(pS_{1Z}q_{13} + pS_{2Z}q_{23} + qS_{3Z}q_{33} \right) \left(S_{1L}^2 + S_{2L}^2 \right).$$
(2.6)

Так как

$$pS_{1Z}q_{13} + pS_{2Z}q_{23} + qS_{3Z}q_{33} = p(\cos\gamma - S_{3Z}q_{33}) + qS_{3Z}q_{33} = p(\cos\gamma + S_{3Z}q_{33}) + qS_{3Z}q_{33} = p(\cos\gamma + S_{3Z}q_{33}) + qS_{3Z}q_{33} = p(2.7)$$

И

$$S_{1L}^2 + S_{2L}^2 = 1 - S_{3L}^2 = 1 - \cos^2 \gamma = \sin^2 \gamma, \qquad (2.8)$$

выражение (2.6) перепишем в виде

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \overline{\omega} \sin \gamma \left(p \cos \gamma + S_{3Z} \cos \rho \left(q - p \right) \right).$$

Рассматривая первую компоненту момента $\langle M_{1L} \rangle$ в свете соотношения (2.7),

получаем

$$\frac{d\rho}{du} = \varepsilon \overline{\omega} (q_{11}S_{1Z} + q_{21}S_{2Z} + q_{31}S_{3Z}) (p\cos\gamma + S_{3Z}q_{33}(q-p)).$$

Используя соотношение

$$\begin{aligned} q_{11}S_{1Z} + q_{21}S_{2Z} + q_{31}S_{3Z} &= \frac{1}{q_{31}} \Big(q_{11}q_{31}S_{1Z} + q_{21}q_{31}S_{2Z} + q_{31}^2S_{3Z} \Big) = \\ &= \frac{1}{q_{31}} \Big(\Big(q_{13}S_{1Z} + q_{23}S_{2Z} + q_{33}S_{3Z} \Big) - q_{12}q_{32}S_{1Z} - q_{22}q_{32}S_{2Z} + \Big(q_{31}^2 + q_{33}^2 \Big) S_{3Z} \Big) = \\ &= \frac{1}{q_{13}} \Big(-q_{33}\cos\gamma + S_{3Z} \Big(1 - q_{32}^2 \Big) \Big) = \frac{\cos\gamma\cos\rho - S_{3Z}}{\sin\rho}, \end{aligned}$$

приходим к системе уравнений, описывающей поведение вектора кинетического момента в инерциальном пространстве

$$\frac{d\rho}{du} = \varepsilon \overline{\omega} \frac{\cos \rho \cos \gamma - S_{3Z}}{\sin \rho} \Big[p \cos \gamma + S_{3Z} \cos \rho (q - p) \Big],$$

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \overline{\omega} \sin \gamma \Big[p \cos \gamma + S_{3Z} \cos \rho (q - p) \Big],$$

$$\frac{dl}{du} = -\varepsilon \overline{\omega} l \Big[p \sin^2 \gamma + (q - p)(S_{3Z}^2 - S_{3Z} \cos \rho \cos \gamma) \Big].$$
(2.9)

Для получения уравнения, описывающего эволюцию угла нутации θ , необходимо вычислить разность

$$\langle M_{2L}\cos\psi\rangle - \langle M_{1L}\sin\psi\rangle.$$

Проведем выкладки, требующиеся для расчета соответствующих слагаемых.

$$\langle M_{2L} \cos \psi \rangle = \varepsilon l \mu g (\Theta) + \varepsilon l S_{2L} \langle (\Theta_L \mathbf{B}_L) \cos \alpha \rangle,$$

где $g (\Theta) = \langle \cos^2 \alpha \rangle = (1 - S_{3Z}^2) p + S_{3Z}^2 q, \langle \omega_{1L} \sin \psi \rangle = -\langle \omega_{2L} \cos \psi \rangle =$
 $= L \frac{1}{2} \left(\frac{1}{C} - \frac{1}{A} \right) \sin \theta \cos \theta$ и $\mu = \frac{1}{2} \lambda \sin \theta \cos \theta,$ где $\lambda = 1 - C / A$. Усредняя,
 $\langle (\Theta_L \mathbf{B}_L) \cos \alpha \rangle = -\mu \langle B_{2L} \cos \alpha \rangle = -\mu (q_{12} S_{1Z} + q_{22} S_{2Z} + q_{32} S_{3Z}) p = -\mu p S_{2L},$
поскольку $q_{32} = 0$, откуда

$$\langle M_{2L}\cos\psi\rangle = \varepsilon l\mu g(\Theta) - \varepsilon l\mu p S_{2L}^2$$

Применяя такие же операции ко второму слагаемому, имеем

$$\langle M_{1L} \sin \psi \rangle = -\varepsilon l \mu g(\Theta) + \varepsilon l \mu S_{1L} (pq_{11}S_{1Z} + pq_{21}S_{2Z} + pq_{31}S_{3Z} + (q-p)q_{31}S_{3Z}) = \\ = -\varepsilon l \mu g(\Theta) + \varepsilon l \mu S_{1L} (pS_{1L} + (q-p)q_{31}S_{3Z}).$$

Уравнение для угла нутации heta имеет в правой части тогда

$$\langle M_{\theta} \rangle = 2\varepsilon l \mu g(\Theta) - \varepsilon l \mu p \left(S_{2L}^2 + S_{1L}^2 \right) - \varepsilon l \mu (q-p) q_{31} S_{3Z} S_{1L}.$$

Однако, поскольку $q_{32} = 0$, верно соотношение

$$q_{31}S_{1L} = q_{31}S_{1L} + q_{32}S_{2L} = S_{3Z} - q_{33}S_{3L} = S_{3Z} - \cos\rho\cos\gamma.$$

В результате получаем уравнение для θ :

$$\frac{d\theta}{du} = \varepsilon \mu \Big[2\Big(\Big(1 - S_{3Z}^2\Big) p + S_{3Z}^2 q \Big) - p \sin^2 \gamma + (q - p) S_{3Z} \Big(\cos \gamma \cos \rho - S_{3Z} \Big) \Big]. \quad (2.10)$$

Объединяя систему (2.9) с уравнением (2.10), приходим к конечной системе эволюционных уравнений, описывающих медленное движение вектора кинетического момента КА в инерциальном пространстве и изменение угла нутации,

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

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

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

$$\frac{d\theta}{du} = \frac{1}{2} \varepsilon \lambda \Big[2\Big((1 - S_{3Z}^2)p + S_{3Z}^2q \Big) - p\sin^2\gamma + (q-p)S_{3Z}(\cos\gamma\cos\rho - S_{3Z}) \Big] \sin\theta\cos\theta.$$
(2.11)

Исследуем записанную эволюционную систему.

2.2. Первые интегралы усредненных уравнений

Несмотря на весьма громоздкий вид системы (2.11), удалось найти полный набор независимых первых интегралов. Из (2.11) видно, что некоторые элементы уравнений – например, вклад угла нутации в первые три уравнения – имеют одинаковую или же схожую структуру. Используем этот факт. Так, разделим первые два уравнения, чтобы получить связь двух углов, описывающих ориентацию вектора кинетического момента в инерциальном пространстве – относительно оси конуса осредненной модели геомагнитного поля и относительно требуемого направления ориентации КА. Получаем выражение

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

Интегрируя его, получаем

 $\cos \rho = I_1 \sin \gamma + \cos \gamma S_{3Z},$

откуда сразу можем записать первый интеграл

$$I_1 = \frac{\cos \rho - \cos \gamma S_{3Z}}{\sin \gamma}.$$
(2.12)

Чтобы получить первый интеграл, задающий величину вектора кинетического момента *l*, введем переменную

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

Уравнение, описывающее ее изменение, получаем из (2.11)

$$\frac{d\delta}{du} = -p\sin\gamma \frac{d\gamma}{du} - S_{3Z}\sin\rho(q-p)\frac{d\rho}{du} =$$

= $\varepsilon\delta p\sin^2\gamma - \varepsilon\delta S_{3Z}(\cos\rho\cos\gamma - S_{3Z})(q-p) =$
= $\varepsilon\delta (p\sin^2\gamma + (q-p)(S_{3Z}^2 - S_{3Z}\cos\rho\cos\gamma)) = -\delta\frac{1}{l}\frac{dl}{du}.$

В результате приходим к простому уравнению

$$\frac{d\delta}{du} + \delta \frac{1}{l} \frac{dl}{du} = 0,$$

задающему величину кинетического момента КА в зависимости от его ориентации

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

Первый интеграл тогда имеет вид

$$I_{2} = l \left| p \cos \gamma + S_{3Z} (q - p) \cos \rho \right|.$$
(2.13)

Найдем первый интеграл, связывающий ориентацию КА – угол нутации θ – и ориентацию вектора кинетического момента – угол γ . Для это примем во внимание первый интеграл (2.12) и подставим выражение соѕ ρ в четвертое уравнение системы (2.11),

$$\frac{d\theta}{du} = \frac{1}{2} \varepsilon \lambda \Big[2p + 2S_{3Z}^2 (q-p) - p \sin^2 \gamma + (q-p) \Big(I_1 S_{3Z} \cos \gamma \sin \gamma - S_{3Z}^2 \sin^2 \gamma \Big) \Big] \times \frac{1}{2} \sin \theta \cos \theta,$$

что дает

$$\frac{d\theta}{du} = \frac{1}{2} \varepsilon \lambda \Big[A_1 \Big(2 - \sin^2 \gamma \Big) + A_2 \sin \gamma \cos \gamma \Big] \sin \theta \cos \theta , \qquad (2.14)$$

где $A_1 = p + (q - p)S_{3Z}^2$, $A_2 = I_1S_{3Z}(q - p)$. Отметим сразу, что $A_1 > 0$. Теперь подставим выражение для $\cos \rho$, заданное интегралом (2.12), во второе уравнение системы (2.11):

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \sin \gamma \Big[p \cos \gamma + S_{3Z} (q - p) (I_1 \sin \gamma + S_{3Z} \cos \gamma) \Big] \bigg(\cos^2 \theta + \frac{C}{A} \sin^2 \theta \bigg),$$

ИЛИ

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \sin\gamma \left[A_1 \cos\gamma + A_2 \sin\gamma \right] \left(\cos^2\theta + \frac{C}{A} \sin^2\theta \right).$$
(2.15)

Отношение уравнений (2.15) и (2.14) дает

$$\frac{A_1(2-\sin^2\gamma)+A_2\sin\gamma\cos\gamma}{\sin\gamma(A_1\cos\gamma+A_2\sin\gamma)}d\gamma = -2\frac{\cos^2\theta+\frac{C}{A}\sin^2\theta}{\lambda\sin\theta\cos\theta}d\theta$$

Интегрируя, приходим к

$$I_{3} = \ln \left| \frac{1 - \cos \gamma}{1 + \cos \gamma} \right| - \ln \left| \frac{4 \left(A_{1} \cos \gamma + A_{2} \sin \gamma \right)}{\left(1 + \cos \gamma \right)^{2}} \right| - \frac{2}{\lambda} \left[\ln \left| \sin \theta \right| - \frac{C}{A} \ln \left| \cos \theta \right| \right].$$

Таким образом, для системы (2.11) получен полный набор независимых первых интегралов.

2.3. Положения равновесия и их устойчивость

Несмотря на существенный результат, приведенный в предыдущем разделе, его практическое применение для оценки параметров системы ориентации и свойств движения КА затруднительно.

Используем эволюционную систему (2.11), чтобы найти ее положения равновесия и определить, какую ориентацию занимает вектор кинетического

момента КА и ось его симметрии. Уравнение для величины вектора кинетического момента учитывать не будем. Итак, рассмотрим систему

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \sin\gamma \left[A_1 \cos\gamma + A_2 \sin\gamma \right] \left(\cos^2\theta + \frac{C}{A} \sin^2\theta \right),$$

$$\frac{d\theta}{du} = \frac{1}{2} \varepsilon \lambda \left[A_1 \left(2 - \sin^2\gamma \right) + A_2 \sin\gamma \cos\gamma \right] \sin\theta \cos\theta,$$

$$\frac{d\rho}{du} = \varepsilon \frac{\cos\rho \cos\gamma - S_{3Z}}{\sin\rho} \left[A_1 \cos\gamma + A_2 \sin\gamma \right] \left(\cos^2\theta + \frac{C}{A} \sin^2\theta \right).$$
(2.16)

Ее положения равновесия задаются двумя семействами

- 1. $\sin \gamma = 0$, $\theta = 0$ или $\theta = \pi / 2$, $\cos \rho S_{3Z} = 0$.
- 2. $A_1 \cos \gamma + A_2 \sin \gamma = 0$, $\theta = 0$ или $\theta = \pi / 2$.

Рассмотрим сначала второе семейство. Линеаризуем уравнения движения (2.16) в окрестности положения вектора кинетического момента

$$\gamma_0 = \operatorname{atan}\left(-\frac{A_1}{A_2}\right)$$
. Для этого понадобятся выражения
 $A_1 \cos(\gamma + \gamma_0) + A_2 \sin(\gamma + \gamma_0) = (-A_1 \sin \gamma_0 + A_2 \cos \gamma_0),$
 $\sin(\gamma + \gamma_0) = \sin \gamma_0.$

Линейное уравнение, характеризующее ориентацию оси симметрии КА относительно требуемого направления, имеет вид

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \sin \gamma_0 \cos \gamma_0 \frac{A_1^2 + A_2^2}{A_2} \frac{-}{\omega}.$$

Выше отмечалось, что $A_1 > 0$ всегда. Заметим теперь, что sign $A_2 = -\operatorname{sign}(\sin \gamma_0 \cos \gamma_0)$. Это значит, что исследуемое положение равновесия $\gamma_0 = \operatorname{atan}\left(-\frac{A_1}{A_2}\right)$ неустойчиво (отметим, что всегда $\overline{\omega} > 0$).

Рассмотрим теперь положение равновесия $\sin \gamma = 0$, когда ось симметрии совпадает с требуемым направлением или же направлена в обратную сторону. Линеаризованные уравнения тогда

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon A_{I} \gamma \left(\cos^{2} \theta + \frac{C}{A} \sin^{2} \theta \right),$$

$$\frac{d\theta}{du} = \varepsilon \lambda A_{I} \sin \theta \cos \theta,$$

$$\frac{d\rho}{du} = \varepsilon A_{I} \frac{\cos \rho - S_{3Z}}{\sin \rho} \left(\cos^{2} \theta + \frac{C}{A} \sin^{2} \theta \right).$$
(2.17)

Из первого уравнения (2.17), опираясь на $A_1 > 0$, заключаем, 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 $\cos \rho - S_{3Z} = 0$.

Заметим, что с учетом полученных устойчивых положений равновесия можно упростить первый интеграл, задающий величину кинетического момента. А именно, из (2.13) получаем

$$l_{term} = \frac{\left| p \cos \gamma_0 + S_{3Z} \left(q - p \right) \cos \rho_0 \right|}{p + S_{3Z}^2 \left(q - p \right)}.$$
(2.18)

Это выражение задает величину кинетического момента, на которую выходит КА в результате работы алгоритма. Хотя исходно управление строилось по аналогии с алгоритмом демпфирования, оказывается, что аппарат выходит на некоторое заданное значение кинетического момента, определяемое начальными данными и параметрами орбиты. При этом возможна и раскрутка КА. Хотя управление не было основано на принципе стабилизации вращением, закрутка КА возникла естественным образом.

Отметим, что случай $\theta = 0$ соответствует вырождению в исходных уравнениях (1.4). Однако анализ усредненных уравнений верен лишь с точностью $\sqrt{\varepsilon}$. Проведенный анализ неприменим для анализа движения КА

в столь близкой окрестности и не служит для определения количественных показателей движения КА около $\theta = 0$. Основным результатом является качественное поведение КА в его угловом движении, показывающее его стремление, при определенных условиях, к положению $\theta = 0$.

2.4. Анализ динамики спутника, близкого к осесимметричному

Проанализируем влияние малой несимметричности КА на динамику. Для этого введем параметр

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

характеризующий разницу между двумя первыми моментами инерции. Этот параметр будем считать малым. Тогда произведение параметров η и ε является величиной более высокого порядка малости по сравнению с ε . Опуская в эволюционных уравнениях такие произведения, и усредняя по углу прецессии и аргументу широты, приходим к эволюционным уравнениям

$$\frac{d\gamma}{du} = -\varepsilon \sin\gamma \left[A_1 \cos\gamma + A_2 \sin\gamma \right] \left(\cos^2\theta + \frac{C}{A} \sin^2\theta \right), \qquad (2.19)$$

$$\frac{d\rho}{du} = \varepsilon \frac{\cos\rho \cos\gamma - S_{3Z}}{\sin\rho} \left[A_1 \cos\gamma + A_2 \sin\gamma \right] \left(\cos^2\theta + \frac{C}{A} \sin^2\theta \right), \qquad (2.19)$$

$$\frac{dl}{du} = -\varepsilon l \left[A_1 \sin^2\gamma - A_2 \cos\gamma \sin\gamma \right] \left(\cos^2\theta + \frac{C}{A} \sin^2\theta \right), \qquad (2.19)$$

$$\frac{d\theta}{du} = \frac{L_0}{\omega_0} \frac{C}{A^2} \eta \sin\theta \sin\varphi \cos\varphi + \frac{1}{2} \varepsilon \lambda \left[A_1 \left(2 - \sin^2\gamma \right) + A_2 \sin\gamma \cos\gamma \right] \sin\theta \cos\theta, \qquad (2.19)$$

$$\frac{d\varphi}{du} = \frac{L_0}{\omega_0} \lambda l \cos\theta + \frac{L_0}{\omega_0} \frac{C}{A^2} \eta \cos^2\varphi \cos\theta - \varepsilon S_{3Z} \lambda (q-p) \cos\theta \sin\rho S_{2L}.$$

Заметим, что уравнения, описывающие поведения вектора кинетического момента в инерциальном пространстве, не изменяются. Поэтому значения углов ρ и γ в положениях равновесия, равно как и рассуждения об устойчивости, сохраняются.

В предпоследнем уравнении, описывающем поведение угла нутации, появляется слагаемое, пропорциональные новому параметру η . Также появляется уравнение для угла собственного вращения φ . Поскольку спутник более не является симметричным, этот угол может оказывать существенное влияние на динамику КА. Уравнение для угла нутации дает два варианта для положений равновесия,

$$\begin{bmatrix} \sin\theta = 0, \\ \frac{L_0}{\omega_0} \frac{C}{A^2} \eta \sin\varphi \cos\varphi + \frac{1}{2} \varepsilon \lambda \Big[A_1 \Big(2 - \sin^2 \gamma \Big) + A_2 \sin\gamma \cos\gamma \Big] \cos\theta = 0. \tag{2.20}$$

Уравнение для угла собственного вращения требует, чтобы выполнялось одно из соотношений

$$\frac{L_0}{\omega_0}\lambda l + \frac{L_0}{\omega_0}\frac{C}{A^2}\eta\cos^2\varphi - \varepsilon S_{3Z}\lambda(q-p)\sin\rho S_{2L} = 0,$$

$$\cos\theta = 0.$$
(2.21)

Тогда, чтобы доставить двум последним уравнениям системы положения равновесия, требуется выполнение одного из условий (2.20) и одного из условий (2.21).

Предположим сначала, что $\sin \theta = 0$. В этом случае угол собственного вращения является быстрой переменной. Тогда уравнение для угла нутации в (2.19) усредним дополнительно по φ . Отметим, что в этом случае не рассматривается возможный резонанс между частотами углов собственного вращения и прецессии. После усреднения получаем уравнение, не отличающееся от приведенного в системе (2.16). Поэтому рассуждения об асимптотической устойчивости положения при *C* > *A* сохраняются.

Предположим теперь, что $\cos \theta = 0$. Из второго соотношения в (2.20) тогда следует $\sin \phi \cos \phi = 0$.

Проведем линеаризацию четвертого и пятого уравнений (2.19) в окрестности положения $\cos \theta = 0$, $\sin \phi = 0$. Случай $\cos \phi = 0$ может быть

рассмотрен аналогично. Будем считать, что $\theta = \frac{\pi}{2}$, $\varphi = 0$, так как рассмотрение случая $\theta = \frac{3\pi}{2}$, $\varphi = \pi$ проводится точно так же. Введем замену $\beta = \frac{\pi}{2} - \theta$ и примем во внимание, что S_{2L} , согласно выражению (2.8), имеет тот же порядок малости, что и угол γ . Линеаризованные уравнения, описывающие движение оси примерной симметрии КА и вращение вокруг этой оси, суть

$$\frac{d\beta}{du} = -\frac{L_0}{\omega_0} \frac{C}{A^2} \eta \varphi - \frac{1}{2} \varepsilon \lambda A_1 \beta,$$
$$\frac{d\varphi}{du} = \frac{L_0}{\omega_0} \lambda l \beta + \frac{L_0}{\omega_0} \frac{C}{A^2} \eta \beta.$$

Если параметр $\eta > 0$ (B > A), то это положение равновесия является асимптотически устойчивым. Иначе оно неустойчиво. Аналогично можно показать, что при $\eta < 0$ (B < A) асимптотически устойчивыми положениями равновесия будут $\theta = \frac{\pi}{2}$, $\varphi = \frac{\pi}{2}$ и $\theta = \frac{3\pi}{2}$, $\varphi = \frac{3\pi}{2}$. Все случаи собраны в Таблице 2.1.

Таблица 2.1. Устойчивость положений равновесия

Соотн. мом. инерции		A	0	0	ν
C,A	B,A		Ŷ	P	/
C > A	любые	0иπ	н/д		
<i>C</i> < <i>A</i>	B > A	$\pi/2$ и $3\pi/2$	0иπ	$\cos \rho + (-1)^{k+1} S_{3Z} = 0$	πk
	B <a< td=""><td><i>л/2</i> и</td><td>π/2 и</td></a<>	<i>л/2</i> и	π/2 и		
		$3\pi/2$	$3\pi/2$		
	B = A	π/2 и	n/a		
		$3\pi/2$			

Согласно последнему столбцу в таблице, ось максимального момента инерции всегда совпадает с осью кинетического момента аппарата, будучи либо сонаправлена с ней ($\gamma = 0$), либо антипараллельна ($\gamma = \pi$). Ось максимального момента инерции направлена вдоль кинетического момента. 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. Глава 3. Численное моделирование движения, реализация алгоритмов ориентации на бортовой вычислительной машине и анализ фактического движения по данным телеметрии

3.1. Спутник Чибис-М

Законы управления «Bdot» и «Sdot» были использованы в составе системы ориентации и стабилизации (СОС) микроспутника «Чибис-М». Спутник разработан и собран ИКИ РАН. Успешно выведен на орбиту 25 января 2012 г. с борта транспортно-грузового корабля «Прогресс». Аппарат завершил работу в октябре 2014 года, сгорев в плотных слоях атмосферы. Спутник должен был проработать два года, и по истечении этого срока на аппарате поочередно вышли из строя все маховики основной системы ориентации, кроме одного. Для заряда батарей использовался алгоритм «Sdot», который позволил аппарату, потерявшему основную систему ориентации, до последнего момента собирать и передавать на Землю научные данные.

Основные характеристики спутника следующие:

- масса 42 кг;
- главные моменты инерции примерно 1.025, 1.5393, 1.8172 кг·м²;
- орбита околокруговая, наклонение 51.7°, исходная высота 550 км.

Фото спутника (и автора диссертации) на испытаниях перед запуском представлен на Рис. 3.1. На Рис. 3.2 представлено фото аппарата, закрепленного на грузовике и сделанное камерой на МКС, на Рис. 3.3 – фото запуска аппарата, снятое камерой Прогресса.

50



Рис. 3.1. Микроспутник Чибис-М



Рис. 3.2. Чибис-М, установленный в стыковочном люке корабля Прогресс



Рис. 3.3. Запуск спутника с борта грузовика Прогресс

Система ориентации и стабилизации (СОС) КА «Чибис-М» включала алгоритмы для обеспечения следующих режимов работы:

•гашение угловой скорости после раскрутки аппарата выше определенного значения скорости, при отделении от грузового корабля Прогресс, при перезагрузке СОС;

•ориентация в орбитальных осях и поддержание этой ориентации для выполнения целевой миссии;

•разворот на Солнце для обеспечения освещения панелей солнечных батарей и зарядки аккумулятора;

•автономное, а также по командам наземного комплекса управления, восстановление орбитальной ориентации в случае нештатной работы системы или планового изменения режима ориентации;

•сбор, формирование и передача информации о текущей ориентации КА для использования ее другими служебными системами КА и для передачи на наземный пункт приема информации.

В штатном режиме работы СОС переключение между описанными режимами ее работы осуществлялось автоматически по заранее сформированной программе полета. Была предусмотрена возможность

52

задания текущего режима ориентации напрямую с наземного центра управления полетами (ЦУП) для парирования нештатных ситуаций, с которыми автономная логика работы была неспособна справиться. Большую часть времени аппарат находится в основном рабочем режиме стабилизации в орбитальной системе координат для сбора научной информации и передачи ее на Землю.

Описание СОС «Чибис-М» приведено в [48]. На Рис. 3.4 обозначено расположение солнечных датчиков, обозначенных числами, блока СОС, включающего БВМ и двигатели-маховики, а также магнитных катушек (зеленые стержни).



Рис. 3.4. Расположение элементов системы ориентации и стабилизации в теле микроспутника «Чибис-М»

В качестве датчиков определения ориентации в составе СОС используются магнитометр HMR 2300R (Рис. 3.5), пять солнечных датчиков DSS3 (Рис. 3.6) и три одноосных датчика угловой скорости ADIS 16130 (Рис. 3.7). Основные характеристики измерений датчиков приведены в таблице 3.1.



Рис. 3.5. Магнитометр HMR 2300R

Рис. 3.6. Солнечный датчик DSS3



Рис. 3.7. Датчик угловой скорости ADIS 16130

Таблица 3.1. Изме	ерительные хар	рактеристики	датчиков
1	1	1 1	/ 1

Характеристика \ датчик	Магнитометр	Солнечный	Датчик
		датчик	угловой
			скорости
Диапазон измерения	± 200 000 нТл	$\pm 45^{\circ}$	± 250 °/c
Случайное отклонение (шум)	50 нТл	0.1°	0.01 °/c

В качестве исполнительных элементов системы управления ориентацией на макете используются электромагнитные катушки (Рис. 3.8) и управляющие двигатели-маховики (Рис. 3.9).



Рис. 3.8. Токовая катушка

Катушки представляют собой соленоид с обмоткой из медной проволоки и пермаллоевым сердечником. Максимальный магнитный момент катушек составляет 3.2 А·м².

Двигатели-маховики выполнены на основе бесконтактного двигателя постоянного тока с управляемым моментом и предназначены для использования в качестве исполнительного органа в системах ориентации и стабилизации малых космических аппаратов. Механический момент от управляющих двигателей маховиков создаётся при изменении скорости их вращения и изменяется в диапазоне [-0.40, +0.40] мН·м в лабораторных условиях. Скорость вращения маховиков при этом изменяется в диапазоне [-20000, +20000] об/мин в лабораторных условиях.

55



Рис. 3.9. Управляющие двигатели-маховики

Блок управления системой ориентации (Рис. 3.10) обеспечивает сбор исходных показаний датчиков СОС и их последующую обработку с помощью алгоритмов определения ориентации. На основе этой информации блок управления формирует управляющие воздействия и выдает соответствующие команды на исполнительные элементы. Блок управления также принимает команды от основной БВМ КА, формирует телеметрию, касающуюся СОС аппарата. Основой блока управления является бортовой компьютер на плате LPCH2294 с оперативной памятью объемом 1 Мб и флэш-памятью объемом 4 Мб.



Рис. 3.10. Внешний вид блока управления системой ориентации

3.2. Численное моделирование

Проведем численное моделирование динамики спутника под управлением алгоритма (1.16).

В первую очередь, рассмотрим упрощенный сценарий моделирования, соответствующий предположениям, использованным при проведении аналитическим исследованиям. Используем следующие предположения:

Моменты инерции КА 1.025, 1.5393, 1.8172 кг⋅м².

Наклонение орбиты 51.7° (угол полураствора конуса осредненной модели Θ≈60°), высота 350 км.

 Начальные данные: углы ориентации 10, 20, 30 градусов (последовательность поворотов 2-3-1), начальные компоненты угловой скорости 2, 3, 4·10⁻³ с⁻¹.

– Инерциальная система координат $O_a Z_1 Z_2 Z_3$, требуемое направление задано вектором **S** = (10, 2, 3).

– Коэффициент усиления алгоритма управления 60 Н·м·с/Тл.

Отметим, что высота орбиты меньше исходной высоты выведения аппарата «Чибис-М», так как алгоритм «Sdot» использовался в основном на завершающем этапе работы КА. Начальные данные моделирования выбраны так, что аппарат изначально далек от требуемой ориентации. Его скорость несколько выше орбитальной. Такая скорость соответствует промежуточной ситуации в движении КА. С одной стороны, скорость не так велика, как может быть при отделении от ракеты-носителя. С другой стороны, скорость выше, чем при стабилизации КА в некоторой заданной системе. Требуемое направление выбрано так, что оно близко к плоскости экватора, что соответствует случаю ориентации на Солнце. Результат моделирования приведен на Рис. 3.11.



Рис. 3.11. Моделирование упрощенных уравнений движения

На рисунке приведены компоненты скорости КА в ИСК и угол между осью максимального момента и требуемым направлением в ИСК. В приведенном примере аппарат стабилизируется в требуемом направлении, причем ошибка ориентации стремится к нулю, так как не учитывается действие каких-либо возмущений.

Обратимся к выражению (2.18), задающему конечную скорость вращения КА вокруг оси максимального момента инерции. Вычисления с помощью этого соотношения практически точно совпадают с результатом моделирования. Отметим также, что параметр ε близок к 0.2. Фактически приведенный пример моделирования позволяет проверить проведенные в Главе 2 аналитические выкладки. Необходимо дальнейшее проведение моделирования с увеличенным коэффициентом усиления, так как в рассмотренном примере управляющий момент оказывается порядка гравитационного. В результате точность стабилизации при учете действия последнего оказывается около 20°. Такой результат в принципе можно считать приемлемым в задаче заряда аккумуляторных батарей КА. Тем не менее, желательно увеличить точность стабилизации, так как запас по дипольному моменту магнитных катушек имеется.

На Рис. 3.12 приведен результат моделирования для коэффициента усиления алгоритма управления 6·10³ Н·м·с/Тл.



Рис. 3.12. Моделирование с увеличенным коэффициентом усиления

На Рис. 3.12 значение, на которое выходит скорость вращения КА, заметно отличается от задаваемого соотношением (2.18). Вообще, важной особенностью работы алгоритма является зависимость времени переходных процессов от величины коэффициента усиления. С его ростом возможно быстродействия, которое быстрым падение связано co слишком демпфированием угловой скорости В аппарата. результате аппарат останавливается в инерциальном пространстве, после чего медленно переориентируется в требуемом направлении. Аналогичная проблема возникает, если начальная скорость аппарата мала. Она также быстро демпфируется практически до нулевой.

Исследование, проведенное в Главе 2, не позволяет рассмотреть эту ситуацию. Осреднение в Главе 2 проведено в предположении малости параметра ε . На его величину влияют три фактора: коэффициент усиления управления, величина вектора геомагнитной индукции (зависит от высоты орбиты), начальная угловая скорость КА. В рассмотренном на Рис. 3.12 случае параметр ε близок к 20 и не является малым. Значение коэффициента усиления алгоритма было выбрано, исходя из соображений о характерной величине управляющего дипольного момента для аппаратов с подобными массово-инерционными характеристиками. Снижение параметра ε возможно за счет уменьшения коэффициента усиления. В этом случае, однако, управление оказывается неспособным эффективно парировать возмущения. Поэтому далее будем проводить моделирование для характерной величины управления, приведенной выше.

Повышение начальной угловой скорости на порядок переводит случай моделирования в область, охватываемую в полной мере результатами исследования в Главе 2. Это же видно и в численном моделировании. Данный случай, однако, представляет ограниченный интерес, так как в основном в работе рассматривается движение КА в его штатном режиме эксплуатации, пусть и при нештатных ситуациях в работе системы ориентации. Вместе с тем эффективная работа алгоритма при высокой скорости КА является его существенным преимуществом. Он может использоваться непосредственно после отделения от ракеты-носителя или возникновения нештатной ситуации, из-за которой произошла раскрутка КА.

Таким образом, первым фактором, влияющим на достоверность результатов, приведенных в Главе 2, является предположение малости

управляющего воздействия. Это предположение оказывается существенным для получения количественных результатов относительно движения КА. Однако основные качественные результаты – конечная ориентация КА и его выход на режим вращения вокруг оси максимального момента инерции – сохраняются.

Вторым фактором, существенно затрагивающим достоверность анализа Главы 2, является выбранная модель геомагнитного поля. Осредненная модель весьма далека от реального поля Земли, которое, за неимением лучшего приближения, будем считать описываемым моделью IGRF. На Рис. 3.13 приведен результат моделирования движения в системе $O_aS_1S_2S_3$ с использованием модели IGRF. При этом все другие параметры сохранены.



Рис. 3.13. Влияние модели геомагнитного поля

Сравнение рисунков 3.12 и 3.13 показывает, что быстродействие алгоритма «Sdot» при движении в «реальном» магнитном поле несколько ниже, чем при движении в осредненном равномерно вращающемся поле. Также отличается величина скорости вращения КА. Качественно характер движения не изменяется.

Большой интерес представляет действие возмущающих факторов на движение аппарата. Будем далее учитывать действие гравитационного момента. На точность стабилизации существенное влияние оказывает отличие тензора инерции от диагонального. Далее будем использовать расчетный тензор инерции аппарата «Чибис-М»

 $\mathbf{J} = \begin{pmatrix} 1.0255 & 0.0014 & -0.0724 \\ 0.0014 & 1.5393 & 0.0019 \\ -0.0724 & 0.0019 & 1.8172 \end{pmatrix} \text{Kg}\cdot\text{m}^2.$

Будем учитывать остаточный дипольный момент, имеющий постоянную величину 10⁻² А·м² и периодическую составляющую на том же уровне и с частотой, примерно равной половине орбитальной. Вообще, величина остаточного дипольного момента для аппарата подобного размера может быть заметно выше. Однако в этом случае желательна его оценка и компенсация с приведенной точностью [49]. Орбиту будем считать эллиптической с эксцентриситетом 0.001. Другие возмущающие моменты объединим в момент неизвестной природы, который имеет вид

 $\mathbf{M}_{_{603M}} = a_0 + a_1 \sin u + b_1 \cos u + a_2 \sin 2u + b_2 \cos 2u.$

Момент имеет периодический характер с колебаниями на орбитальной и двойной орбитальной частотах, и постоянную компоненту. Коэффициенты a_i и b_i периодически резко изменяются. Общая величина момента неизвестной природы в 2-3 раза меньше величины гравитационного момента. Моделирование с учетом действия указанных факторов представлено на Рис. 3.14.

62



Рис. 3.14. Влияние возмущений

Из Рис. 3.14 видно, что точность стабилизации в основном оказывается на уровне 8 градусов. При этом основным возмущающим фактором оказывается отличие тензора инерции от диагонального. Также видно, что скорость вращения вокруг оси максимального момента инерции медленно растет. В результате возможна закрутка КА до неприемлемых значений. Чтобы избежать этого, используется алгоритм демпфирования (1.14). Данный алгоритм включается, если скорость вращения КА $\omega_{вран}$ превышает $\omega_{sepx} = 0.7$ °/с и останавливается по достижении скоростью значения $\omega_{nuse} = 0.5$ °/с. Алгоритм «Sdot» при этом не выключается. Во время отработки алгоритма демпфирования точность ориентации ухудшается примерно до 10°.

Важным аспектом использования алгоритма «Sdot» является применение только солнечного датчика. Поэтому будем использовать (1.17).Для вычисления производной вектора S будем выражение использовать конечную разность двух последовательных измерений этого вектора (шаг моделирования и выдачи управляющего воздействия составляет 1 секунду). Учтем ошибки в определении направления на Солнце, которые будем считать нормально распределенными с дисперсией 0.1° и имеющими постоянное смещение на том же уровне. Результаты моделирования приведены на Рис. 3.15.



Рис. 3.15. Работа алгоритма при использовании разности двух измерений направления на Солнце

Сравнение Рис. 3.14 и 3.15 показывает, что существенного отличия в использовании конечной разности по сравнению с законом (1.16) нет. Шум в определении направления S приводит к аналогичному шуму в угловой ошибки скорости KA. Случайные направлении S В на двух последовательных тактах управления приводят к «дерганию» в управлении, напрямую задаваемом конечной разностью двух измерений. Это сказывается на дипольном моменте катушек, который большую часть времени находится на максимальном значении, заданном на уровне 3.2 А·м². В случае, когда одна из компонент дипольного момента превышает это значение, происходит нормировка дипольного момента так, чтобы катушка с максимальным моментом выдавала 3.2 А·м². Использование релейного управления, однако, не позволяет добиться удовлетворительных результатов. Отдельно в рассматриваемом случае стоит проблема демпфирования скорости вращения при достижении предельного значения. Для использования типичных

алгоритмов демпфирования необходима информация об угловой скорости аппарата или показания магнитометра. В отсутствие последнего необходимо использование фильтрации для получения информация о скорости аппарата. Однако, сведения об угловой скорости КА невозможно восстановить, имея лишь измерения одного неизменного направления. Поэтому необходимо наличие дополнительных датчиков – угловой скорости, магнитометра – для реализации алгоритма демпфирования. В рассматриваемом случае имеются показания датчика угловой скорости с шумом 10⁻⁴ с⁻¹ и смещением нуля 10⁻² с⁻¹. Несмотря на существенное смещение нуля, алгоритм демпфирования успешно решает поставленную задачу, но с более серьезным – до 15° – ухудшением точности ориентации во время отработки алгоритма.

Наконец, рассмотрим влияние нахождения КА в тени Земли. В этом случае система ориентации не располагает данными о направлении на Солнце и управление отключается. Будем считать, что долгота восходящего узла орбиты нулевая. В этом случае Солнце, направленное примерно по первой оси ИСК, находится практически в плоскости орбиты, что дает наихудшую ситуацию по продолжительности полета в тени.



Рис. 3.16. Влияние прохождения в тени Земли

На Рис. 3.16 серые области соответствуют прохождению КА в тени Земли. Видно, что при отключении алгоритма «Sdot» точность стабилизации ухудшается. Однако за счет закрутки вокруг оси максимального момента инерции КА приобретает свойства гироскопа. Хотя его тензор инерции далек OT осесимметричного, В течение короткого промежутка времени прохождения тени КА практически не теряет ориентацию. На последнем промежутке на Рис. 3.16 заметно наибольшее ухудшение точности. Это связано с тем, что перед входом в тень включился алгоритм демпфирования. B результате совместного действия двух факторов, приводящих К кратковременному ухудшению точности ориентации, падение точности превысило 20°. Однако в основном точность стабилизации по-прежнему составляет 8-10°. Кроме того, падение точности хуже 10° в основном наблюдается на теневых участках орбиты, где поддержание ориентации на Солнце в принципе не представляет интереса.

Наконец, приведем пример ориентации КА от Солнца. В этом случае необходимо раскрутить аппарат, для чего применяется алгоритм демпфирования (1.16) с отрицательным знаком. Результат моделирования приведен на Рис. 3.17.



Рис. 3.17. Попадание КА в ориентацию панелей СБ от Солнца 66

В часа аппарат осью случае, если В течение ориентируется максимального момента инерции от Солнца с точностью 20°, в течение 10 минут реализуется отрицательный демпфирующий дипольный момент, то есть алгоритм раскрутки. После этого возвращается штатная работа связки «Sdot» алгоритмом демпфирования. Столь большой алгоритма с разрешенный временной промежуток ориентации в неверном направлении выбран для более наглядной демонстрации результатов работы алгоритма. Из Рис. 3.17 видно, что после первого часа движения КА в неправильном направлении (примерно в интервале 6-7 часов) 10-минутный период работы алгоритма раскрутки не позволил нарушить стабилизацию КА. После второго периода КА успешно потерял неверную ориентацию и перешел в требуемый режим стабилизации.

Используемая логика работы системы ориентации приведена на блоксхеме на Рис. 3.18.



Рис. 3.18. Логика работы системы ориентации

В целом анализ результатов моделирования демонстрирует правильность выводов о возможности демпфирования/раскрутки начальной угловой скорости и ориентации вектора кинетического момента, полученных аналитически с использованием ряда упрощающих предположений.

3.3. Особенности реализации бортового программного комплекса системы управления микроспутником Чибис-М

Бортовой программный комплекс (БПК) – программа, исполняемая на процессоре, решающая задачи навигации, определения ориентации, стабилизации, планирования работы, обмена с периферией и управления журналами. Подробное описание БПК приведено в Приложении А.

Основными особенностями БПК системы стабилизации является то, что он должен работать большую часть времени в автономном режиме, использовать различные алгоритмы и режимы работы, а также различные аппаратные ресурсы БВМ. БПК работает в жестких условиях, при ограничениях по потребляемой мощности, вычислительным ресурсам, объемам памяти, должен быть живучим и отказоустойчивым.

Работа *системы определения ориентации* определяется аппаратнопрограммной конфигурацией системы определения ориентации, которая должна обеспечивать определение ориентации относительно заданной системы координат с заданной точностью на заданном интервале времени.

Каждый способ работы системы определения ориентации характеризуется набором используемых датчиков и соответствующим алгоритмом.

Способы определения ориентации (реализованы в модуле определения ориентации):

- По производной вектора направления на Солнце (ADS_MODE_SDOT)
- По производной вектора индукции МПЗ (ADS_MODE_BDOT)
- Локальный, TRIAD (ADS_MODE_TRIAD)

- Фильтр Калмана с использованием магнитометра и солнечного датчика (ADS_MODE_KALMAN_MAG_DSS)
- Фильтр Калмана с использованием магнитометра, солнечного датчика и ДУС (ADS_MODE_KALMAN_MAG_DSS_WRATE)
- Фильтр Калмана с использованием магнитометра и ДУС (ADS_MODE_KALMAN_MAG_WRATE)
- Фильтр Калмана с использованием солнечного датчика и ДУС (ADS_MODE_KALMAN_DSS_WRATE)
- Отключена (ADS_MODE_OFF)

Определение ориентации по производной вектора направления на Солнце используется только для ориентации панелей СБ спутника на Солнце. Использует определение скорости изменения проекций вектора направления на Солнце на оси связанной СК. В самом простом случае это численное дифференцирование показаний солнечного датчика.

Является базовым режимом, в который система переходит из любой нештатной ситуации, а также по умолчанию при включении системы ориентации.

Определение ориентации по производной вектора индукции МПЗ используется только для определения скорости изменения проекций вектора индукции МПЗ на оси связанной СК. В самом простом случае это численное дифференцирование показаний магнитометра.

Определение ориентации локальным методом TRIAD используется для определения компонент кватерниона ориентации спутника относительно ОСК с невысокой точностью. При желании можно также определять угловую скорость вращения аппарата относительно ОСК, но точность определения очень низкая. Алгоритм не работает на теневом участке орбиты.

Алгоритм определения ориентации с использованием фильтра Калмана, магнитометра и солнечного датчика используется для определения компонент кватерниона ориентации спутника, а также угловой скорости относительно ОСК со средней и высокой точностью. Алгоритм не работает на теневом участке орбиты.

Алгоритм определения ориентации с использованием фильтра Калмана, магнитометра, солнечного датчика и ДУС используется для определения компонент кватерниона ориентации спутника, а также угловой скорости относительно ОСК со средней и высокой точностью. Алгоритм не работает на теневом участке орбиты.

Алгоритм определения ориентации с использованием фильтра Калмана, магнитометра и ДУС используется для определения компонент кватерниона ориентации спутника, а также угловой скорости относительно ОСК со средней и высокой точностью. Должен использоваться на теневом участке орбиты. Может рассматриваться также как запасной при выходе из строя солнечных датчиков.

Алгоритм определения ориентации с использованием фильтра Калмана, солнечного датчика и ДУС используется для определения компонент кватерниона ориентации спутника, а также угловой скорости относительно ОСК со средней и высокой точностью. Алгоритм не работает на теневом участке орбиты. Может рассматриваться как запасной при выходе из строя магнитометра.

Алгоритм определения ориентации выключен в т.н. защитном режиме работы СОС, когда бортовой компьютер ждет низкуровневых команд с Земли.

Под режимом работы *системы стабилизации* подразумевается аппаратно-программная конфигурация, которая должна обеспечивать ориентацию спутника в заданной системе координат с заданной точностью на заданном интервале времени.

Каждый режим работы системы стабилизации характеризуется набором возможных для использования способов определения ориентации; набором исполнительных органов и соответствующим алгоритмом стабилизации.

70

Смена режимов управляется с использованием супервизора в ручном или в автоматическом режиме.

Режимы работы СОС (реализованы в модуле стабилизации) могут быть следующими:

- Режим предварительного успокоения и закрутки на Солнце с использованием показаний солнечного датчика (ACS_DETUMB_PHASE_BACKUP), он же безопасный режим (ACS_SAFE_PHASE)
- Режим предварительного успокоения с использованием показаний магнитометра (ACS_DETUMB_PHASE)
- Режим захвата ориентации (ACS_3X_PHASE)
- Режим научных экспериментов (ACS_SCIENCE_PHASE)
- Режим разворота в заданное положение (ACS_POINT2DIR_PHASE)
- Режим поддержания одноосной ориентации относительно заданного положения (ACS_1X_PHASE)

Каждому режиму, как уже было сказано, может соответствовать несколько способов определения ориентации.

Режим предварительного успокоения и закрутки на Солнце включается в случае нештатных ситуаций, а также при первом включении системы как режим «по умолчанию». В качестве исполнительных органов используются электромагнитные катушки.

Режим предварительного успокоения включается в том случае, если угловая скорость вращения аппарата относительно ОСК превышает заданное пороговое значение. Все используемые в этом режиме элементы системы ориентации работают штатно. Включается автономно или по команде с Земли.

Режим захвата ориентации активируется, когда угловая скорость спутника и угловое рассогласование осей ССК относительно осей ОСК становятся меньше пороговых, но недостаточно низкими для проведения

научных экспериментов. Все используемые в этом режиме элементы системы ориентации работают штатно. На этом этапе включаются маховики. Длительность этапа до 1500 сек.

Режим научных экспериментов активируется, когда угловая скорость спутника и угловое рассогласование осей ССК относительно осей ОСК становятся меньше пороговых. Все используемые в этом режиме элементы системы ориентации работают штатно. На этом этапе маховики отрабатывают небольшие рассогласования и в основном работают на поддержание собственной заданной скорости вращения. Можно включать научную аппаратуру на борту. Запускается автономно или по команде с Земли.

Режим разворота В заданное положение используется, когда необходимо быстро развернуть аппарат В заданное положение В пространстве. В частности, может быть инерциальном необходимо развернуть аппарат так, чтобы плоскости панелей солнечных батарей были перпендикулярно направлению солнечных лучей. Все используемые в этом режиме элементы системы ориентации работают штатно. В наихудшем случае для этого требуется развернуть спутник, находящийся в орбитальной ориентации, на 180 градусов относительно одной из главных осей инерции. Включается автономно или по команде с Земли. Длительность режима до 15 мин.

Режим поддержания одноосной ориентации относительно заданного положения используется, когда необходимо поддерживать ориентацию аппарата в инерциальном пространстве вдоль заданной оси. В частности, данный режим может использоваться для поддержания ориентации аппарата на Солнце, т.е. такой ориентации, чтобы плоскости панелей СБ были перпендикулярно направлению солнечных лучей. Данный режим возможен только в том случае, когда аппарат уже был развернут в положение, близкое к заданному этим режимом, например, режимом ACS_POINT2DIR_PHASE.

72
Выполнение переключений между режимами функционирования системы ориентации может быть выполнено двумя способами:

- в автономном режиме; бортовое ПО вычислительной машины, на базе которой выполнена система ориентации, принимает решение о переходе в тот или иной режим, в зависимости от показаний датчиков системы ориентации ИХ работоспособности, а И также работоспособности исполнительных элементов системы. Основной целью управления в этом случае является удержание спутника в режиме орбитальной 3х-осной ориентации с заданной точностью в течение заданного времени. Конфигурирование в данном режиме выполняется автоматически, а именно: имеется возможность включения и выключения программного питания датчиков И исполнительных элементов системы с использованием внутренней шины управления.
- в ручном режиме по командам, получаемым извне. Основной целью в этом случае является отладка, тестирование, настройка элементов, подсистем и алгоритмов. Конфигурирование в данном режиме выполняется вручную, а именно: имеется возможность программного включения и выключения питания, тестирования и настройки датчиков и исполнительных элементов системы путем выдачи соответствующих команд с Земли.

Переключение режимов определения ориентации определяется модулем супервизора по схеме на Рис. 3.19.

73



Рис. 3.19. Переключение алгоритмов определения ориентации

Переключение режимов стабилизации определяется модулем супервизора по схеме на Рис. 3.20.



Рис. 3.20. Переключение алгоритмов стабилизации

Определение положения на орбите осуществляется с использованием модели прогноза движения по орбите (Кеплерово движение или SGP4). Определение конфигурации датчиков ориентации зависит от участка орбиты (свет или тень), конфигурации датчиков на предыдущем шаге, заданной с Земли или определенной супервизором, наличии ошибок инициализации или опроса тех или иных датчиков (анализ телеметрии), наличия аномальных измерений тех или иных датчиков, попадания солнца в поле зрения СД.

Работа СОС связана с определением и управлением вектором состояния. Под ним подразумевается набор параметров, характеризующих угловое положение, а также угловую скорость связанной со спутником системы координат относительно орбитальной, а также относительно инерциальной систем координат. Анализ последнего известного вектора состояния означает, во-первых, проверку, определены ли эти значения вообще, во-вторых, срок давности определения этих значений, и, в-третьих, сравнение имеющихся «актуальных» значений с пороговыми константами. Вектор состояния может быть не определен в том случае, если он не был ни разу получен с использованием бортовых алгоритмов или не был задан с Земли. Вектор состояния может быть устаревшим, если разница во времени между текущим временем и меткой времени, впечатанной в момент расчета вектора состояния и идущей вместе с ним, составляет более 10 секунд. Во всех используется алгоритмом супервизора остальных случаях OH ДЛЯ определения условий переключения алгоритмов.

Сравнение актуальных полей вектора состояния с пороговыми значениями означает выполнение проверки ряда неравенств. Пусть *А* – текущее значение какого-либо поля вектора состояния (угол, модуль угловой скорости ССК относительно ОСК). Значение этого параметра может лежать в следующих диапазонах:

Таблица 3.2. Значения элемента вектора состояния

75

Диапазон значений	Обозначение	Комментарий
-	Anone	Значение А не
		определено
A > MAX	Amax	А очень большое
$MAX \ge A \ge MIN$	Anorm	А - среднее
MIN > A	Amin	А – очень маленькое

Здесь *MAX* и *MIN* – пороговые значения, соответствующие данному параметру. Они могут быть изменены командами с Земли.

В дальнейшем принято, что дополнительными компонентами вектора состояния также являются:

- модуль угловой скорости ССК относительно ОСК *Q*;

- длина векторной части кватерниона ориентации ССК относительно орбитальной, т.е. величина $\sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2}$, обозначим ее как Q. Эти два параметра, хотя и не могут напрямую использоваться СОС для формирования управляющих воздействий, удобны для автоматического принятия решений о переключений между режима определения и управления ориентацией. Опираясь на Таблицу 3.2, для этих параметров используем следующие пороговые значения.

Таблица 3.3. Пороговые значения модуля угловой скорости

Обозначение	Значение
MAX	0.4°/сек
MIN	0.08°/сек

Таблица 3.4. Пороговые значения величины векторной части кватерниона

Обозначение	Значение	Комментарии
MAX	0.15	соответствует рассогласованию по углам
		Эйлера между одноименными осями
		связанной и орбитальной СК в ~10°
MIN	0.02	соответствует рассогласованию по углам
		Эйлера между одноименными осями
		связанной и орбитальной СК в ~2°

Пояснения к схеме переключения алгоритмов стабилизации:

- Режим работы системы стабилизации напрямую зависит от алгоритма определения ориентации. Это значит, что точный алгоритм стабилизации не может быть использован при плохом знании ориентации, и т.д.
- Определение конфигурации исполнительных элементов зависит от конфигурации на предыдущем шаге (заданной с Земли или автономно супервизором), ошибок инициализации, а также при опросе телеметрических датчиков, связанных с работой исполнительных элементов. В результате выполняется выбор одного из вариантов комбинаций исполнительных элементов согласно Таблице 3.5.

Таблица 3.5. Варианты использования исполнительных элементов

Обозначение	Пояснение
STB_00	Ни одного элемента
STB_0T	Только катушки
STB_0W	Только маховики
STB_TW	Катушки и маховики

Супервизор анализирует алгоритм определения ориентации и переключает алгоритм стабилизации.

3.4. Штатная логика автоматической работы системы ориентации

Модуль *системы определения ориентации* осуществляет опрос датчиков ориентации (магнитометр, солнечные датчики, ДУС – через соответствующие драйвера), их конфигурацию, а также реализует алгоритмы определения ориентации. Определение ориентации выполняется циклически, частота определения ориентации до 10 Гц. Реализованы следующие алгоритмы:

- «Bdot» (дифференцирование показаний магнитометра);
- «Sdot» (дифференцирование показаний солнечных датчиков);
- TRIAD (локальный метод);
- фильтры Калмана, использующие разные комбинации датчиков определения ориентации.

Модуль обеспечивает также получение измерений датчиков ориентации в ручном режиме, т.е. выдачу данных с них напрямую по командам с Земли.

Модуль системы стабилизации осуществляет управление исполнительными элементами (катушки, маховики через соответствующие драйвера), их конфигурацию, а также реализует алгоритмы стабилизации. Стабилизация выполняется циклически, частота расчета рассогласования и выдачи управляющих воздействий составляет до 10 Гц. Реализованы следующие алгоритмы:

- «Bdot» (управление катушками по данным дифференцированных показаний магнитометра);
- «Sdot» (управление катушками по данным дифференцированных показаний СД);
- стабилизация маховиками (Ляпуновское управление [50]) относительно различных опорных систем координат (орбитальной, инерциальной);
- разгрузка маховиков катушками [16].

78

Модуль обеспечивает также управление исполнительными элементами в ручном режиме, т.е. выдачу управляющих воздействий напрямую по командам с Земли.

На Рис. 3.21 приведена общая схема переключения между алгоритмами ориентации и определения движения, использовавшаяся в автоматическом режиме на борте аппарата «Чибис-М». В первую очередь проводится оценка текущей угловой скорости КА. Для этого используется самый простой метод, основанный на разности двух последовательных измерений магнетометра. Если оценка скорости выше заданного порогового значения, запускается алгоритм демпфирования «Bdot». Его включение также происходит, если система ориентации по какой-то причине не обладает данными о текущей ориентации КА, необходимыми для работы более сложных алгоритмов, или если такие данные устарели.

По достижении угловой скоростью КА заданного порогового значения происходит переключение на алгоритм определения ориентации TRIAD. Этот весьма неточный алгоритм использует показания двух датчиков без их обработки. В результате оценка текущей ориентации оказывается грубой. Тем не менее, этого достаточно для предварительного этапа стабилизации КА в требуемом направлении. Для этого используются двигатели-маховики. Для работы алгоритма TRIAD необходимы показания магнетометра и солнечного датчика. На теневом участке орбиты показания солнечного датчика отсутствуют, поэтому продолжает работу алгоритм демпфирования. Как только КА выходит на освещенную часть орбиты, происходит переключение на алгоритм TRIAD и управление двигателями-маховиками.

Эта связка работает до достижения КА точности стабилизации около 60°. По достижении этой точности начинается работа фильтра Калмана для максимально точного определения ориентации. Основными датчиками снова служат магнетометр и солнечный датчик. Если аппарат попадает на теневую сторону орбиты или же Солнце оказывается в слепой зоне набора солнечных

датчиков, показания датчика Солнца заменяются на показания датчика угловой скорости. Этот подход менее точный, однако, за время пролета КА в тени Земли не происходит катастрофической потери точности. В случае же, если это произошло по какой-то причине, фильтр Калмана заменяется на TRIAD и КА переходит в режим грубой ориентации.



Рис. 3.21. Блок-схема бортового переключения алгоритмов

На Рис. 3.22-3.24 приведены примеры работы СОС «Чибис-М» в автоматическом режиме. На первом графике приведены оценки текущей ориентации KA, причем выделены моменты переключения между алгоритмами ориентации. Видно, что аппарат начал работу СОС с алгоритма демпфирования, который вскоре передал управление двигателям-маховикам, формирующим управление на основе оценок алгоритма TRIAD. Далее включился фильтра Калмана, который периодически переключается между режимами работы с разным набором датчиков. На втором графике приведены данные по оценке текущей угловой скорости КА. На последнем графике приведены показания датчика угловой скорости.



Рис. 3.22. Оценка углов ориентации во время стабилизации аппарата



Рис. 3.23. Оценка угловой скорости относительно ОСК во время стабилизации аппарата



Рис. 3.24. Измерения угловой скорости во время стабилизации аппарата

Рис. 3.25 и 3.26 иллюстрируют переключение между фильтрами Калмана с использованием разных датчиков при попадании КА в тень Земли.



Рис. 3.25. Оценка углов ориентации во время переходов между освещенными и теневыми участками орбиты



Рис. 3.26. Оценка угловой скорости во время переходов между освещенными и теневыми участками орбиты

По графикам заметно ухудшение точности оценки ориентации КА при входе на теневой участок орбиты. Это связано с существенным дрейфом сдвига нуля датчиков угловой скорости. При выходе на освещенную часть орбиты фильтр Калмана быстро сходится и ориентации КА восстанавливается.

3.5. Результаты летных испытаний алгоритма «Sdot»

Осью максимального момента инерции КА «Чибис-М» является третья. Поскольку анализ в Главе 2 проводился для третьей выделенной оси в теле КА, в рассматриваемом случае аппарат должен стабилизироваться в положениях $\cos \theta = 1$ или $\cos \theta = -1$. Вектор кинетического момента аналогично должен оказаться в положении $\cos \gamma = 1$ или $\cos \gamma = -1$. На Рис. 3.27 и 3.28 приведены соответствующие графики согласно телеметрии СОС, полученной 9 ноября 2013 года. Предложенный алгоритм «Sdot» работал около 25 минут. Аппарат был успешно стабилизован в положении $\gamma \approx \pi$ и $\theta \approx \pi$. Далее следует разрыв в данных телеметрии, и через 70 минут телеметрия снова была получена. В течение этого времени КА, по всей видимости, также успешно поддерживал требуемую ориентацию. В целом период работы алгоритма составил около полутора часов.



Рис. 3.27. Ориентация вектора кинетического момента



Рис. 3.28. Ориентация оси максимального момента инерции

На Рис. 3.29 и 3.30 приведены аналогичные результаты для телеметрии, полученной 14 ноября 2013 года. Спутник занимает положение $\gamma \approx 0$, $\theta \approx \pi$, в данных телеметрии опять есть пробел.



Рис. 3.29. Ориентация вектора кинетического момента



Рис. 3.30. Ориентация оси максимального момента инерции

На Рис. 3.31 и 3.32 приведены данные телеметрии на 18 ноября 2013 года. Спутник приходит в положение $\gamma \approx 0$, $\theta \approx 0$, однако проходит около положения $\gamma \approx \pi$ в переходном процессе.



Рис. 3.31. Ориентация вектора кинетического момента



Рис. 3.32. Ориентация оси максимального момента инерции

Летные данные, как и результаты численного моделирования, частично подтверждают результат, задаваемый соотношением (2.18). На рис. 3.33 приведена величина кинетического момента спутника (данные 8 ноября 2013 года)



Рис. 3.33. Величина кинетического момента спутника

Величина кинетического момента стремится к постоянному значению. Однако соотношение (2.18) оказывается недостаточно точным для предсказания этой величины.

Заключение

В диссертации предложен и комплексно исследован новый алгоритм магнитной ориентации спутника. Алгоритм использует магнитные катушки в качестве исполнительных элементов и показания солнечного датчика. Предложена схема формирования алгоритма управления, позволяющего осуществлять разворот спутника в инерциальном пространстве с помощью магнитных катушек и солнечных датчиков.

С использованием 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.

Выносимые на защиту результаты и положения:

– 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.

88

– 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.

Литература

- Артюхин Ю.П., Каргу Л.И., Симаев В.Л. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Наука, 1979. 295 с.
- Ergin E.I., Wheeler P.C. Magnetic Attitude Control of a Spinning Satellite // AIAA First Annual Meeting. 1964. Paper 64-235.
- 3. Renard M.L. Command laws for magnetic attitude control of spin-stabilized Earth satellites // J. Spacecr. Rockets. 1967. V. 4, № 2. p. 156–163.
- 4. Wheeler P.C. Spinning Spacecraft Attitude Control via the Environmental Magnetic Field // J. Spacecr. Rockets. 1967. V. 4, № 12. p. 1631–1637.
- Stickler A.C. A Magnetic Control System for Attitude Acquisition // Ithaco, Inc., Rep. N 90345. 1972.
- Stickler A.C., Alfriend K.T. Elementary Magnetic Attitude Control System // J. Spacecr. Rockets. 1976. V. 13, № 5. p. 282–287.
- Shigehara M. Geomagnetic attitude control of an axisymmetric spinning satellite // J. Spacecr. Rockets. 1972. V. 9, № 6. p. 391–398.
- Ferreira L.D.D., da Cruz J.J. Attitude and spin rate control of a spinning satellite using geomagnetic field // J. Guid. Control. Dyn. 1991. V. 14, № 1. p. 216–218.
- Shrivastava S.K., Modi V.J. Satellite attitude dynamics and control in the presence of environmental torques a brief survey // J. Guid. Control. Dyn. 1983. V. 6, № 6. p. 461–471.
- Silani E., Lovera M. Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results // Control Eng. Pract. 2005. V. 13, № 3. p. 357–371.
- Hara M. Effects of Magnetic and Gravitational Torques on Spinning Satellite Attitude // AIAA J. 1973. V. 11, № 12. p. 1737–1742.
- 12. Pulecchi T., Lovera M., Varga A. Optimal Discrete-Time Design of Magnetic Attitude Control Laws // 6th International ESA Conference on

Guidance, Navigation and Control Systems. Loutraki, Greece, 2005. Paper 47.

- Lovera M., Astolfi A. Spacecraft attitude control using magnetic actuators // Automatica. 2004. V. 40, № 8. p. 1405–1414.
- 14. Алпатов А.П. et al. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления. Москва: Машиностроение, 1978. 200 с.
- 15. Junkins J.L., Carrington C.K., Williams C.E. Time-Optimal Magnetic Attitude Maneuvers // J. Guid. Control. Dyn. 1981. V. 4, № 4. p. 363–368.
- 16. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
- Arduini C., Baiocco P. Active Magnetic Damping Attitude Control for Gravity Gradient Stabilized Spacecraft // J. Guid. Control. Dyn. 1997. V. 20, № 1. p. 117–122.
- Bhat S.P., Dham A.S. Controllability of spacecraft attitude under magnetic actuation // 42nd IEEE International Conference on Decision and Control. Maui, HI, USA: IEEE, 2003. V. 3. p. 2383–2388.
- Морозов В.М., Каленова В.И. Управление спутником при помощи магнитных моментов: управляемость и алгоритмы стабилизации // Космические исследования. 2020. Т. 58, № 3. с. 199–207.
- Makovec K., Turner A., Hall C. Design and implementation of a nanosatellite attitude determination and control system // Adv. Astronaut. Sci. 2001. V. 109. p. 167–186.
- Tabuada P. et al. A Predictive Algorithm For Attitude Stabilization And Spin Control Of Small Satellites // European Control Conference. Karlsruhe, Germany, 1999. p. 4.
- 22. Leonard B.S. NPSAT1 magnetic attitude control system // Proc. of the 16th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Utah, 2002. p. 7.
- 23. Guelman M. et al. Design and testing of magnetic controllers for Satellite stabilization // Acta Astronaut. 2005. V. 56, № 1–2. p. 231–239.

- 24. Pittelkau M.E. Optimal periodic control for spacecraft pointing and attitude determination // J. Guid. Control. Dyn. 1993. V. 16, № 6. p. 1078–1084.
- 25. Alfriend K.T. Magnetic attitude control system for dual-spin satellites // AIAA J. 1975. V. 13, № 6. p. 817–822.
- 26. Meng T. et al. Attitude stabilization of a pico-satellite by momentum wheel and magnetic coils // J. Zhejiang Univ. 2009. V. 10, № 11. p. 1617–1623.
- Jung J., Kuzuya N., Alvarez J. The design of the OPAL attitude control system // 10th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Utah, 1996. p. 6.
- 28. Flatley T.W. et al. A B-dot acquisition controller for the RADARSAT spacecraft // Flight Mechanics Symposium. Greenbelt, 1997. p. 79–89.
- 29. You H., Jan Y. Sun Pointing Attitude Control with Magnetic Torquers Only// International Astronautical Congress. 2006. Paper IAC-06-C1.2.01.
- 30. Jan Y.W., Tsai J.-R. Active control for initial attitude acquisition using magnetic torquers // Acta Astronaut. 2005. V. 57, № 9. p. 754–759.
- 31. Kim J., Worrall K. Sun tracking controller for UKube-1 using magnetic torquer only // IFAC Proc. Vol. 2013. V. 46, № 19. p. 541–546.
- 32. 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.
- 33. Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites // Prog. Aerosp. Sci. 2019.
- Гаусс К.Ф. Избранные труды по земному магнетизму. Ленинград: АН СССР, 1952. 343 с.
- 35. Яновский Б.М. Земной магнетизм. Ленинград: Изд-во Ленинградского университета, 1978. 592 с.
- 36. IGRF: http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html WMM: https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/wmm_ddownload.shtml.

- 37. Antipov K.A., Tikhonov A.A. Multipole models of the geomagnetic field: Construction of the Nth approximation // Geomagn. Aeron. 2013. V. 53, № 2.
 p. 257–267.
- Белецкий В.В., Хентов А.А. Вращательное движение намагниченного спутника. М.: Наука, 1985. 288 с.
- Белецкий В.В., Новогребельский А.Б. Существование устойчивых относительных равновесий искусственного спутника в модельном магнитном поле // Астрономический журнал. 1973. Т. 50, № 2. с. 327– 335.
- 40. Zajac E.E. Some simple solutions relating to magnetic attitude control of satellites // 4th US National Congress on Applied Mechanics. Berkeley, 1962.
 p. 449–456.
- Булгаков Б.В. Прикладная теория гироскопов. Москва: Гостехиздат, 1939. 258 с.
- 42. Белецкий В.В. Эволюция вращения динамически-симметричного спутника // Космические исследования. 1963. Т. 1, № 3. с. 339–385.
- Черноусько Ф.Л. О движении спутника относительно центра масс под действием гравитационных моментов // Прикладные математика и механика. 1963. Т. 27, № 3. с. 473–483.
- 44. Уиттекер Е.Т. Аналитическая динамика. М.-Л.: Гостехиздат, 1937. 586 с.
- 45. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. М.: Изд-во Московского университета, 1975. 308 с.
- 46. Арнольд В.И., Нейштадт А.И., Козлов В.В. Динамические системы-3 / под ред. Арнольд В.И. Москва: ВИНИТИ, 1985. 303 с.
- 47. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. 2nd ed. / ed. Vallado D.A. El Segundo: Microcosm, Inc, 2001. 958 p.
- 48. Иванов Д.С. et al. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибис-М" на лабораторном стенде // Известия РАН.

Теория и системы управления. 2012. № 1. с. 118–137.

- 49. Busch S. et al. UWE-3, in-orbit performance and lessons learned of a modular and flexible satellite bus for future pico-satellite formations // Acta Astronaut. 2015. V. 117. p. 73–89.
- 50. Ovchinnikov M.Y., Tkachev S.S., Karpenko S.O. A Study of Angular Motion of the Chibis-M Microsatellite with Three-Axis Flywheel Control // Cosm. Res. 2012. V. 50, № 6. p. 431–440.

Приложение А. Описание комплекса бортовых программ микроспутника Чибис-М

Общее описание комплекса

Основные требования диктуются функционалом, который должен выполнять БВМ в составе системы управления. Функционал можно разделить на группы следующим образом:

- функции ввода данных;

- функции обработки входных данных;
- вычислительные функции;
- функции вывода данных;

- функции обмена данными с «внешним миром»;

-функции, обеспечивающие живучесть системы (супервизорные функции);

- сервисные функции.

Почти все они должны выполняться автономно. Таким образом, систему управления можно рассматривать как удаленный «агент», который в штатном режиме функционирует автономно с целью решения основной своей задачи – обеспечения заданной ориентации с максимальной точностью в течение заданного времени.

Система управления микроспутника обеспечивает следующий набор функций:

- 1. Определяет собственную ориентацию в пространстве относительно осей заданной системы координат. Для этого служат датчики ориентации и специальные алгоритмы обработки их измерений.
- Выполняет стабилизацию относительно осей заданной системы координат. Для этого используются специальные алгоритмы, обрабатывающие данные измерений и подающие величины

рассогласований текущего и требуемого положения на исполнительные элементы.

- 3. Ведет радиообмен с центром управления: получает исходные данные, план работ, передает телеметрию.
- 4. Выполняет контроль работоспособности элементов системы, выполняя т.н. супервизорный контроль. В случае выхода из строя отдельных узлов эта функция отвечает за реконфигурацию системы таким образом, чтобы система управления оставалась работоспособна, и потери качества управления были минимальными.

Традиционно столь разные задачи решаются различными аппаратнопрограммными подсистемами, работающими каждая на собственном контроллере. Такая схема обеспечивает относительную простоту разработки каждой из подсистем в отдельности, а также ее тестирование, хотя и усложняет сборку системы и организацию взаимодействия между модулями.

В нашем случае используется централизованная схема БВМ, которая берет весь перечисленный функционал на себя.

Функции ввода данных включают в себя опрос данных:

- с солнечных датчиков;
- с магнитометра;
- с датчиков угловой скорости;
- с датчиков скорости вращения двигателей-маховиков;
- с датчиков тока;
- с датчиков температуры.

Функции обработки данных включают в себя:

- обработку измерений солнечных датчиков (калибровочные поправки, пересчет, усреднение);
- обработку измерений магнитометра (калибровочные поправки, усреднение);

- обработку измерений ДУС (калибровочные поправки, пересчет, усреднение);
- обработку измерений датчиков скорости вращения двигателеймаховиков (калибровочные поправки, пересчет, усреднение);
- обработку измерений датчиков тока (калибровочные поправки, пересчет);
- обработку измерений датчиков температуры (калибровочные поправки, пересчет).

Вычислительные функции включают в себя:

- модели (прогноз движения по орбите, вокруг центра масс, движения Солнца, параметры магнитного поля);
- алгоритмы определения ориентации (фильтр Калмана, локальные методы);
- алгоритмы стабилизации (магнитное управление, управление двигателями-маховиками);
- пересчеты систем координат.

Функции вывода данных включают в себя:

- выдачу управляющих кодов на двигатели-маховики;
- выдачу управляющих кодов на электромагнитные катушки;
- выдачу команд солнечным датчикам;
- выдачу команд магнитометру;
- выдачу команд управления ключами питания.

Функции радиообмена данными с наземным Центром управления полетом (ЦУП) включают в себя:

- получение команд управления и данных извне, распаковка и доставка их соответствующим подсистемам по последовательной шине данных;
- формирование пакетов телеметрии, их передача в последовательную шину данных;

 воспроизведение телеметрии, записанной в памяти, формирование из нее пакетов телеметрии, их передача в последовательную шину данных;
 Данные, которые требуется передавать из ЦУП на борт:

• коррекция бортовых часов реального времени;

- границы рабочих температур, потребляемых токов приборов (для супервизора);
- калибровочные коэффициенты для датчиков и исполнительных элементов;
- коэффициенты управления алгоритмов ориентации;
- флаги использования тех или иных моделей внешней среды (модели МПЗ, движения вокруг центра масс и т.п.);
- орбитальные элементы;
- обновления бортового ПО;
- уставки бортовому супервизору.

Команды, которые требуется передавать из ЦУП на борт:

- ручное управление приборами и подсистемами;
- автоматическое управление системой стабилизации;
- контроль параметров телеметрии.

Команды автоматического управления включают в себя:

- переключения режимов определения ориентации;
- переключения режимов стабилизации;

Команды контроля телеметрии включают в себя:

- команды передачи телеметрии в реальном времени от заданных подсистем с заданной частотой;
- команды воспроизведения телеметрии, записанной во флэш-памяти, за заданный интервал времени;
- команды создания дампов памяти.

С борта на Землю должны передаваться следующие данные:

- квитанции на полученные с Земли команды;
- массивы телеметрии о работе подсистем.

Супервизорные функции включают в себя:

- управление логикой работы подсистем;
- контроль за работоспособностью последовательной шины данных;
- контроль за сбоями датчиков ориентации;
- контроль за сбоями в работе исполнительных элементов;
- парирование отказов.

Сервисные функции включают в себя:

- ведения журналов ошибок и событий;
- чтения и записи конфигурации.

Прямые требования приводят к необходимости реализации следующего функционала:

- обеспечение механизма распределения процессорного времени и прочих ресурсов БВМ каждому из модулей в соответствии с его потребностями;
- разработка протокола обмена данными между модулями (структура, механизм синхронизации доступа к данным);
- разработка универсального механизма хранения, записи и чтения данных в энергонезависимой памяти (массивы конфигурации), контроля их целостности и валидности.

Наиболее естественным способом организации распределения процессорного времени является использование многопоточной среды. Например, пусть каждому модулю соответствует один поток. В этом случае за организацию переключения потоков отвечает специальный планировщик, который управляет длительностью выполнения потока на процессоре в соответствии с его приоритетом, и переключает контексты потоков между собой. Для организации механизма чтения, записи и хранения данных наиболее подходящим механизмом является организация файловой системы.

Кроме вышеперечисленных, есть еще ряд специфичных требований к БПК:

- гибкость системы, возможность расширения функционала,
- возможность портирования на другие платформы;
- надежность;
- простота разработки и отладки;
- максимально широкое использование стандартов (ANSI, POSIX, OSI).

Все эти требования приводят к необходимости использования ПО в составе операционной системы (ОС), такой как ECOS. Данная ОС оптимальным образом управляет потоками, поддерживает файловую систему, обеспечивает механизмы синхронизации доступа к данным, поддерживает стандарты, возможность отладки и прочие специальные требования, перечисленные выше. В то же время она требует относительно немного ресурсов БВМ.

Требование обеспечения ввода и вывода данных с устройств, а также обработки данных с этих устройств приводит к необходимости вводить в ПО абстракции типа «драйвер устройства», «драйвер исполнительного элемента». Они должны скрыть особенности работы с данным конкретным устройством от разработчиков ПО более высокого уровня, иметь простой интерфейс типа функций чтения, записи, инициализации и освобождения ресурсов. Использование стандартных последовательных информационных интерфейсов (CAN, I2C, SPI, RS485) из разных мест программы приводит к необходимости вводить в ПО абстракции типа «драйвер шины данных». Они должны скрыть особенности работы с данной конкретной шиной от ее пользователей, иметь простой интерфейс. Перечень вычислительных функций приводит к возможности разбить задачи, решаемые ПО, на задачу моделирования, задачу определения ориентации и задачу стабилизации.

100

Таким образом, можно ввести абстракции «модели», «система определения ориентации», «система стабилизации». Они должны скрыть особенности работы с данной реализацией соответствующих алгоритмов, иметь простой интерфейс. Функции обмена данными между модулями приводит к необходимости введения абстракции типа «внешняя программная шина данных». Она должна обеспечить универсальный интерфейс, или протокол обмена данными между модулями бортового ПО. Супервизорные функции приводят к необходимости введения абстракции типа «Супервизор». Она должна содержать в себе особенности переключения логики работы, контроля и парирования отказов от ее пользователей.

Термин «драйвер» упоминается в тех случаях, когда ПО имеет дело непосредственно с аппаратными ресурсами.

Как видно, основные блоки ПО по смыслу повторяют функционал нескольких аппаратно-программных подсистем, которые обычно работают независимо друг от друга. В нашем случае, однако, функционал каждого из модулей выполняется на одном процессоре. При этом каждый из модулей должен работать по собственному, независимому одно от другого расписанию, и использовать собственный набор данных и методов.

Основные модули комплекса программ

Бортовое ПО состоит из следующих типов модулей:

- библиотек моделей;
- библиотек общего пользования;
- базовых модулей системы управления;
- драйверов элементов системы управления;
- драйверов шин данных;
- уровня HAL (ECOS Hardware Abstraction Layer).

Таблица А.1. Основные модули и драйвера БПК

Название	Описание	
Библиотеки		
Библиотека общего пользования	Математические функции, работа со	
	строками, отладка, обработка	
	ошибок и т.д.	
Базовые модули системы управления		
Модуль супервизора	Отвечает за переключения режимов	
	системы ориентации, детектирование	
	и парирование отказов, управление	
	сторожевым таймером, коррекцию	
	бортового времени	
Модуль системы стабилизации	Отвечает за реализацию алгоритмов	
	стабилизации маховиками и	
	токовыми катушками по данным от	
	системы определения ориентации;	
	выдает управляющие коды в	
	драйвера соответствующих	
	исполнительных элементов	
Модуль системы	Отвечает за реализацию алгоритмов	
определения ориентации	определения ориентации с	
	использованием соответствующих	
	датчиков; обменивается данными с	
	драйверами датчиков ориентации;	
	передает данные об ориентации	
Модуль телеметрии	Опрашивает модули для получения	
	ТМ-данных, управляет хранением	
	пакетов ТМ-данных до того момента,	

	пока не состоится их сброс на Землю,	
	обращение к флэш-памяти	
Модуль коммуникаций	Отвечает за обмен данными с	
	внешней системой управления	
	спутника	
Модуль команд и данных	Обеспечивает связь между модулями	
Модуль моделей	Реализует модели прогноза движения	
	по орбите, IGRF, движения Солнца и	
	т.д.	
Драйвера элементов системы управления		
Драйвер маховиков	Отвечает за обмен данными с	
	маховиками	
Драйвер катушек	Отвечает за выдачу управления на	
	электромагнитные катушки	
Драйвер ДУС	Отвечает за обмен данными с ДУС	
Драйвер магнитометра	Отвечает за обмен данными с	
	магнитометром	
Драйвер солнечных датчиков	Отвечает за обмен данными с	
	солнечными датчиками	
Драйвер файловой системы JFFS2	Отвечает за управление файловой	
	системой JFFS2	
Драйвер коммуникаций	Отвечает за специализированный	
	протокол обмена с внешней	
	системой управления	
Драйвера последовательных шин данных и специальные драйвера		
Драйвер АЦП	Отвечает за опрос аналоговых	
	датчиков температуры	
Драйвер WDT	Отвечает за управление аппаратными	

	ресурсами WDT
Драйвер шины I2C	Отвечает за управление аппаратными
	ресурсами шины I2C
Драйвер шины SPI	Отвечает за управление аппаратными
	ресурсами шины SPI
Драйвер шины RS485	Отвечает за управление аппаратными
	ресурсами шины RS485
Драйвер шины CAN	Отвечает за управление аппаратными
	ресурсами шины CAN
Драйвер параллельной шины	Обмен данными с FPGA

Модуль – часть бортового ПО, оформленная в виде библиотеки, которая реализует ту или иную функциональную часть бортового ПО. Каждому программному модулю присвоен номер (ID), который уникален внутри ПО.

Большинство модулей могут содержать один или несколько потоков (threads). Потоки могут быть использованы для управления внешними устройствами, выполнения фоновых вычислений (например, расчетов ориентации) или действий (контроль энергопитания супервизором) и т.д.

Каждый модуль имеет набор переменных, характеризующих его состояние и настройки. Под состоянием могут подразумеваться режим работы, количество и коды ошибок, имевших место во время его работы, время с момента включения и т.д. Состояние может меняться в процессе работы модуля вследствие работы алгоритма, опроса датчиков, принятия решений и т.д. После перезагрузки системы эти параметры как правило обнуляются/сбрасываются.

Под настройками могут подразумеваться алгоритм работы модуля, частота опроса внутренней телеметрии, период опроса датчиков, число точек для усреднения измерения и т.д. Эти параметры, как правило, могут меняться только по командам с Земли. При изменении с Земли они записываются в специальные конфигурационные файлы для того, чтобы после сброса питания иметь возможность быть восстановленными.

Настройки могут быть заданными по умолчанию (используются в том случае, если отсутствует или поврежден конфигурационный файл) либо прочитанными из файла конфигурации (в файле они тоже, в частности, могут быть записаны такими же, как по умолчанию), записанного во флэш-память.

И настройки, и параметры конфигурации могут быть получены с использованием соответствующих команд, выдаваемых с Земли.



Почти все модули содержат функции, написанные по следующим шаблонам:

функция запуска модуля:

```
bool module start control (void)
{
 bool ok = true;
 if (fModuleInitialized)
        return ok;
 cdh getparameter ( MGR MODULE ERRORS, NULL, DATA REMOVE ALL );
 cdh get command( MODULE MODULE, NULL, CDH FLUSH QUEUE );
 if(!module read config( &module info))
 {
         //set default values, and add error message in the log
         stb add err log(ERR MODULE IO CONFIG READ, 0 );
 }
 if(ok)
 {
         fModuleInitialized = true;
         cyg thread create(PRIO MGR, module control loop, (cyg addrword t) 0,
                        "module control loop", &s module control[0], STACK SIZE*3,
                        &th module control, &t module control);
 }
 return ok;
}
```

fModuleInitialized - флаг готовности (успешной инициализации) модуля;

cdh_getparameter - функция получения данных от Менеджера команд и данных. Флаг DATA_REMOVE_ALL означает очистку всей очереди данных, если она была ненулевой к этому времени.

cdh_get_command - функция получения команд от Менеджера команд и данных, CDH_FLUSH_QUEUE означает очистку всей очереди команд, если она была ненулевой к этому времени.

module_read_config — функция чтения конфигурации модуля из флэш-памяти в структуру module_info. В случае неудачи при чтении полям структуры module_info выставляются значения по умолчанию, и в журнал заносится сообщение об ошибке.

Далее функцией cyg_thread_create создается поток по имени module_control_loop, выполняющий главную задачу модуля: непрерывное определения ориентации, опрос датчиков и т.д.

Функция потока *module_control_loop* имеет вид:

```
static void module_control_loop() {
  while(fModuleInitialized)
  {
    com2module();
  // do something periodically: cal orientation, stabilize system, poll sensors etc
    cyg_thread_delay(50);
  };
}
```

Как видно, поток работает до тех пор, пока флаг fModuleInitialized равен

единице.

com2module – функция – диспетчер команд, передаваемых для модуля через Менеджер команд и данных. Имеет вид: void com2module()

```
{
 cdh get command( MODULE MODULE, &the msg, CDH GET FLAGS );
 switch( the_msg.msg_id )
 {
        case COMMAND 01:
        //dispatch the command
        break;
        case COMMAND 02:
        //dispatch the command
        break;
        ....
        default:
        ok = false;
 }
 if(!ok)
 stb_add_err_log(ERR_MODULE_DISPATCH, 0 );
```

}

Функция module_add_err_log добавления в журнал сообщения об ошибке

имеет вид:

```
void module_add_err_log(uchar ucode, uchar uext )
{
    mgr_errcode_info tmperr;
    memset( &tmperr, 0x00, sizeof(tmperr));
    tmperr.time_stamp = get_obc_time();
    tmperr.umgr = MODULE_MODULE;
    tmperr.uerror = ucode;
    cdh_setparameter( MGR_MODULE_ERRORS, &tmperr, CDH_SET_FLAGS );
}
```

mgr_errcode_info - универсальная структура, описывающая код ошибки и ее контекст.

Функция останова модуля имеет вид:

```
void stb_stop_control(void)
{
    if(!fModuleInitialized)
        return;

    fModuleInitialized = false;
    cyg_thread_delay(100);

    cyg_thread_delay(100);

    cyg_thread_delete(th_module_control);
    cdh_get_command( MODULE_MODULE, NULL, CDH_FLUSH_QUEUE );
}
```

После ее вызова поток завершает свою работу. Функции *cyg_thread_delay*, *cyg_thread_kill*, *cyg_thread_delete* являются служебными и отвечают за завершение потока *module_control_loop* и его закрытие.
Наконец, еще одна часто используемая функция – получить текущее состояние модуля (например, требуется по команде с Земли). В данном примере состояние модуля описывается структурой *module_stat*.

Наземный сегмент и БПК обмениваются данными посредством команд, массивов данных и квитанций. Команды, массивы и квитанции могут быть использованы также для организации взаимодействия между модулями внутри ПО.

Команда – запрос к модулю выполнить действие. Каждая команда характеризуется тем, что не имеет аргументов, и может потребовать выдачи квитанции подтверждения. Каждая команда имеет уникальный порядковый номер.

При получении команды на борту она кладется в очередь. Каждый модуль время от времени обращается к очереди, нет ли для него команды. Если есть, он ее из очереди извлекает и исполняет.

Массив данных – структура, имеющая универсальный заголовок *cdh_message*, содержащий информацию о том, кому предназначен массив, кто его отправитель, когда он был сформирован, тип данных и т.д. Вид заголовка описан далее.

Вслед за заголовком следуют специальные структуры данных, предназначенные для того или иного модуля (в случае передачи с Земли на борт) или сформированные для того или иного модуля (в случае передачи с борта на Землю). Таким образом, информация, какому модулю предназначена структура, содержится в заголовке. Аналогично, о том, от какого модуля данные и какого они типа, также ясно из этого заголовка.

При получении массива на борту он кладется в очередь. Каждый модуль время от времени обращается к очереди, нет ли для него массива. Если есть, он массив из очереди извлекает и использует.

Бортовое время является одним из критических параметров системы. Оно измеряется в миллисекундах с 1 января 2010 г. Дискретность измерения ~ 10

миллисекунд. Для коррекции бортового времени используется набор команд, экспортируемых Супервизором, и доступных для вызова с наземного комплекса.

Бортовой таймер работает всегда, но это не значит, что он был установлен с наземной станции. В процессе работы бортового ПО периодически (примерно раз в минуту), а также всякий раз, когда система штатно перезагрузится, значение таймера сохраняется во флэш-память И при загрузке восстанавливается. Таким образом, текущее реальное время на борту станет временем с момента перезагрузки (январь 2010 г плюс время, записанное во флэш-памяти). Поэтому первым делом после перезагрузки первой телекомандой с Земли должна быть проведена коррекция часов бортового реального времени.

Для связи между БПК и внешней системой управления используется стандартный формат пакетов. Пакет состоит из заголовка и самих данных. Заголовок данных имеет вид:

```
typedef struct tag_cdh_message
{
    ulong framesync;
    ulong time_stamp;
    uchar msg_id;
    uchar uModuleID;
    ulong uReservedLong;
    usint data_length;
} cdh_message;
```

Поле *framesync* – код синхронизации – признак начала кадра. 0xAABBCCDD.

Поле: *time_stamp* – время выполнения команды в секундах (с 01.01.2010 00:00:00).

Поле: *msg_id* — идентификатор массива.

Поле *uModuleID* – идентификатор модуля, которому предназначен массив.

Поле *data_length* – длина данных, следующих сразу за заголовком, в байтах.

Заголовок данных, передаваемых от БПК во внешнюю систему управления,

имеет вид:

```
typedef struct tag_gnd_message
{
  ulong framesync;
  ulong time_stamp;
  uchar msg_id;
  uchar msg_status;
  uchar uReserved[4];
  usint data_length;
} gnd message;
```

Поле: *framesync* – код синхронизации для поиска начала кадра 0xAABBCCDD

Поле: *time_stamp* – время создания кадра, в секундах (с 01.01.2010 00:00:00)

Поле: *msg_id* – код кадра. Каждому коду соответствует свой тип структуры, передаваемой сразу за заголовком.

Поле: *msg_status* – код кадра. Возможные коды:

- GND_FRAME_CODE_INFO информационный кадр
- GND_FRAME_CODE_ALARM кадр-предупреждение
- GND_FRAME_CODE_STOP кадр-сигнал об аварии.

Поле: *data_length* – длина массива данных, передаваемых вслед за заголовком.

Программным модулям нежелательно напрямую общаться друг с другом из-за необходимости синхронизации доступа к общим данным. Для связи используется только пакетный обмен и Менеджер команд и данных.

Подразумевается, что модуль регулярно проверяет свою очередь команд и массивов, используя соответствующую функцию Менеджера команд и данных. Частота опроса – дело самого модуля. Для синхронизации доступа к данным

использованы специальные объекты выбранной ОС по управлению многопоточностью и многозадачностью – мьютексы.

Менеджер команд и данных – модуль, который обеспечивает связь между модулями и между модулями и наземным сегментом.

Он отвечает за обмен пакетами и организацию очереди пакетов, ждущих обработки.

Менеджер команд и данных обеспечивает каждый модуль специальными очередями, похожими по принципу организации на т.н. «почтовые ящики» (mailbox), причем размер каждой очереди может быть задан в зависимости от требований модуля.

Модуль отправляет пакет другому модулю или наземной станции управления с использованием Менеджера команд и данных, передавая в качестве параметров ID типа данных и указатель на сами данные с использованием функции *cdh_setparameter*. Если для пакета есть место в очереди, он туда кладется, иначе отправителю возвращается сообщение об ошибке. Далее передающий модуль сам решает, что делать в этом случае.

Чтобы получить пакеты, модуль должен вызвать соответствующую функцию Менеджера команд и данных ($cdh_get_command$, $cdh_getparameter$) с параметрами: ID типа данных и указателем на адрес, куда класть данные.

Основными задачами данного модуля является обеспечение единого интерфейса обмена данными с остальными модулями между собой. Для этой цели он организует т.н. очереди (queues), в которые модуль-генератор кладет данные определенного типа, а модуль-потребитель их забирает. Данные в очереди хранятся в порядке их поступления. Размер очереди ограничен и зависит от типа данных (от 3 до 10 элементов). В том случае, если при добавлении очередного элемента в очередь она оказывается переполненной, из ее начала удаляется самый старый элемент, а в конец добавляется самый свежий.

112

При получении данных из очереди процесс-потребитель имеет возможность запросить самый старый элемент, самый свежий элемент, получить все элементы очереди, а также очистить очередь от хранящихся в ней элементов. Доступ к элементам потокобезопасен, т.е. синхронизирован с использованием специальных синхронизирующих объектов (мьютексов).

Ocновные функции модуля, используемые остальными библиотеками: bool cdh_getparameter(uchar uDataType, void* lpDataPtr, uchar tmp)

Получить данные из очереди типа *uDataType* и поместить их в область памяти *lpDataPtr*. Флаг *tmp* показывает, какие данные требуются: самые свежие, самые старые или вся очередь.

bool cdh_setparameter(uchar uDataType, void* lpDataPtr, uchar uDataFlag)

Положить данные из области памяти *lpDataPtr* в очередь типа *uDataType*. Флаг *uDataFlag* пока не используется. Данные кладутся в конец очереди.

bool cdh_add_command(uchar umod_id, uchar u_cmd, uchar* bdata, uint nlen, ulong utime)

Положить команду типа *u_cmd* для модуля *umod_id* в специальную очередь команд. Команда также может иметь параметры, они лежат в области памяти по указателю *bdata* и имеют длину *nlen*. Функция используется, например, CAN-драйвером при получении команд с Земли.

bool cdh get command(uchar umod id, cdh message* lp msg, uchar uCmdFlag)

Каждый модуль циклически вызывает эту функцию в ожидании команды для себя. Параметр *umod_id* – это идентификатор модуля, указатель на структуру *lp_msg* – эта структура заполняется в случае получения команды (ее наличия в очереди). После получения команда из очереди удаляется. Флаг *uCmdFlag* показывает, что надо сделать: забрать данные или очистить очередь команд этого модуля.

bool cdh_push_gnd_acknowlege(uchar res, uchar uMsgType, ulong utime)

Каждый модуль использует эту функцию в случае, когда в ответ на ту или иную команду требуется отправить на Землю квитанцию. Для квитанций используется отдельная очередь, данные из которой по мере возможностей забираются драйвером коммуникаций для отправки по CAN. Параметр res - тип квитанции (положительная, отрицательная).

bool cdh_push_gnd_message(uchar uMsgId, uchar uMsgType, ulong utime, uchar* lp_data, uint nlen)

Каждый модуль использует эту функцию в случае, когда в ответ на ту или иную команду требуется отправить на Землю массив данных типа umsgld с указателем lp_data и длины nlen. Для отправляемых данных используется отдельная очередь, данные из которой по мере возможностей забираются драйвером коммуникаций для отправки по САN.

Супервизор выполняет следующие функции:

- 1. Управляет запуском всех остальных модулей;
- 2. Периодически обращается к сторожевому таймеру;
- 3. Аппаратный сторожевой таймер должен периодически сбрасываться для того, чтобы избежать аппаратной перезагрузки бортового компьютера;
- 4. Реализует логику защиты от сбоев;
- 5. Реализует логику переключения режимов ориентации.

Рассмотрим процесс запуска Супервизора.



Точкой входа (старта) супервизора является функция *svr_start_control*. Далее внутри этой функции выполняется следующая последовательность вызовов: *Svr_read_config()* – чтение конфигурации супервизора из флэш-памяти. Если конфигурация отсутствует, берутся параметры конфигурации по умолчанию.

Svr_power_configure() – инициализация ключей управления питанием.

Svr_select_mode() – вызов функций инициализации остальных модулей БВК. Выполняется в следующей последовательности:

- MODULE_CDH,
- MODULE_TM,
- MODULE_MOD,
- MODULE_AOS,
- MODULE_STB,
- MODULE_COM.

Svr_control_loop() – инициализация сторожевого таймера, а также запуск потока управления режимами системы ориентации, а также приема и обработки команд модуля Супервизора.

Cdh_push_gnd_acknowlege() – отправка во внешнюю систему управления пакета о готовности к работе.

Цель *менеджера телеметрии* – обеспечить возможность регулярного периодического сбора телеметрии, ее передачу в линию связи.

Менеджер опрашивает некоторые модули на предмет выдачи телеметрической информации с определенным периодом.

Поскольку спутник находится вне зоны связи большую часть времени, необходимо хранить на борту данные до того момента, пока они не будут сброшены на наземную станцию.

Регулярные телеметрические данные могут поступать в стандартном и расширенном формате. Стандартная телеметрия имеет вид:

```
typedef struct tag_cdh_beacon_status
{
    uchar uAosMode;
    uchar uStbMode;
```

```
uchar uSvrMode;
uchar uFlags;
uchar uPowerStatus;
ushort uRebootCounter;
uchar errors_num;
```

} cdh_beacon_status;

Поле *uAosMode* – алгоритм работы системы определения ориентации

Поле *uStbMode* – режим работы системы стабилизации.

Поле *uSvrMode* – режим работы супервизора

Поле *uFlags* – флаги состояния – освещенность солнцем, режим системы стабилизации: рабочий или холостой ход; режим системы определения ориентации: рабочий или холостой ход.

Поле uPowerStatus – флаги работы источников питания

Поле uRebootCounter – общий счетчик перезагрузок компьютера

Поле errors_num - суммарное число ошибок модулей

Расширенная телеметрия имеет вид

```
typedef struct tag_cdh_regular_summary
{
   aos_orientation_status aos_orient;
   aos_orientation_measurements aos_measure;
   aos_stat aos_tm;
   stb_stat stb_tm;
   svr_stat svr_tm;
   svr_config svr_cfg
} cdh regular summary
```

aos_orient – Структура, содержащая параметры ориентации аппарата (углы, угловые скорости относительно различных СК).

aos_measure – Структура, содержащая информацию об измерениях датчиков определения ориентации: магнитометра, СД, ДУС.

aos_tm – Структура, содержащая обобщенный текущий статус модуля определения ориентации (коды ошибок алгоритмов, датчиков и т.д.).

stb_tm – Структура, содержащая текущий статус работы системы стабилизации: ошибки, текущая конфигурация, состояние исполнительных элементов.

svr_tm – Структура, содержащая текущее состояние модуля супервизора (внутренние ошибки, ошибки модулей, результат инициализации).

svr_cfg – Структура, содержащая текущие общие настройки модуля супервизора.

Последовательность загрузки бортового программного комплекса системы управления микроспутником Чибис-М

Последовательность загрузки ПО может быть представлена следующей схемой. Сначала запускаются процедуры инициализации базового функционала аппаратной части системы: процессора и памяти, после чего осуществляется передача инициализации ядру операционной системы

Далее стартует ядро операционной системы, инициализирующее остальные аппаратные ресурсы процессорного модуля, а также запускающее сервисные функции, необходимые для работы многопоточного приложения – полетного ПО. Последовательность запуска ядра следующая:



Функция *cyg_start* выполняет инициализацию аппаратных ресурсов, специфичных именно для процессорного модуля (и вычислительной системы) системы управления.

Функция *cyg_prestart* используется для дополнительной инициализации аппаратных ресурсов, специфичных именно для процессорного модуля.

Функция *cyg_package_start* инициализирует библиотеки общего назначения, входящие в состав ECOS и добавленные в конфигурацию. Например, это могут быть функции инициализации библиотек ISO C и т.д.

Функция *cyg_user_start* – точка входа в полетное ПО. Эта функция уже вызывает функции инициализации модулей, создает потоки опроса датчиков ориентации и т.д.

Start the scheduler – запуск т.н. Планировщика потоков. Запускается он из функции *cyg_user_start*. Планировщик – это объект операционной системы, занимающийся диспетчеризацией процессорного времени и переключением процессора между потоками, работающими в составе полетного ПО.

Весь процесс загрузки вплоть до запуска Планировщика выполняется при отключенной системе обработки прерываний.



Далее запускаются функции собственно БПК в следующей последовательности.

Функция *drv_start_control()* инициализирует драйвер шины SPI, параллельной шины, а также драйвер АЦП.

*Read cb*_variables* – чтение значений глобальных переменных.

I2c_control_init() – инициализация датчиков тока (работают по шине i2c).

Boot_mount_dir() – монтирование файловой системы jffs2 основной или резервной в зависимости от значения одного из глобальных флагов cb_*.

LoadEmFPGA() – загрузка файла в ПЛИС. Имя файла: fpga.lib.

Boot_open_libs() – загрузка модулей бортового ПО.

Restore_time() – чтение метки времени из флэш-памяти, установка бортового времени БУСОС.

Svr_start_control() – инициализация и запуск модулей бортового ПО модулем Супервизора.